

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB "BLIDA"

Faculté des Sciences de l'Ingénieur

Département : Aéronautique



Mémoire pour l'obtention
du diplôme d'ingénieur d'état en Aéronautique

Option : Construction et maintenance aéronautique
Spécialité : Structure

Thème

*Etude énergétique d'un
turboréacteur*

Présente Par :

M^r : GHEZALI Adel
M^r : LAGSIER Abdallah

Encadré Par :

M^r : ALLALI Abderrazak

ANNEE UNIVERSITAIRE 2008 /2009

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

DEDICACES

Grâce à « Dieu » tout puissant, et en signe de reconnaissance à tous les sacrifices consentis pour ma réussite, on a eu la volonté pour mener à bien ce modeste travail que je dédie :

A L'âme de mon très cher père

A L'âme de mon très cher frère ABDERRAZAK

A ma vie, ma très chère mère. Qu'elle trouve ici l'expression de mes sentiments les plus profonds pour le confort moral qu'elle m'a assuré tout au long de mes études.

A mes frères et mes sœurs

A mon binôme ABDELLAH, ainsi qu'à toute sa famille.

A mes fidèles amis : CHAKCHAKI, FATEH, HAMAIDA, HOUARI, ZOUAGHI, SAIF, BARKI, DJOUDA, KARIM.

A tous mes frères amis ET tous les douiste

Aux gens qui m'aiment et m'estiment.

ADEL



DÉDICACES

*Je souhaite dédier ce travail,
synonyme de concrétisation de mes efforts :
à la chandelle de ma vie,
mes parents pour leur amour fort et léger
et à toute ma famille
à mes fidèles amis :*

HRAOBIA ABD ELHAMID, COLONAL DJAMAL ;

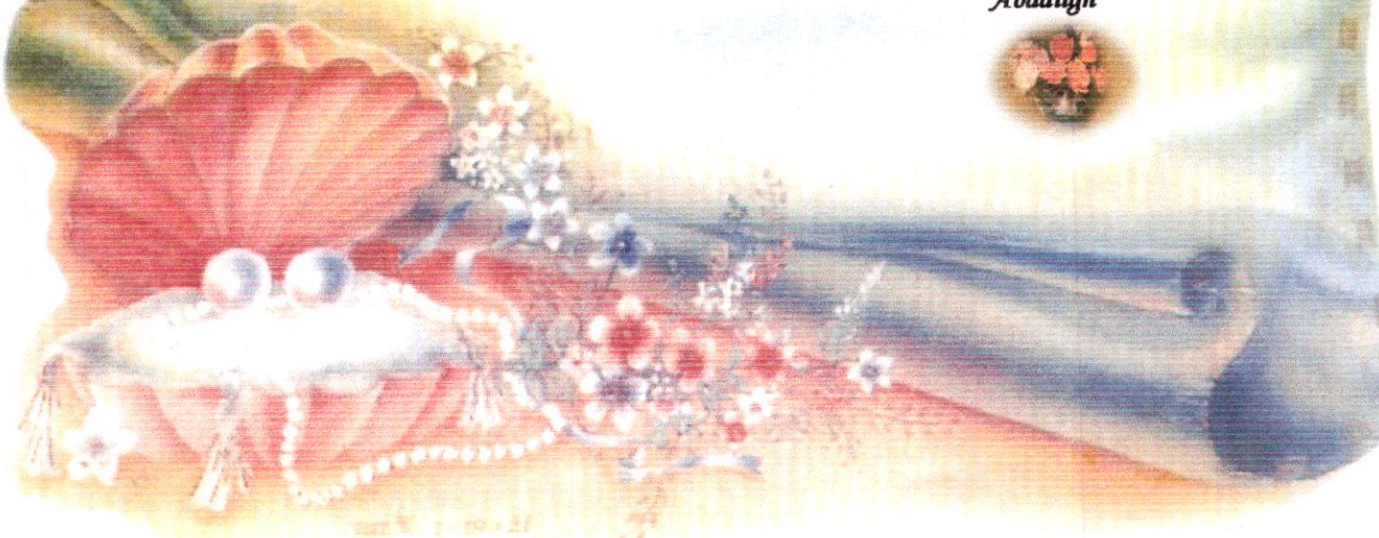
dont je suis honorés de les connaître.

à mon binôme : adel

et je le félicite d'ailleurs.

à tous mes amis de la BLOC 2

Abdallgh



Remerciements

Ce mémoire à été réalisé dans le cadre du projet de fin d'étude de l'année 2009.

Grand merci à Dieu tout puissant qui nous accorder le don d'achever ce travail.

Notre compréhension des sciences aéronautiques doit beaucoup à ceux qui ont été nos maitres à DAB. Ce mémoire est un témoignage de profonde reconnaissance à eux. Il porte l'empreinte de leurs enseignements. Sa parution est en suite l'occasion de les saluer. L'influence de Mr ALLALI A., notre encadreur de mémoire, a été déterminante; et les conseils de Mr KASMI ont été précieuses et bénéfiques.

Nos remerciements vont aussi à nos nombreux collègues qui ont eu la gentillesse et la patience de nous aider à finir ce mémoire.

Nous remercions cordialement le jury qui a accepté d'examiner notre travail et juger notre comportement.

المخلص

المعروضة في هذه الورقة هو وضع برنامج يسمح لنا حساب الأداء العام (محددة الاتجاه ، الهدف الرئيسي للأعمال المروحي واحد مع تصميم جديد القول وخاصة في استهلاك الوقود من المحرك التربينى المروحي تقليدية المحرك التربينى المقارنة بين أداء هذين النهجين ، وذلك باستخدام عدة معايير مثل الطيران ثانوي غرفة الاحتراق ، وهذا يتيح لنا أيضا أن عند مدخل ، وعدد من الرحلات ماخ ، ومعدل ضاغط فإن معدل المروحة ، وتخفيف نسبة ودرجة الحرارة والارتفاع ارتفاع ضغط التوربينات

Résumé

L'objectif principale du travail présenté dans ce mémoire est de réaliser un programme informatique qui nous permet de calculer les performances globales (la poussée spécifique, la consommation spécifique) d'un turbofan conventionnel et d'un turbofan avec la nouvelle conception c'est à dire avec une chambre de combustion secondaire, ceci nous permet aussi de faire une comparaison entre les performances de ces deux conceptions, en utilisant plusieurs paramètres tels que l'altitude de vol, le nombre de mach de vol, le rapport de compression du compresseur, le rapport de compression de la soufflante, le taux de dilution et la température à l'entrée de la turbine haute pression.

Abstract

The main objective of the work presented in this paper is to develop a program that allows us to calculate the overall performance (specific thrust, specific fuel consumption) of a conventional turbofan turbofan and one with the new design is to say with a secondary combustion chamber, this also allows us to make a comparison between the performance of these two approaches, using several parameters such as flight altitude, the Mach number of flight, the compression ratio of compressor The compression ratio of the fan, the dilution ratio and temperature at the entrance to the high pressure turbine.

SOMMAIRE

INTRODUCTION GENERALE

1 Les enjeux actuels	01
2 Positionnement de l'étude et objectif	02
3 organisation du mémoire	02

Chapitre I LES SYSTEMES DE PROPULSION AERONAUTIQUE

I.1 Historique et évolution technique	03
I.1 Définition d'un moteur à réaction	06
I.2 Les différents types de propulseurs	07
I.2.1 Les propulseurs à réaction indirecte.....	09
I.2.1.1 Les Moteurs à piston.....	09
I.2.1.2 Les Turbopropulseurs :	11
I.2.2 Les propulseurs à réaction directe :	12
I.2.2.1 Les Turboréacteurs :	13
I.2.2.2 Les Statoréacteurs	14
I.2.2.3 Les Pulsoréacteurs.....	15
I.2.2.4 Les moteurs fusés.....	18

Chapitre II ANALYSE ET CALCUL ENERGITIQUE D'UN TURBOFAN

II.1 Description du turbofan avec chambre de combustion secondaire	
II.1.1 Définition et principe de fonctionnement.....	19
II.1.2 Décomposition du turbofan.....	20
II.1.3 Les hypothèses de travail :	21
II.1.4 Données et paramètres de fonctionnement :	21
II.2 Entrée d'air	
II.2.1 But.....	22
II.2.2 Caractéristiques d'une entrée d'air.....	23

II.2.3	Fonctionnement d'une entrée d'air.....	24
II.2.4	Etude énergétique de l'entrée d'air	28
II.3 soufflante et compresseur		
II.3.1 La soufflante		
II.3.1.1	Définition.....	31
II.3.1.2	Les caractéristiques d'une soufflante.....	31
II.3.2 Les Compresseurs		
II.3.2.1	But.....	32
II.3.2.2	Les différents types de compresseurs	33
II.3.2.3	Définition d'un étage de compresseur axial :	34
II.3.2.4	Principe de fonctionnement d'un étage de compresseur axial	34
II.3.2.5	Etude aérodynamique d'un étage de compresseur axial :	37
II.3.3	Calcul énergétique du fan et compresseurs :	38
II.3.4	Graphe caractéristique du fonctionnement du compresseur	41
II.4 Chambre de combustion		
II.4.1	But.....	41
II.4.2	Les Différents types de chambres de combustion	42
II.4.3	Fonctionnement d'une chambre de combustion.....	43
II.4.4	Calcul énergétique de la chambre de combustion :	47
II.5 Turbines		
II.5.1	But	49
II.5.2	Les différents types de turbine.....	50
II.5.3	fonctionnement d'une turbine axiale.	52
II.5.4	Calcul énergétique de la turbine :	52
II.5.6	Stabilité de fonctionnement du turboréacteur:	55
II.7 Tuyère d'éjection		
II.7.1	But et principe de fonctionnement :	58
II.7.2	Description de la tuyère d'éjection :	58

II.7.3	Fonctionnement d'une tuyère	60
II.7.4	Calcul énergétique de la tuyère d'éjection.....	61
II.8	Les performances d'un turbofan avec chambre de combustion secondaire	
II.8.1	La poussée spécifique	63
II.8.2	La consommation spécifique	64
Chapitre III	ELABORATION D'UN CODE DE CALCUL	
III.1	But et description du programme.....	65
III.2	Conception du programme.	66
III.3	Langage de programmation Matlab.....	68
III.4	Le programme principal en Langage Matlab	69
Chapitre IV	RESULTATS ET INTERPRETATIONS	
IV.1	Les variations de température et de pression	
IV.1.1	Les variations de température totale	74
IV.1.2	Les variations de pression totale	75
IV.2	Les paramètres influant sur la poussée spécifique et la consommation spécifique	
IV.2.1	Les variations de la poussée spécifique et la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach de vol.....	77
IV.2.2	Les variations de la poussée spécifique et la consommation spécifique en fonction du taux de compression de la soufflante :	79
IV.2.2	Les variations de la poussée spécifique et la consommation spécifique en fonction du taux de dilution.....	82
Conclusion générale et perspective.....		86

LISTE DES FIGURES

Figure I.1	Evolution des moteurs aéronautiques de 1890 à nos jours.....	3
Figure I.1	Principe de fonctionnement d'un moteur à réaction.....	7
Figure I.2	Organigramme des différents types de propulseurs.....	7
Figure I.3	Moteur à piston.....	8
Figure I.4	Le Turbopropulseur..	9
Figure I.5	Turbopropulseur à turbines liées.....	10
Figure I.6	GTP é turbines libres.....	10
Figure I.7	Turbopropulseur à deux étages.....	11
Figure I.8	Turboréacteur à simple flux mono corps.....	12
Figure I.9	Turboréacteur simple flux double corps.....	13
Figure I.10	Turboréacteur double flux à soufflante avant.....	14
Figure I.11	Turboréacteur double flux soufflante arrière.....	14
Figure I.12	Le Statoréacteur.....	15
Figure I.13	Le Pulsoréacteur.....	17
Figure I.14	Moteur fusée.....	17
Figure II.1	Diagramme T-S d'un turbofan avec une chambre de combustion secondaire..	19
Figure II.2	Les stations relatives au turbofan avec une chambre de combustion secondaire.....	20
Figure II.3	Entrées d'air supersoniques.....	22
Figure II.4	Entrée d'air subsonique.....	22
Figure II.5	Entrée d'air subsonique type Pitot.....	24
Figure II.6	La courbe $\mu(M)$	26
Figure II.7	Ecoulement en cas $M_0 > M_2$	26
Figure II.8	Ecoulement en cas $M_0 = M_2$	27
Figure II.9	Ecoulement en cas $M_0 < M_2$	27
Figure II.10	Stations relatives à l'entrée d'air.....	28
Figure II.11	Soufflante d'un turboréacteur double flux.....	31
Figure II.12	Compresseur centrifuge Rolls-Royce.....	32
Figure II.13	Fonctionnement d'un compresseur centrifuge installé sur un turboréacteur.....	33
Figure II.14	Compresseur axial Rolls-Royce RB 199.....	33
Figure II.15.a	Rotor d'un compresseur axial.....	34
Figure II.15.b	Stator d'un compresseur axial.....	34

Figure II.16	Grille mobile d'un étage du compresseur axial.....	35
Figure II.17	Grille fixe d'un étage du compresseur axial.	36
Figure II.18	Bilan aérodynamique sur l'étage d'un compresseur axial.....	37
Figure II.19	Bilan thermodynamique sur l'étage d'un compresseur axial.....	37
Figure II.20	Stations relative au compresseur.....	39
Figure II.21	Diagramme compresseur.....	42
Figure II.22	Chambre de combustion.....	43
Figure II.23	Types de chambres de combustion.....	43
Figure II.24	Courbe limitant le domaine de la combustion.....	45
Figure II.25	Principe de fonctionnement d'une chambre de combustion.....	46
Figure II.26	Station relative à la chambre de combustion.....	47
Figure II.27	Turbine axiale.....	49
Figure II.28	Composantes d'une turbine axiale.....	49
Figure II.29	Effort aérodynamique et vitesses de l'écoulement à travers un étage d'une turbine axial.....	50
Figure II.30	Force aérodynamique dans un étage d'une turbine à réaction.	52
Figure II.31	Vitesses de l'écoulement sur un étage d'une turbine à réaction.	52
Figure II.32	Graphe caractéristique du fonctionnement d'une turbine axiale.....	53
Figure II.33	Stations relative à la turbine.....	53
Figure II.34	Adaptation turbine-compresseur.....	57
Figure II.35	Canal d'éjection d'un turboréacteur simple.....	59
Figure II.36	Cône d'échappement du réacteur.....	60
Figure II.37	Tuyère d'un réacteur.....	60
Figure II.38	Stations relatives à la tuyère.....	62
Figure III.1	Organigramme de programme.....	68
Figure III.2	Fenêtre de départ.....	70
Figure III.3	fenêtre de sélection du mode fonctionnement.....	70
Figure III.4	Interface graphique du turbofan avec chambre de combustion secondaire.....	71
Figure III.5	Interface graphique du turbofan sans chambre de combustion secondaire.....	72
Figure IV.1	Les variations de température totale des gaz lorsqu'ils traversent le turbofan.....	73
Figure IV.2	Les variations de pression totale des gaz lorsqu'ils traversent le turbofan.....	74

Figure IV.3	La variation de la consommation spécifique en fonction de M_0	76
Figure IV.4	Les variations de la poussée spécifique en fonction de M_0	76
Figure IV.5	Les variations de la poussée spécifique en fonction de B_1	78
Figure IV.6	Les variations de la consommation spécifique en fonction de B_1	78
Figure IV.7	Les variations de la consommation spécifique en fonction de taux de dilution λ	80
Figure IV.8	Les variations de la consommation spécifique en fonction de taux de dilution λ	80

Liste des nomenclatures

Symboles	Désignations	Unité
H	Altitude de vol	m
\dot{m}	Débit massique	Kg /s
V	Vitesse absolue	m/s
P	Pression statique	Pascal
P_t	Pression totale	Pascal
T	Température statique	°K
T_t	Température totale	°K
C_p	Chaleur spécifique	kJ /kg K
M	Nombre de Mach	
R_0	Constante des gaz parfait	J/kg. °K
F_{tot}	Poussée totale	Newton
F_s	Poussée spécifique	Newton/
C_s	Consommation spécifique	Kg/N.s
Q	Pouvoir calorifique kérosène	kJ/kg
f	richesse	
$B1$	Rapport de compression de la soufflante	
$B2$	Rapport de compression de compresseur basse pression	
$B3$	Rapport de compression de compresseur haute pression	
η	Rendement polytropique	
ε	Pertes de pression totale	
ρ	Masse volumique	Kg/m ³
γ	Rapport des chaleurs spécifique	

Liste des indices

Indice	Désignations
s	soufflante
cbp	Compresseur basse pression
chp	Compresseur haute pression
thp	Turbine haute pression
tbp	Turbine basse pression
ccp	Chambre de combustion primaire
ccs	Chambre de combustion secondaire
a	Propriété entre l'entrée d'air et la chambre de combustion primaire
b	Propriété entre la chambre de combustion primaire et la chambre de combustion secondaire
c	Propriété entre la chambre de combustion secondaire et la tuyère d'éjection

Introduction générale :

1 : Les enjeux actuels :

Depuis l'invention du turboréacteur en 1930, les motoristes cherchent toujours à répondre aux normes anti-bruit et anti-pollution imposées par les compagnies aériennes et les exploitants, ce qui pousse les constructeurs à concevoir des réacteurs de plus en plus efficaces en termes de nuisance sonore et de consommation de carburant.

L'amélioration des moteurs militaires passe par une diminution importante du poids du moteur afin de disposer de machines plus puissantes (poussée accrue) et consommant moins de carburant (augmentation du rayon d'action et diminution de la pollution).

2 : Positionnement de l'étude et objectif :

Au cours du développement de l'aviation, les moteurs prennent une grande importance dans le but d'augmenter leurs performances de point de vue poussée, consommation. Les constructeurs sont arrivés à construire un turboréacteur simple flux double corps pour accroître encore l'efficacité. Des améliorations sont effectuées sur ce type de turboréacteur ; l'écoulement d'air est divisé en deux flux : un flux primaire qui passe à l'intérieur du corps de réacteur et un flux secondaire provenant de la soufflante qui est canalisé autour du réacteur.

La nouvelle version ou la nouvelle conception de ce type de turboréacteur consiste à ajouter une chambre de combustion secondaire dans le raccord de transition qu'existe entre la turbine haute pression et la turbine basse pression et où les gaz sont réchauffés avant le deuxième processus de détente.

Dans la chambre de combustion secondaire le carburant est brûlé à une pression plus élevée que celle dans un dispositif de poste de combustion ce qui donne un meilleur rendement thermique.

L'objectif principal du travail présenté dans ce mémoire est de réaliser un programme informatique qui nous permet de calculer les performances globales (la poussée spécifique, la consommation spécifique) d'un turbofan conventionnel et d'un turbofan avec la nouvelle conception c'est à dire avec une chambre de combustion secondaire, ceci nous permet aussi de faire une comparaison entre les performances de ces deux conceptions, en

utilisant plusieurs paramètres tels que l'altitude de vol, le nombre de mach de vol, le rapport de compression du compresseur, le rapport de compression de la soufflante, le taux de dilution et la température à l'entrée de la turbine haute pression.

3 :Organisation du mémoire :

L'ensemble du travail de ce mémoire est réparti à travers de quatre chapitres :

Un premier chapitre présente un bref historique sur l'évolution des systèmes de propulsion, Et qui englobe et classe les systèmes de propulsion.

Le deuxième chapitre comprend une description de turbofan à étudier et une analyse aérodynamique et thermodynamique des différentes composantes.

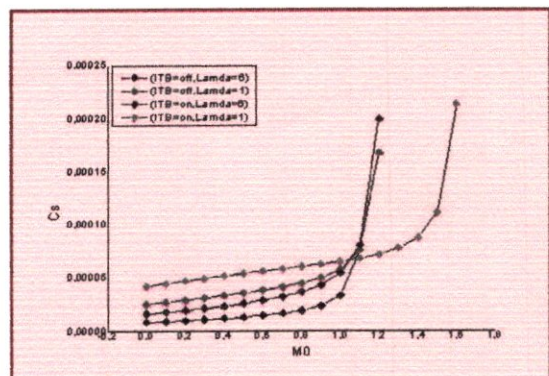
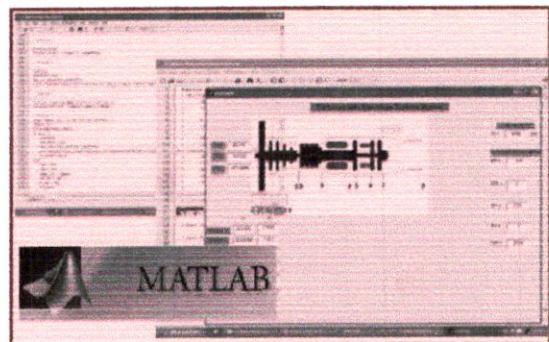
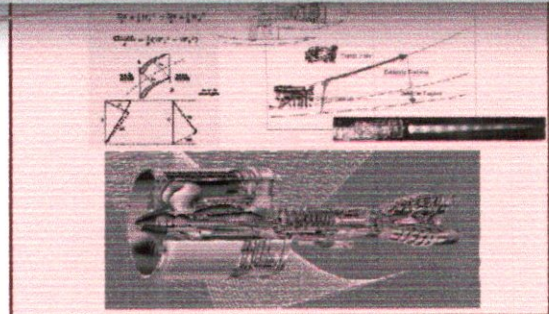
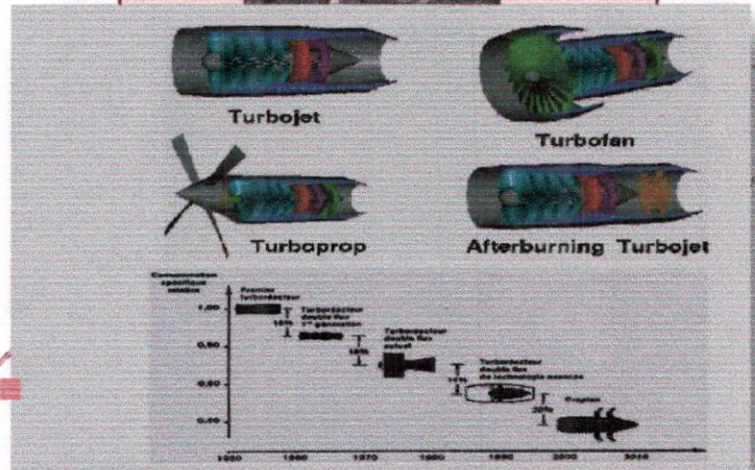
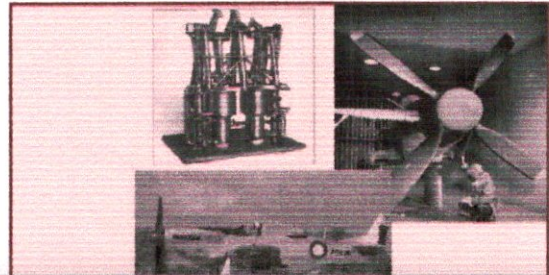
Le troisième chapitre est une application dont le but est de concevoir un programme informatique en langage Matlab qui simule le fonctionnement du moteur afin de calculer ses performances.

Le dernier chapitre est consacré à l'interprétation des résultats obtenus par le programme du chapitre précédent.

Enfin on termine ce mémoire par une conclusion générale.

Chapitre 1

■ ■ LES SYSTEMES DE PROPULSION AERONAUTIQUE ■ ■ ■



I.1 . Historique et évolution technique :[2]

Au cours du premier siècle le mathématicien grec du nom de Héron d'Alexandrie, fasciné par la mécanique, découvre le principe de la propulsion par réaction. Sa machine, baptisée aérolipile, permet d'expulser l'eau contenue dans un vase au moyen de vapeur surchauffée.

La première idée d'un engin volant plus lourd que l'air datant du 16ème siècle provenait de Léonard de Vinci. Jusqu'à alors, toutes les tentatives de l'homme pour imiter l'oiseau étaient basées sur l'idée d'appareils plus légers que l'air.

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

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

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

Cependant, le moteur à hélice souffre de limites importantes en termes de domaine de vol. Les phénomènes de choc en bout de pale restreignent son utilisation au domaine subsonique. En conséquence l'amélioration des performances de vol des avions nécessite la mise au point d'un nouveau type de moteur on l'occurrence le turboréacteur. En 1930, Franck Whittle reprend l'idée de Héron d'Alexandrie et dépose un brevet concernant cette nouvelle machine. Le principe de fonctionnement simple de ce moteur consiste à éjecter des gaz à grande vitesse à l'arrière de l'appareil afin de le propulser en utilisant le principe de la réaction. Le 12 avril 1937, le premier turboréacteur de l'histoire effectue ses premiers tours sur un banc d'essai. En 1939, Hans Von Ohain adapte avec succès ce type de moteur sur le Heinkel He178. Cet avion est le premier équipé d'un turboréacteur à voler et à passer la barrière de vitesse de 700 km/h.

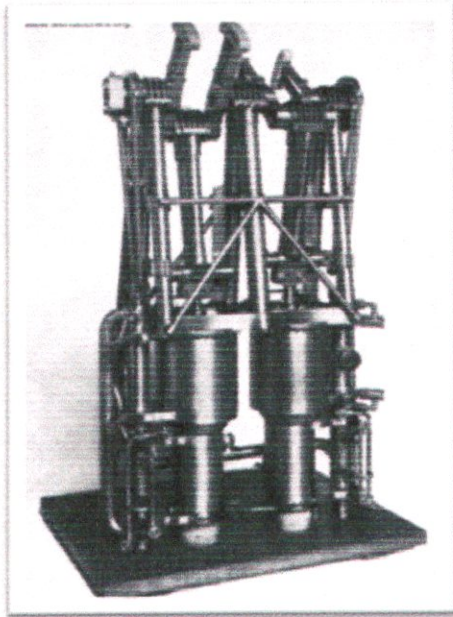
En 1948, le De Havilland DH108 est la première machine propulsée par un turboréacteur à franchir le mur du son. Ce système de propulsion équipe les avions civils

dès 1955. En 1976, il permet au Concorde d'atteindre un nombre de Mach égal à 2.02, ce qui réduit la durée de vol de New York à Paris à seulement 3 heures.

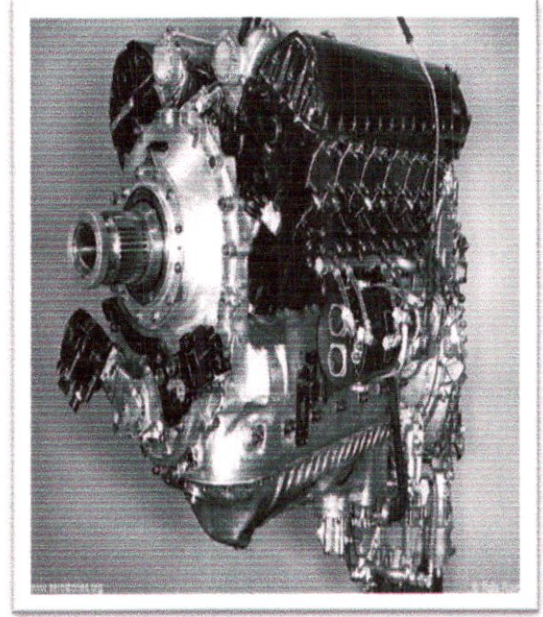
Le turboréacteur est aussi largement employé dans le domaine de l'industrie aérospatiale, en complément du moteur fusée. La dernière génération du lanceur européen Ariane (Ariane 50ECA) est équipée du moteur Vulcain 2, développé par Snecma, qui développe une poussée de 130t.

Bien que ses performances aient considérablement évoluées, le principe de fonctionnement du turboréacteur a peu changé depuis son invention en 1930. Un turboréacteur comprend principalement de l'avant à l'arrière, une entrée d'air, un compresseur, une ou plusieurs chambres de combustion munies d'injecteurs, une turbine, et une tuyère d'éjection. Ces réacteurs sont dits simples flux, lorsque l'air qui rentre traverse tous les éléments de la machine. En 1946, les réacteurs dits double flux font leur apparition, et dans les quels, une partie de l'air admise est déviée autour du flux gazeux principal. On obtient ainsi une augmentation du rendement propulsif et une réduction du bruit du réacteur du fait de la dilution des gaz chauds du flux principal. Ce type de moteur équipe aujourd'hui les avions gros-porteurs et possède une poussée supérieure à 20t.

La seconde amélioration du moteur simple flux est obtenue par la post combustion développée dans les années 50. Cette technique consiste à injecter et à enflammer du carburant dans un canal prolongeant la tuyère du turboréacteur. Cela permet d'augmenter considérablement la poussée du moteur mais au prix d'une augmentation importante de la consommation. Cette technique est surtout employée par l'aviation militaire, afin de disposer d'une capacité d'accélération importante et de franchir le mur du son.



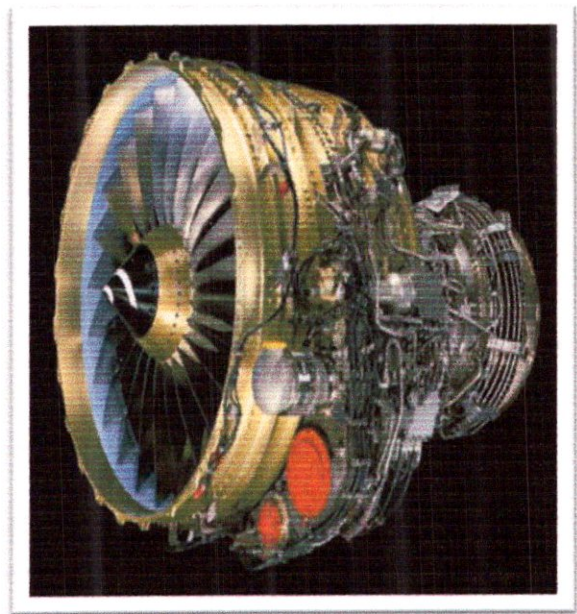
Le moteur à vapeur équipant l'avion de Merlin, Clément Ader l'Eole 2 (1890)



Le moteur Rolls-Royce équipant le Spitfire et l'Hurricane (1933)



Allison J33 construit par General-Electric, CFM56 descendant direct du Whittle 1 (1944)



Le moteur Snecma-General Electric, équipant les avions civils Airbus et Boeing (1974)

Figure I.1 . L'évolution technique du moteur.

I.2 . Les systèmes de propulsion aéronautique :

I.2.1 . Définition d'un moteur à réaction : [22]

Tout système de propulsion repose sur le principe de l'égalité de l'action et de la réaction (énoncée par Newton). Quel que soit le milieu dans lequel il doit fonctionner, suivant ce principe à toute action correspond une réaction égale et opposée. On donne cependant plus particulièrement le nom de propulsion par réaction à celle dans laquelle le fluide est éjecté par la machine après avoir été préalablement comprimé puis échauffé après l'inflammation d'un combustible.

Donc la vitesse de l'air prélevé de l'atmosphère est augmentée principalement grâce à sa combustion au cœur du moteur avant qu'il ne soit rejeté vers l'arrière, produisant ainsi la poussée qui fait avancer l'engin.

La poussée (F) d'un moteur à réaction est défini comme étant égale au produit du débit massique d'air (\dot{m}) par la différence entre les vitesses de sortie (V_s) et d'entrée (V_e) du flux gazeux ; soit en considérant le même débit traversant tout le moteur (le débit du combustible étant négligé)

$$F = \dot{m} (V_s - V_e) \quad \text{I.1}$$

Les propulseurs fonctionnant selon ce principe sont généralement appelés « moteur à réaction » ou « réacteur ».

On distingue parmi ceux-ci :

- Le turboréacteur.
- Le turbofan.
- Le turbopropulseur.

Pour ces trois « réacteurs » on peut imaginer un tube à l'intérieur duquel on fait brûler du carburant. L'air entre à la vitesse V_e , il est chauffé, il se dilate et sort à une vitesse V_s supérieure à la vitesse d'entrée, comme indiqué sur la figure I.2

Pour ces trois 3 types de réacteur, il faut :

- assurer un débit d'air suffisant pour amorcer et maintenir la combustion.
- comprimer cet air afin que la combustion puisse s'effectuer avec des garanties de stabilité et de bon rendement.

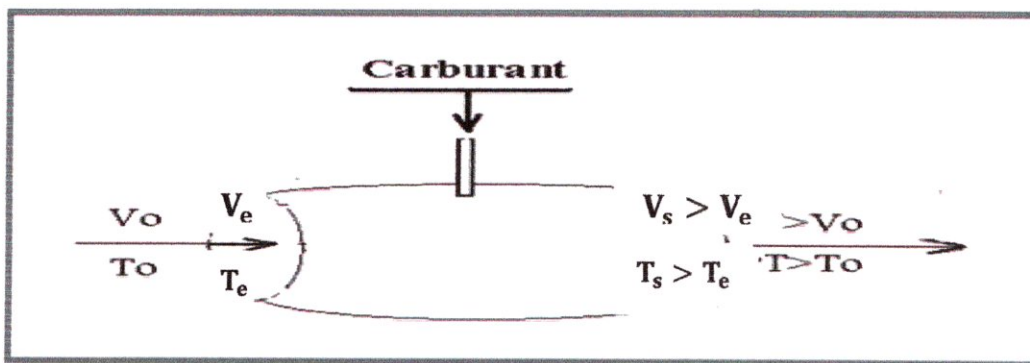


Figure I.2 .Principe de fonctionnement d'un moteur à réaction.

Dans un turboréacteur pour obtenir ces deux objectifs d'une façon autonome, on installe dans le corps avant et l'entrée du carburant un compresseur qui aspire l'air à une vitesse nulle ou plus faible que celle de l'avion, comprime et maintient une vitesse axiale de l'air à l'entrée de la chambre de combustion relativement indépendamment de la vitesse de vol.

I.2 .Les différents types de propulseurs : Les propulseurs à réaction sont classifiés en deux catégories : les propulseurs à réaction directe et les propulseurs à réaction indirecte.

I.2.2 . Les propulseurs à réaction indirecte : [14]

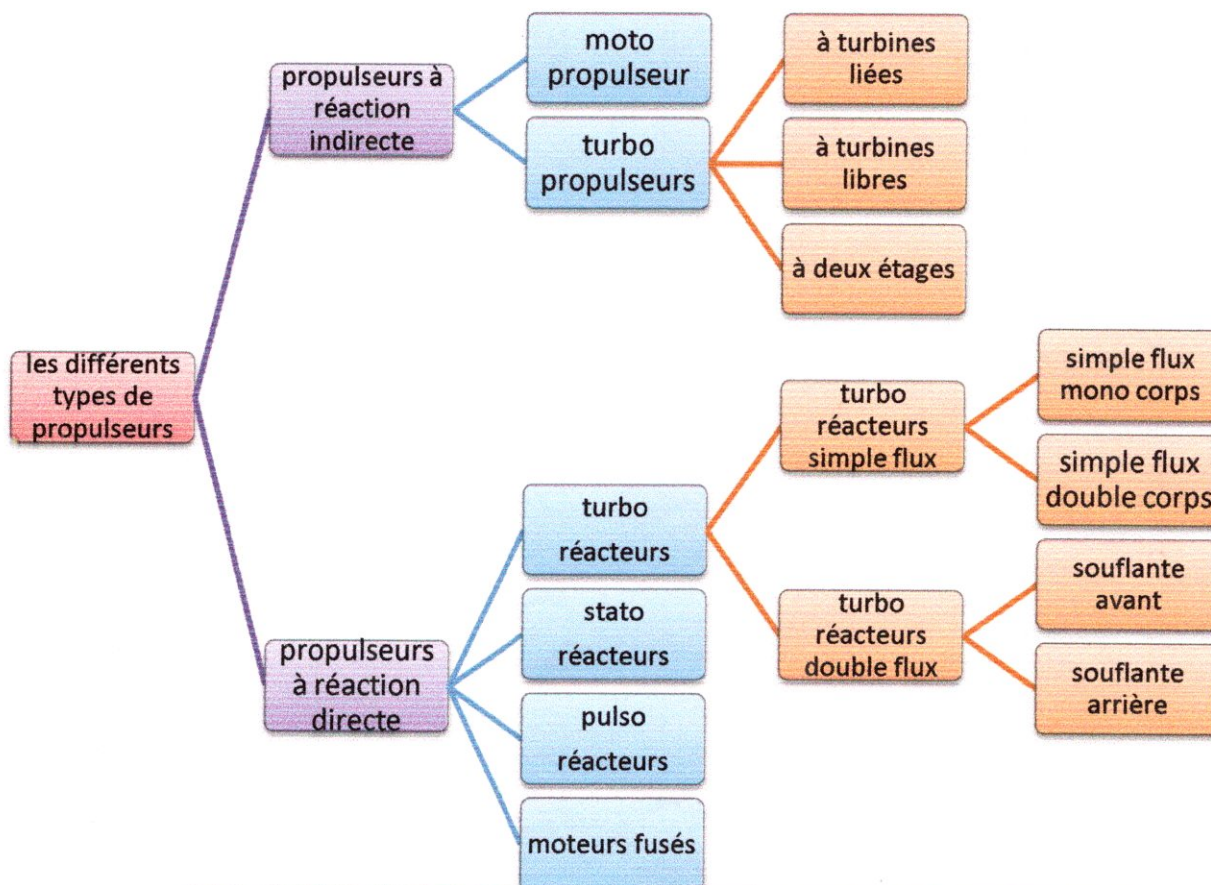


Figure I.3. Organigramme des différents types de propulseurs.

La production de la force de propulsion est réalisée par un organe intermédiaire (hélice) qui assure la plus grande part de cette force (80%), On trouve dans cette catégorie : les turbopropulseurs ou le groupe turbopropulseur (GTP), et les moteurs à piston ou groupe motopropulseur (GMP)

I.2.2.1. Les Moteurs à piston : [15,13]

Un moteur à piston comme représenté sur la figure I.4, est constitué d'un bloc moteur (généralement appelé carter) comportant :

- ✓ Un certain nombre de cylindre généralement 2 à 12.
- ✓ Dans chaque cylindre coulisse un piston qui oscille entre deux positions extrêmes appelées point mort haut (PMH) et point mort bas (PMB).

La chambre de combustion délimitée par le piston et le cylindre est fermée dans sa partie par la culasse, cette pièce est équipée de soupape dont le mouvement alternatif, synchronisé à la rotation du vilebrequin, gère la circulation des gaz à travers le moteur dans la chambre de combustion. Une chambre de combustion comporte deux soupapes : une soupape d'admission (admission de l'air à l'intérieur du cylindre) et une soupape d'échappement (échappement des gaz vers l'extérieur).

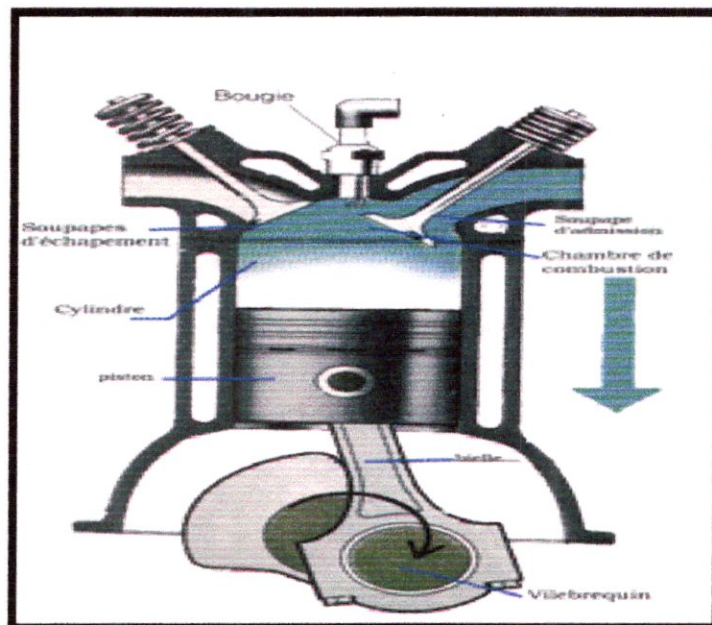


Figure I.4. Moteur à piston.

Le moteur à piston utilisé en aéronautique fonctionne sur le même principe que celui d'une voiture. Afin de diminuer le poids, le bloc est réalisé dans des alliages à base

d'aluminium et le refroidissement se fait par air. Le vilebrequin entraîne une hélice qui accélère l'air d'environ 10% en croisière. La poussée produite par les gaz d'échappement peut s'ajouter à la traction produite par l'hélice si les sorties d'échappement sont bien orientées.

L'hélice transforme l'énergie mécanique du moteur en énergie propulsive. Cette transformation se fait avec un rendement de l'ordre de 0,75 à 0,85 tant que la vitesse périphérique reste en dessous d'un nombre de Mach 0,7. L'augmentation de la vitesse et de la puissance à transmettre oblige à limiter le diamètre, augmenter le nombre de pales et à faire varier le calage des pales (pas variable) en vol. Les avions légers ont des hélices bipales de 1,50 à 2 m de diamètre pour des puissances de l'ordre de 80 à 160 ch. Les plus gros moteurs à pistons ont des hélices à 4 pales, parfois 5, d'un diamètre allant jusqu'à 4,20 m.

I.2.2.2. Les Turbopropulseurs : [15]

Le turbopropulseur (figure I.5) est un ensemble constitué d'une **hélice** mue par une turbomachine qui convertit l'essentiel de l'énergie des gaz produits en énergie mécanique. Un **turbopropulseur** est très semblable à un turboréacteur double flux à très fort taux de dilution dont la soufflante ne serait pas carénée. Les limitations aérodynamiques des hélices limitent son utilisation à des vitesses inférieures à un nombre de mach égal à 0,7 à peu près.

Le principe de fonctionnement du turbopropulseur est le même que celui du turboréacteur où l'énergie disponible à la sortie de la turbine sert à accélérer les gaz par détente dans la tuyère tandis que dans un turbopropulseur cette énergie est récupérée par une ou plusieurs turbines supplémentaires attelées, par l'intermédiaire d'un réducteur

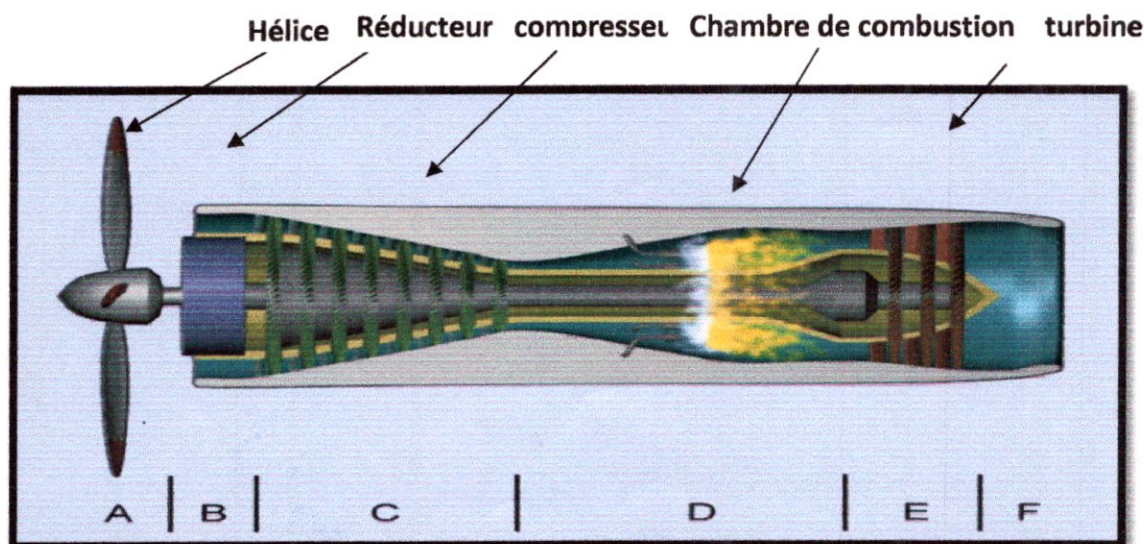


Figure I.5 . Le Turbopropulseur.

l'hélice.

Donc avec un turbopropulseur l'énergie des gaz est récupérée essentiellement sous forme mécanique sur un arbre. Cette énergie est de nouveau transformée en énergie cinétique par l'hélice. Le bilan est positif car aux basses vitesses de vol le rendement de propulsion de l'hélice est supérieur à celui des turboréacteurs.

Selon la liaison entre la turbine génératrice et les turbines de travail, on distingue trois types de turbopropulseurs.

Turbopropulseur à turbines liées : [23]

Sur ce type de moteur, les turbines de travail sont liées mécaniquement au générateur, le générateur et l'hélice ne forment qu'un seul organe comme représenté sur la figure I.5.

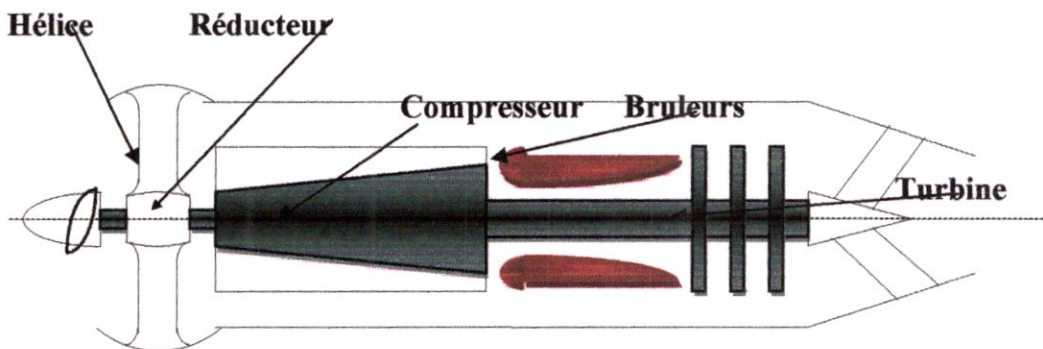


Figure I-6. Turbopropulseur à turbine liée.

Turbopropulseur à turbines libres : [23]

Pour ce type de moteur le générateur est dissocié de la turbine de travail, ce moteur est caractérisé par au moins deux mobiles, le mobile générateur composé d'un ou de plusieurs corps (ensemble compresseur turbine) et les turbines de travail entraînant l'hélice par l'intermédiaire du réducteur.

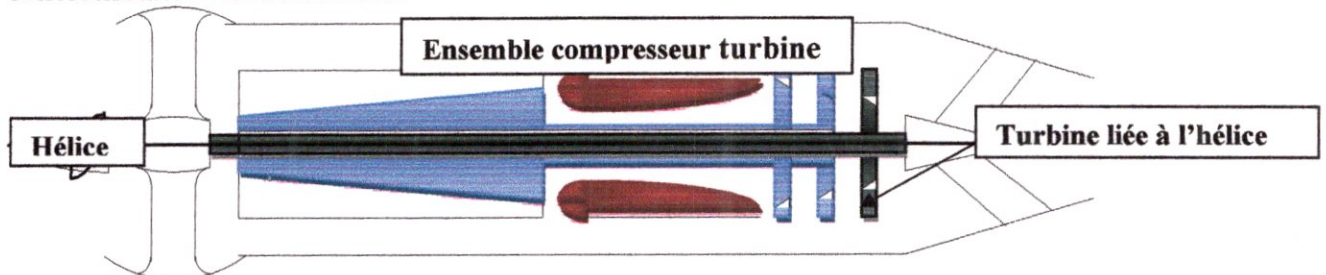


Figure I.7. Le turbopropulseur à turbines libres.

Turbopropulseur à deux étages : [23]

Afin d'accroître la puissance de l'arbre, les compresseurs axiaux sont utilisés, mais leur forte inertie amène les constructeurs à les concevoir sous forme de double corps :

- ❖ Le compresseur basse pression peut alors être entraîné par la turbine de travail basse pression; la variation de calage de l'hélice permettant alors d'optimiser le régime de rotation du compresseur BP.

La turbine de travail entraîne donc le compresseur BP et l'hélice par l'intermédiaire du réducteur.

- ❖ Le compresseur haute pression qui est entraîné par la turbine haute pression. L'arbre d'entraînement de ce mobile haute pression est creux et coaxial avec l'arbre de mobile basse pression.

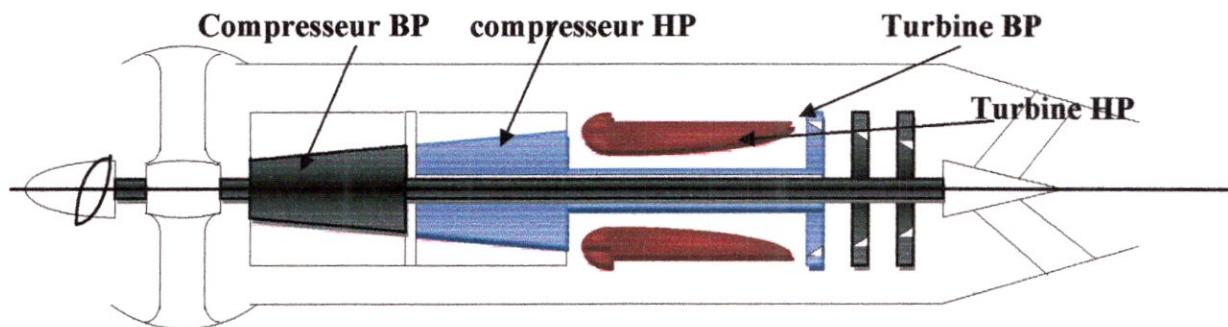


Figure I.8. Turbopropulseur à deux étages.

I.2.2. Les propulseurs à réaction directe :

Ce sont des propulseurs délivrant directement une force de propulsion (pas d'organe intermédiaire). On trouve dans cette catégorie Les turboréacteurs (Simple flux ou double flux), les statoréacteurs, les pulsoréacteurs et les fusés.

I.2.2.1. Les Turboréacteurs : [2]

A. Turboréacteur simple flux :

Dans un turboréacteur simple flux, l'air admis dans l'entrée d'air passe par le compresseur qui produit une compression pratiquement isentropique en utilisant une partie de la puissance disponible au niveau de la turbine de sortie. L'air comprimé est alors envoyé vers la chambre de combustion où il est mélangé au kérosène (le carburant) et enflammé de façon continue. Les gaz chauds issus de la chambre de combustion traversent alors la turbine et lui cèdent, au cours d'une détente pratiquement isentropique, une partie de leur énergie, utilisée

pour faire fonctionner le compresseur et les accessoires du moteur. La tuyère d'éjection accélère enfin les gaz sortants de la turbine créant ainsi une poussée qui sert à propulser le moteur et donc l'appareil auquel il est fixé.

A.1. Turboréacteur simple flux mono corps : [15]

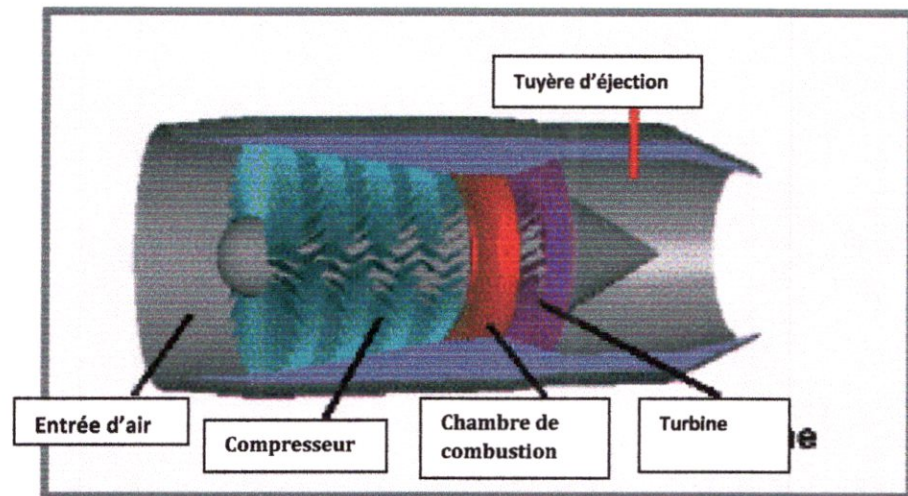


Figure I.9. Turboréacteur à simple flux mono corps.

Le turboréacteur simple flux mono corps est constitué principalement d'un compresseur, d'une chambre de combustion et d'une turbine. La turbine et le compresseur sont liés par un arbre.

Le compresseur est soit centrifuge (réacteurs anciens ou petits réacteurs) soit axial. Un compresseur axial est constitué d'une série de roues mobiles (rotor) et fixes (stator) équipées de grilles d'aubes ; l'ensemble d'une roue mobile et d'une roue fixe constitue un étage du compresseur. La turbine peut également posséder plusieurs étages de détente.

L'air sort du compresseur, avec une pression élevée et pénètre dans la chambre de combustion. Le combustible introduit par les injecteurs brûle en présence de l'air (combustion continue) ; une partie de l'énergie ainsi apportée sous forme de chaleur est utilisée par la turbine et sert à augmenter l'énergie cinétique des gaz qui se détendent dans la tuyère augmentant ainsi la vitesse d'éjection. La tuyère peut être seulement convergente à section fixe ou variable, ou convergente divergente avec section de col et de sortie fixes ou variables. Ce type de moteur est représenté sur la figure I.9

A.2 .Turboréacteur simple flux double corps :[4 ,15]

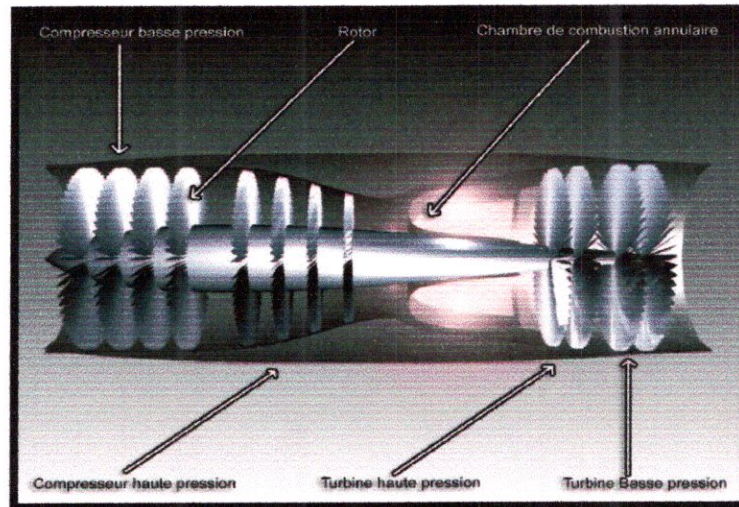


Figure I.10.Turboréacteur simple flux double corps.

Un turboréacteur simple flux double corps est constitué de deux corps mécaniquement indépendants, un corps basse pression (PB) constitué d'un compresseur basse pression (BP) entraîné par une turbine basse pression (BP), et un corps haute pression (HP) constitué d'un compresseur HP entraîné par une turbine haute pression (HP). Les arbres de liaison compresseur-turbine des deux corps sont coaxiaux et tournent à des vitesses différentes (l'arbre de l'ensemble haute pression ayant la plus grande vitesse). Voir figure I.10 La chambre de combustion est comprise entre le compresseur HP et la turbine HP. Le même débit d'air traverse toute la machine.

On peut avoir aussi des turboréacteurs simple flux mono corps ou double corps avec une chambre de poste de combustion où deuxième combustion à lieu.

B. Turboréacteur double flux :[4]

Le réacteur à turbofan est une version améliorée du turboréacteur. Seule une partie de l'air qui pénètre dans le moteur est comprimée par le compresseur, l'autre partie est détournée vers une enveloppe extérieure. Cette dernière est ensuite mélangée avec les gaz très chauds sortant de la turbine, avant d'atteindre la tuyère d'éjection. Un turbofan produit une plus grande poussée utile pour le décollage et l'ascension, et a une meilleure efficacité (la déviation d'une partie de l'air refroidit le moteur et diminue son niveau sonore).

Il existe deux types de turbofan : turbofan à soufflante avant et turbofan à soufflante arrière.

B.1. Turbofan à soufflante avant : [15]

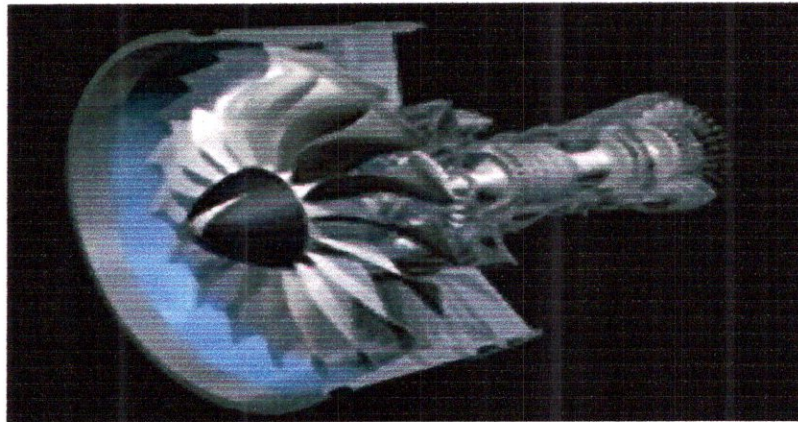


Figure I.11. Turboréacteur double flux à soufflante avant.

Le fan où soufflante fait partie intégrante du compresseur basse pression qui est entraîné par une turbine basse pression, dans ce cas le débit total qui est fixé et un partage variable en fonction des conditions de vol s'effectue entre le flux primaire et secondaire. Ces moteurs peuvent être à flux mélangés ou à flux séparés : voir figure I.2. Dans le cas du moteur à double flux séparé : les gaz du canal primaire sont éjectés par une tuyère primaire, ceux du canal secondaire par une tuyère séparée.

Pour le moteur à double flux avec mélangeur : les gaz issus de la turbine BP sont mélangés à l'air du canal secondaire avant d'être éjectés ensemble dans une tuyère secondaire commune.

B.2. Turbine à soufflante arrière : [23]

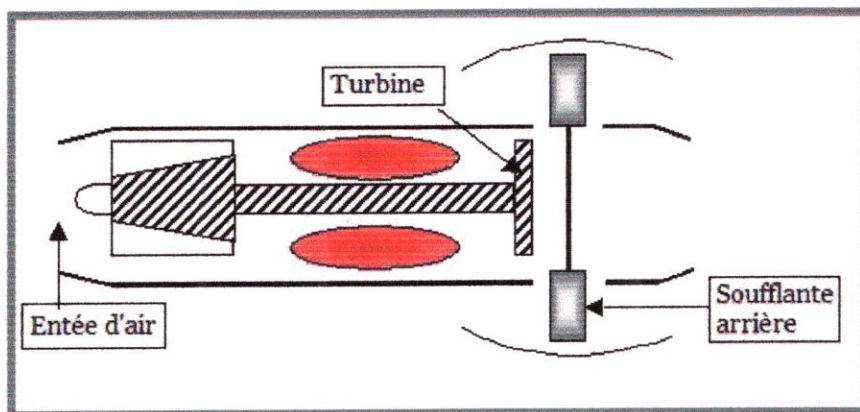


Figure I.12. Turboréacteur double flux soufflante arrière.

D'autre part, seules les grandes vitesses offrent un rendement acceptable : à un nombre de Mach égal à 1 le rendement est de 5% ce qui est très faible alors qu'à un nombre de Mach de 4 il serait de 50% ce qui est excellent.

En fin les avantages du statoréacteur soit son très faible poids, sa conception simple et l'absence de turbine qui obligerait à limiter la température de combustion.

1.2.2.3. Les Pulsoréacteurs : [6,18]

Le pulsoréacteur est une tuyère propulsive à fonctionnement discontinu dans laquelle se produit une combustion à volume constant avec une colonne de gaz en pulsation. Le pulsoréacteur comme le statoréacteur ne comporte ni compresseur ni turbine. Ses seules parties mobiles étant les clapets situés à l'avant de la chambre de combustion, et contrôlent l'admission de l'air dans celle ci. Ces clapets, qui ne peuvent s'ouvrir que dans le sens de l'admission, sont maintenus fermés par des ressorts. Lors de la combustion et s'ouvrent après pour permettre l'admission d'air.

Comme représenté sur la figure I.14. Un pulsoréacteur est constitué essentiellement :

- D'un tube à section variable à l'intérieur duquel on trouve successivement.
- Un collecteur d'entrée en forme de divergent, utilisé pour l'admission de l'air.
- Une grille d'obturation à section rectangulaire, munie de volets mobiles s'ouvrant et se fermant de 40 à 50 fois par seconde et dont l'ouverture n'a lieu que dans le sens de l'admission d'air.
- Un dispositif d'injection de carburant.
- Une bougie électrique, utilisée lors du démarrage pour la première inflammation du carburant.
- Une chambre de combustion d'abord cylindrique, puis tronconique.
- Une tuyère cylindrique, utilisée pour l'éjection des gaz brûlés,

L'écoulement externe est totalement séparé de l'écoulement interne, de point de vue régime de rotation ils sont totalement indépendants. Dans ce cas un canal indépendant du flux secondaire conduit l'air jusqu'à la soufflante.

Le débit d'air secondaire ne dépend que de la vitesse de rotation de la soufflante et de son rapport de pression et n'a plus de relation avec le débit primaire. Voir figure I.12.

Ils existent des turboréacteurs à doubles flux peuvent avec soufflante arrière ou soufflante avant, mono corps ou double corps

I.2.2.2. Les Statoréacteurs : [17]

Un statoréacteur est un moteur à réaction aucun organe ou mobile tournant. Il fonctionne selon le principe voisin de turboréacteurs. Il est composé d'un diffuseur, d'une chambre de combustion et d'une tuyère, comme représenté sur la figure I.13

I.2

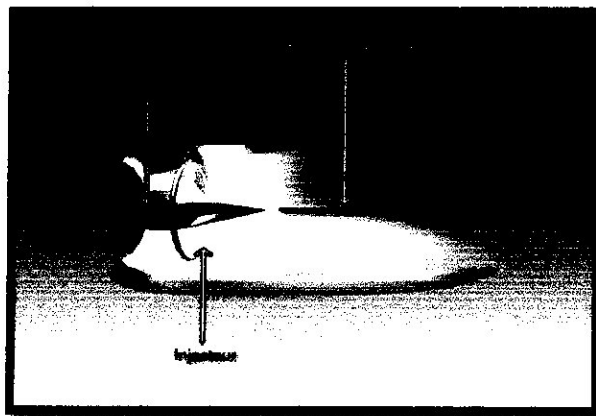


Figure I.13. Le Statoréacteur.

Dans le diffuseur, l'air entrant est ralenti et comprimé, puis il est brûlé à pression constante dans la chambre de combustion par apport des combustibles, et est enfin détendu causant un accroissement de la grande vitesse dans la tuyère de sortie. L'équation donnant la poussée est sous la forme :

I.3

Mais ce système de propulsion n'est pas autonome puisqu'il nécessite un moteur de décollage, afin que la vitesse à l'entrée du statoréacteur soit suffisante pour assurer la compression nécessaire.

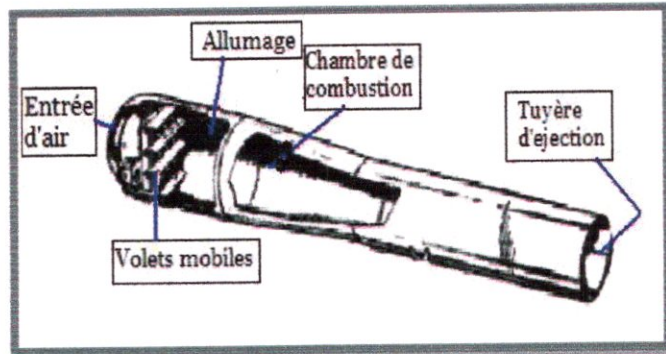


Figure I.14.Le Pulsoréacteur.

La poussée d'un pulsoréacteur croît avec la vitesse de déplacement tant que celle-ci reste inférieure à un nombre de Mach de 0,8 ; en particulier, on constate qu'au point fixe, donc à vitesse nulle, le pulsoréacteur offre l'avantage, à l'inverse du statoréacteur, de pouvoir disposer d'une poussée non nulle.

Parmi les utilisations probables de ce système de propulsion on cite la propulsion des engins téléguidés, de véhicules utilisées pour la météorologie ou pour des sauvetages en mer.

L'avantage du pulsoréacteur est de donner une poussée au point fixe, mais il présente les inconvénients suivants : mauvaise tenue des volets, vitesse de vol limitée par suite du battement pas assez rapide des volets, consommation de carburant élevée.

I .2.2.4.Les moteurs fusés :[10,18]

Une fusée est un moteur à réaction emportant son combustible et son oxydant à bord, est capable de fonctionner hors atmosphère. La combustion a lieu à pression constante, dans une chambre en communication avec une tuyère d'où s'échappent les gaz à haute température et à grande vitesse. Voir figure I.15

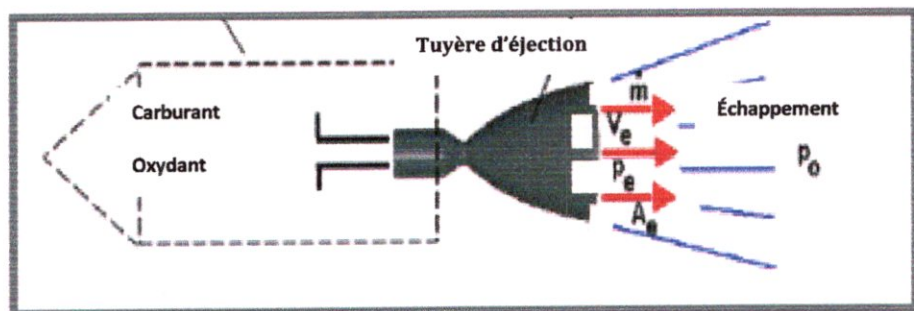


Figure I.15. Moteur fusée.

La poussée F d'un moteur fusée est donnée par :

$$F = \dot{m}V_s + (P_s - P_0)A_s \quad \text{I.4}$$

A_s est la section de sortie de la tuyère.

P_s et P_0 les pressions de sortie et atmosphérique.

Si $P_s = P_0$ (hors atmosphère) la poussée se réduit à :

$$F = \dot{m}V_s \quad \text{I.5}$$

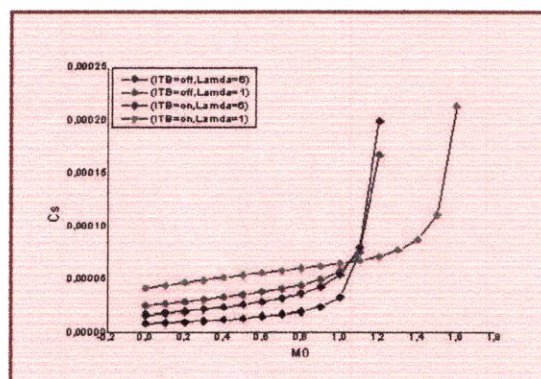
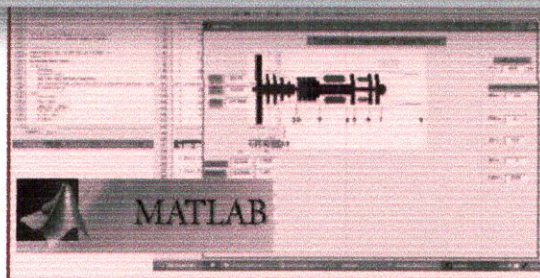
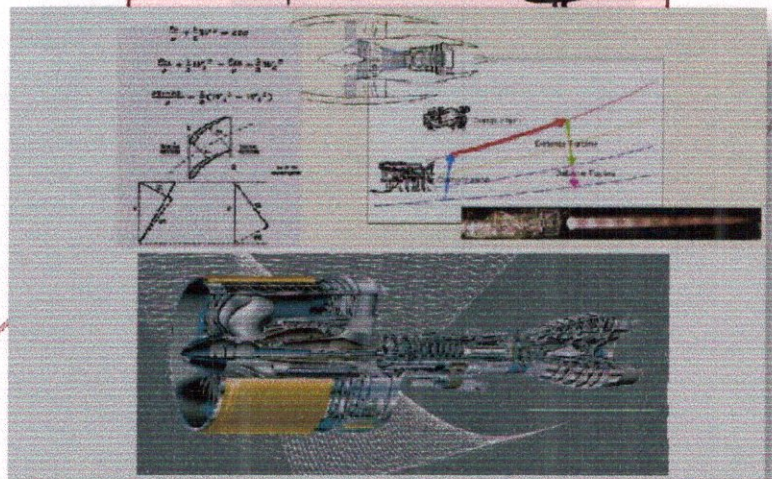
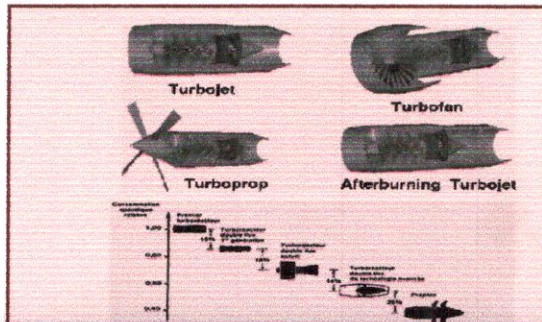
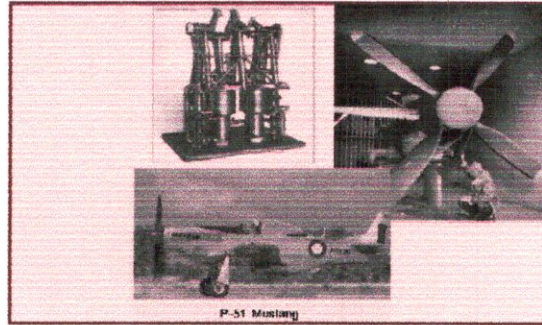
On appelle ergols ou propergols les substances liquides ou solides brûlées dans un moteur fusée. On caractérise les performances d'un ergol par son impulsion spécifique I_s , qui est le temps pendant lequel une masse de 1kg produit une poussée de 9,81 N.

L'un des grands intérêts de la fusée, outre bien sûr sa capacité à fonctionner hors atmosphère, et que sa poussée ne dépend pas de sa vitesse propre. Elle développe ainsi une puissance importante au démarrage, à la différence des statoréacteurs.

Les applications des moteurs fusées sont la propulsion des missiles ou des lanceurs utilisés pour mettre en orbite des véhicules spatiaux.

Chapitre 2

■ ■ ANALYSE ET CALCUL ENERGÉTIQUE D'UN TURBOFAN ■ ■ ■



II.1 .Description du turbofan en plus une chambre de combustion secondaire:

II.1.1 Définition et principe de fonctionnement : [12 ,7]

Le type de turboréacteur étudié dans notre travail est un turbofan avec une chambre de combustion secondaire située entre la turbine haute pression et la turbine basse pression, c'est une nouvelle conception utilisée pour l'amélioration des performances globale de ce type de turboréacteur.

La figure II.1 représente le diagramme T-S d'un turbofan avec une chambre de combustion secondaire,

L'air qui entre dans le corps du moteur est comprimé par le compresseur qui se compose d'une partie basse pression et une autre haute pression. A la station 3, l'air est comprimé et ensuite amené dans la chambre de combustion primaire, où les injecteurs ajoutent du kérosène grâce auquel le mélange air-carburant se consumera, ce qui produit l'augmentation de la température des gaz à T_{t4} qui font tourner la turbine qui fournit assez de puissance pour conduire les compresseurs et le fan. Les gaz subissent une première détente au niveau de la turbine haute pression. Pour accroître la poussée des gaz, on peut ajouter et brûler du carburant dans la chambre de combustion secondaire, ce qui augmente leur température à nouveau à T_{t6} . Après la deuxième combustion les gaz subissent une autre détente au niveau de la turbine basse pression.

Figure II.1.

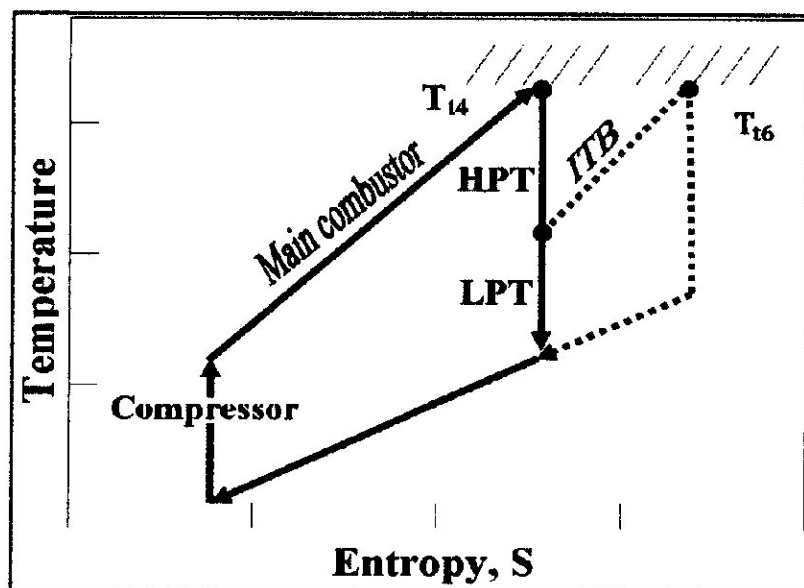


Figure II.1. diagramme T-S d'un turbofan avec une chambre de combustion secondaire.

II.1.2. Décomposition du turbofan :

Pour les besoins de la modélisation de ce type de turboréacteur on utilise la numérotation de stations indiquées sur la figure II.2.

L'entrée d'air : entre les stations (0) et (2).

La soufflante : entre les stations (2) et (13).

La tuyère secondaire : entre les stations (2.2) et (2.3).

Le compresseur basse pression : entre les stations (2.2) et (2.5).

Le compresseur haute pression : entre les stations (2.5) et (3).

La chambre de combustion primaire : entre les stations (3) et (4).

La turbine haute pression : entre les stations (4) et (5).

La chambre de combustion secondaire : entre les stations (5) et (6).

La turbine basse pression : entre les stations (6) et (7).

La tuyère d'éjection : entre les stations (7) et (8).

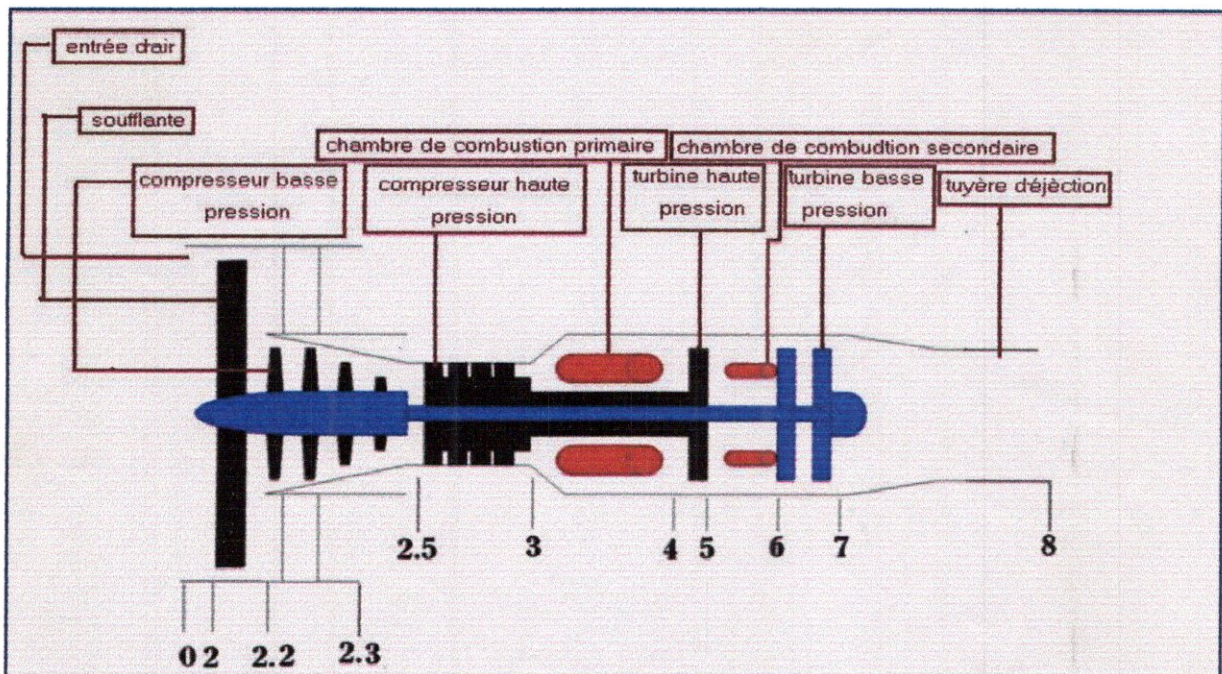


Figure II.2. Les stations relatives au turbofan avec une chambre de combustion secondaire.

II.1.3. Les hypothèses de travail :

L'écoulement sera considéré :

- monodimensionnel (selon l'axe de rotation du turboréacteur); en régime permanent (stationnaire).
- comme celui d'un fluide parfait.
- Les transformations thermodynamique sont réversibles (sauf la combustion).et adiabatique.
- avec combustion complète.

II.1.4. Données et paramètres de fonctionnement : [13,20]

Rendement polytropique		
Soufflante		$\eta_s = 0.8961$
Compresseur basse pression		$\eta_{cbp} = 0.9036$
Compresseur haute pression		$\eta_{chp} = 0.9066$
Turbine haute pression		$\eta_{thp} = 0.9029$
Turbine basse pression		$\eta_{tbp} = 0.9174$
Pertes de pression totale		
Chambre de combustion primaire		$\epsilon_1 = 0.04$
Chambre de combustion secondaire		$\epsilon_2 = 0.04$
Tuyère primaire		$\epsilon_3 = 0.01$
Tuyère secondaire		$\epsilon_4 = 0.03$
Rendement		
Chambre de combustion primaire		$\eta_{ccp} = 0.99$
Chambre de combustion secondaire		$\eta_{ccs} = 0.99$
Rendement Mécanique		
Corps basse pression		$\eta_{bp} = 0.93$
Corps haute pression		$\eta_{hp} = 0.92$
Chaleur spécifique C_p (kJ/kg-K) :		
Région: 0 → 3		$C_{p_a} = 1.004$
Région: 4 → 5		$C_{p_b} = 1.096$
Région: 6 → 8		$C_{p_t} = 1.089$
Constante du gaz parfait :		
Region: 0 → 3		$\gamma_a = 1.399$
Region: 4 → 5		$\gamma_b = 1.273$
Région: 6 → 8		$\gamma_t = 1.279$
Pouvoir calorifique inférieur de Kérosène Q (kJ/kg) :		$Q = 42798.4$

II.2. Entrée d'air : [19]

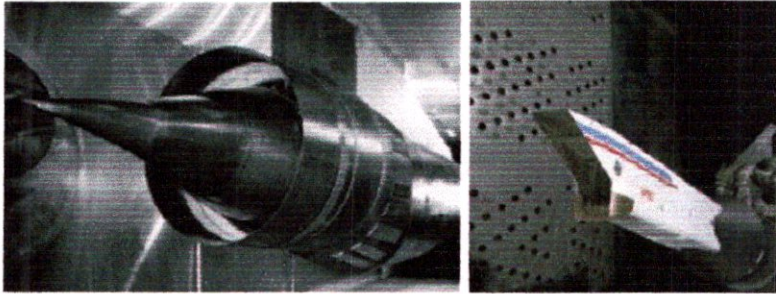


Figure II.3 Entrées d'air supersoniques.



Figure II.4 entrée d'air subsonique.

II.2.1. But :

L'entrée d'air est le premier composant d'un turbo réacteur qui est exposé directement au flux d'air. L'objectif principal d'une entrée d'air est d'apporter l'air, exigé par un moteur, de la condition d'un écoulement libre à la condition exigée du Fan ou du compresseur avec une perte minimum de pression totale. La perte de pression totale est calculée comme un pourcentage de la pression totale de l'entrée. La perte de pression d'entrée d'air en pourcentage dépend :

- ❖ de la forme d'entrée d'air : ceci est pris en compte par à coefficient de perte.
- ❖ du nombre de Mach d'entrée.

II.2.2. les Caractéristiques d'une entrée d'air : [22]

II.2.2.1. L'efficacité de l'entrée d'air :

En réalité il existe toujours des pertes qui se présentent dans les entrées d'air des turbo réacteurs puisqu'elles diminuent la pression totale. Ces pertes sont représentées par l'efficacité, qui est le rapport entre les pressions totales à l'amont(0) et à l'aval(2) de l'entrée d'air.

$$\eta = \frac{P_{t2}}{P_{t0}} \quad \text{II.1}$$

En aéronautique on utilise une formule qui donne une valeur moyenne de l'efficacité en fonction du nombre de Mach de vol M_0 .

$$\text{Pour } M_0 > 0 : \quad \eta = 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35}$$

$$\text{Pour } M_0 \leq 0 : \quad \eta = 1$$

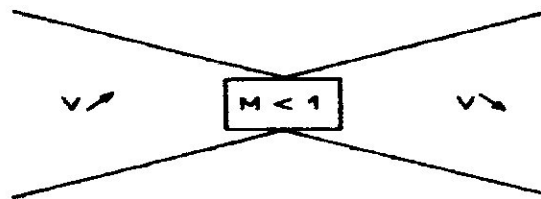
II.2.2.2. La forme d'entrée d'air : [12]

A partir de l'équation de conservation du débit massique, une relation entre la différentielle de la vitesse de l'écoulement et la différentielle de Théorème d'Hugoniot, donne la surface de passage de l'écoulement, appelée passage d'un écoulement.

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

Dans une zone subsonique $M < 1$: La vitesse et l'aire de la section droite varient en sens inverse.

$$M^2 - 1 < 0 \Rightarrow \frac{dS}{S} = - \frac{dV}{V}$$

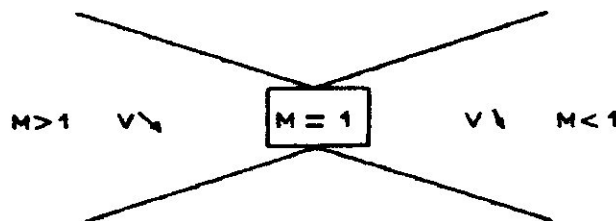


D'après Bernoulli : $\frac{P_s}{\rho} + \frac{1}{2}V^2 = cte$

La variation de vitesse se traduit par une variation de pression, pour un régime de vol subsonique, l'entrée d'air est de forme d'un divergent.

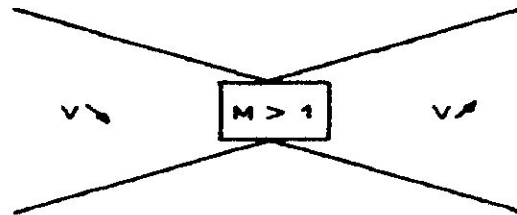
Dans une zone sonique $M = 1$: La vitesse ne peut être égale à la célérité du son ($M=1$) du tube que lorsque la section est minimisée est appelée « col ».

$$M = 1 \Rightarrow \frac{dS}{S} = 0$$



Dans une zone supersonique $M > 1$: La vitesse et l'aire de passage d'un écoulement varient dans la même sens.

$$M^2 - 1 > 0 \Rightarrow \frac{dS}{S} = \frac{dV}{V}$$



II.2.3 .Fonctionnement d'une entrée d'air :[11]

Considérons une entrée d'air alimentée par un tube de courant dont la section amont est A_0 .

La loi de conservation du débit massique nous donne :

$$\rho_0 A_0 V_0 = \rho_2 A_2 V_2 \quad \text{II.3}$$

Avec :

ρ_0 : masse volumique de l'air à la section A_0 .

V_0 : vitesse d'écoulement de l'air à la section A_0 .

ρ_2 : masse volumique de l'air à la section A_2 .

V_2 : vitesse d'écoulement de l'air à la section A_2 .

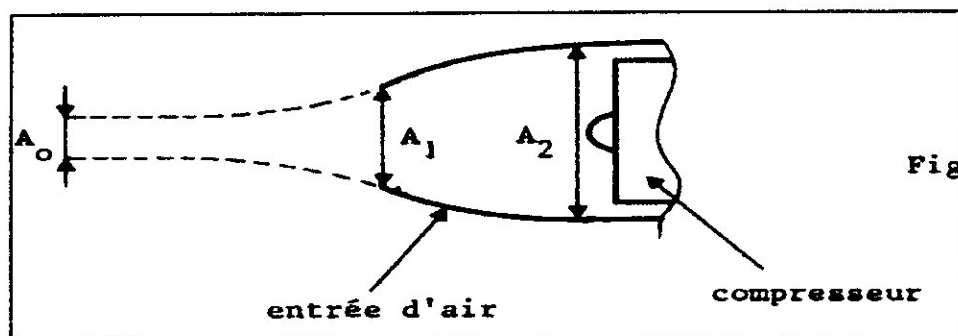


Figure II.5. Entrée d'air subsonique type

On peut voir d'autres expressions du débit en faisant intervenir le nombre de Mach, la pression totale Pt et la température totale Tt .

Partant de l'équation $\dot{m}_0 = \rho_0 A_0 V_0$, nous remplacerons V_0 par $M_0 \sqrt{\gamma R T_0}$ et ρ_0 par $\frac{P_0}{R T_0}$ ce qui nous donne :

$$\dot{m}_0 = A_0 M_0 \frac{P_0}{R T_0} \sqrt{\gamma R T_0} = A_0 P_0 M_0 \sqrt{\frac{\gamma}{R T_0}} \quad \text{II.4}$$

D'autre part nous avons d'après le théorème de St. Venant :

$$T_0 = \frac{T t_0}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2} \quad \text{II.5}$$

En remplaçant dans l'expression du débit, nous obtenons :

$$\dot{m}_0 = \sqrt{\frac{\gamma}{R T t_0}} A_0 P_0 M_0 \sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2} \quad \text{II.6}$$

Sachant que

$$P_0 = \frac{P t_0}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad \text{II.7}$$

Et en remplaçant dans la dernière expression du débit on a finalement :

$$\dot{m}_0 = \sqrt{\frac{\gamma}{R T t_0}} A_0 P t_0 \frac{M_0}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad \text{II.8}$$

Dans le cas d'un écoulement permanent isentropique, on a :

$$P t = \text{cte et } T t = \text{cte}$$

Donc :

$$\dot{m}_0 = \frac{P t_0}{\sqrt{T t_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} A_0 \left[\frac{M_0}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \right] \quad \text{II.9}$$

La conservation du débit s'exprime alors par :

$$A_0 \left[\frac{M_0}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \right] = \text{cte} = A_0 \mu \quad \text{II.10}$$

Il est intéressant de tracer la courbe $\mu(M)$ dont nous donnons l'allure ci-après en prenant $\gamma=1,4$

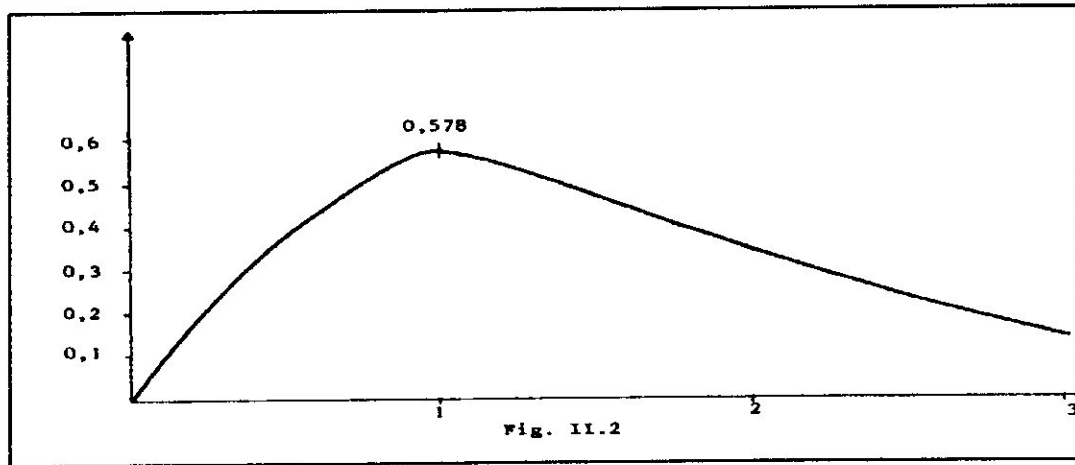


Figure II.6. la courbe $\mu(M)$.

A partir de cette courbe et de la loi de conservation du débit massique nous allons définir les types de fonctionnement possible d'une entrée d'air.

➤ 1^{er} cas : $M_0 > M_2$

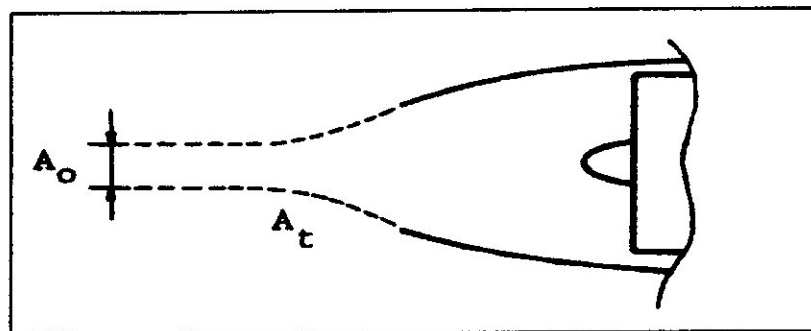


Figure II.7. Ecoulement en cas $M_0 > M_2$

La loi de conservation du débit massique s'écrit :

$$A_0 \mu_0 = A_2 \mu_2 \tag{II.11}$$

μ_2 est connu puisque M_2 est imposé par le fonctionnement du compresseur.

A_2 est la section d'entrée du compresseur.

μ_0 est connu puisqu'on a le nombre de Mach de vol M_0 .

Comme $M_0 > M_2$, on voit sur la courbe $\mu(M)$ que l'on a : $\mu_0 > \mu_2$ d'où $A_0 < A_2$ pour satisfaire la loi de conservation du débit.

L'écoulement sera comme indiqué sur figure II.7.

On dira qu'on fonctionne en subsonique divergent aérodynamique externe.

Remarquons que dans ce cas, la surface de contrôle A_t générera une trainée de captation.

➤ 2ème cas : $M_0 = M_2$

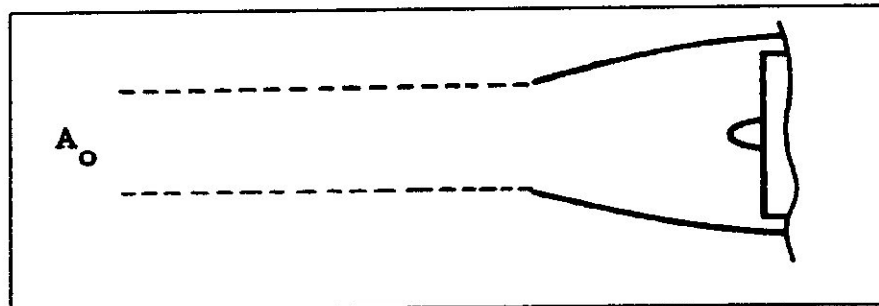


Figure II.8.Écoulement en cas $M_0 = M_2$

Nous utilisons toujours la loi de conservation du débit

$$A_0 \mu_0 = A_2 \mu_2 \quad \text{II.12}$$

Mais comme $M_0 = M_2$, on en déduit immédiatement :

$$A_0 = A_2 \quad \text{II.13}$$

D'où l'écoulement cylindrique externe: Voir figure II.8.

Nous n'avons pas dans ce cas de trainée de captation.

Mais il ne s'agit que d'un cas limite entre le cas précédent et le cas suivant.

On dit également que, pour cet écoulement, l'entrée d'air est adaptée au cas de vol considéré.

3ème cas : $M_0 < M_2$

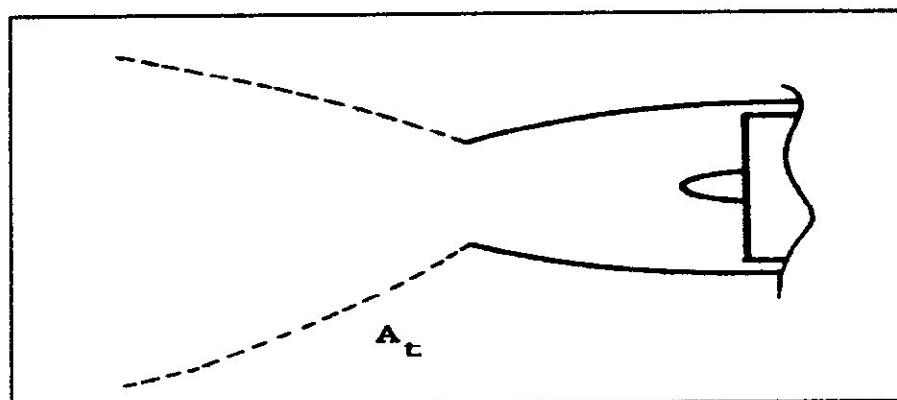


Figure II.9.Écoulement en cas $M_0 < M_2$

D'après la loi de conservation du débit massique, nous voyons que $A_0 \mu_0 = A_2 \mu_2$ et $M_0 > M_2$ entraînent : $A_0 > A_2$.

A_0 sera d'autant plus grande, par rapport à A_2 , que M_0 sera plus petit par rapport à M_2 .

A la limite, c'est-à-dire au point fixe, on aura $M_0 \rightarrow 0$ et A_0 tendra vers l'infini.

L'écoulement est alors convergent comme indique la figure II.9

II.2.4. Etude énergétique de l'entrée d'air:

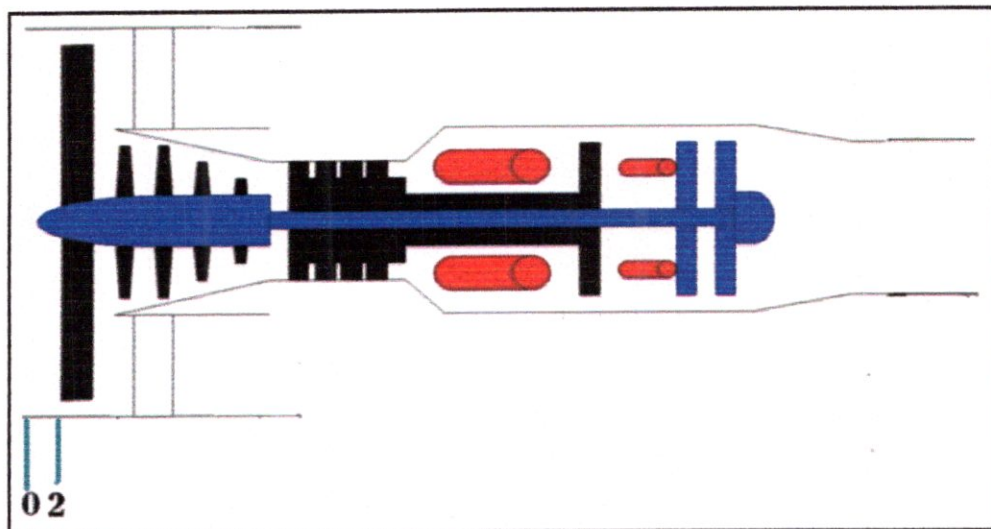


Figure II.10. Stations relatives à l'entrée d'air.

Entrée d'air 0 — 2:

Station 0 :

Calcul des paramètres statiques à l'état 0 :

Pour l'atmosphère ISA, au niveau de la mer, nous avons les valeurs ambiantes de référence :

Température statique de référence (T_{ref}) = 288,15 K

Pression statique de référence (P_{ref}) = 101325 Pa

Les équations pour calculer des Températures T_0 (K) et Pressions P_0 (Pa) statiques ambiantes d'ISA en fonction de l'altitude H (m) ;

- Pour $H < 11000$ m

$$T_0 = 288,15 - 0,0065 \cdot H$$

II.14

$$P_o = 101325. \left(1 - \frac{288,15}{T_o}\right)^{-5,25588} \quad \text{II.15}$$

- Pour $H \geq 11000$ m et < 24994 m

$$T_o = 216,65$$

$$P_o = \frac{22632,53}{e^{0,000157689.(H-10998,1)}} \quad \text{II.16}$$

- Pour $H \geq 24994$ m et < 30000 m

$$T_o = 216,65 + 0,0029892 . (H - 24994) \quad \text{II.17}$$

$$P_o = 2523,7. \left(\frac{216,65}{T_o}\right)^{11,8} \quad \text{II.18}$$

Calcul des paramètres totaux à l'état 0 :

La température totale et la pression totale dans écoulement isentropique et compressible peuvent être exprimées en fonction du nombre de mach par les relations suivantes :

$$Tt_o = T_o \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_o^2\right) \quad \text{II.19}$$

$$Pt_o = P_o \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_o^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{II.20}$$

On rappelle la valeur de la constante des gaz spécifiques R_o

$$R_o = 287,04 \frac{J}{Kg.K}$$

Donc on peut définir la vitesse de vol par :

$$V_o = M_o. \sqrt{\gamma_a R T_o} \quad \text{II.21}$$

Station 2 :

Calcul des paramètres totaux à l'état 2 :

La conservation de l'enthalpie totale à travers l'entrée d'air (entre la station 0 et la station 2) nous permet d'écrire la relation suivante :

$$(W_T - Q)_0^2 = (\Delta Ht)_0^2 \quad \text{II.22}$$

$$(W_T - Q)_0^2 = C_p(Tt_2 - Tt_o) \quad \text{II.23}$$

Avec $W_T = 0$ pas de travail de transvasement (sans machine).

$Q = 0$ pas d'échange de chaleur.

Donc $C_p(Tt_2 - Tt_0) = 0$ II.24

$$Tt_2 = Tt_0 \quad \text{II.25}$$

Ce qui signifie que la température totale reste constante le long de l'entrée d'air.

En utilisant la relation de *Barré Saint Venant* on peut écrire:

$$Tt_2 = Tt_0 = T_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right) \quad \text{II.26}$$

Pour la pression totale à la sortie de l'entrée d'air on a deux conditions selon la valeur du nombre de Mach de vol M_0 .

Si le nombre de Mach $M_0 < 1$:

$$Pt_2 = Pt_0 \cdot 1 \quad \text{II.27}$$

Si le nombre de Mach $M_0 > 1$:

$$Pt_2 = Pt_0 \cdot (1 - 0,075[M_0 - 1]^{1,35}) \quad \text{II.28}$$

II.3.1.2.3 .Rapport de pression :

Le rapport de pression maximal réalisable d'une soufflante à un étage se situe autour de 1,9. C'est considérablement plus haut que celui pour le premier étage d'un compresseur multi-étage. Ce rapport de pression sera plus important durant la phase de montée où la soufflante fonctionne à sa vitesse référée (plus élevée que dans le domaine de vol opérationnel). Par conséquent en croisière, le rapport de pression maximum d'un étage simple sera entre 1,7 et 1,8.

II.3.2. Les Compresseurs :

II.3.2.1. But :

Le compresseur d'un turboréacteur sert à fournir la quantité maximale d'air à la pression désirée pour être chauffée dans la chambre de combustion, puis détendue en traversant la turbine. L'énergie de chaleur relâchée dans la chambre de combustion est proportionnelle à la masse de combustible consommé. Ainsi, le compresseur est l'un des éléments les plus importants d'un turboréacteur puisque les performances globales du moteur dépendent de son rendement. Un compresseur a un bon rendement s'il produit un fort accroissement de pression avec une faible élévation de température.

II.3.2.2. Les différents types de compresseurs :

Les compresseurs utilisés sont de deux types : Le compresseur centrifuge et Le compresseur axial.

II.3.2.2.1. Le compresseur centrifuge : [12]

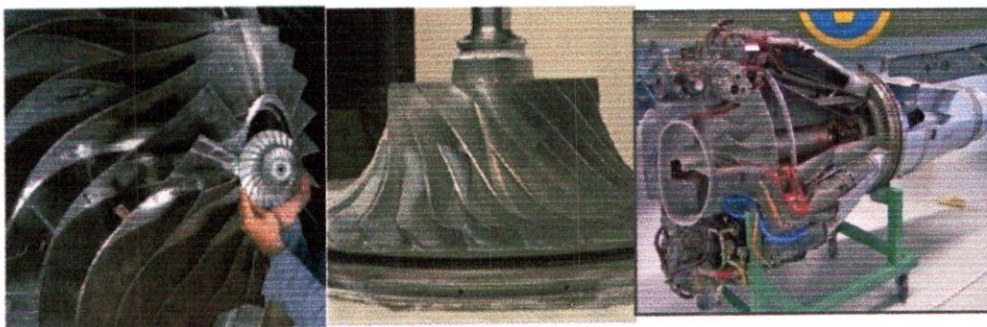


Figure II.12. compresseur centrifuge Rolls-Royce.

Le compresseur centrifuge se compose essentiellement d'un rotor et d'un stator. Ce compresseur comprend parfois un carter redresseur qui canalise l'air comprimé vers la chambre de combustion. Figure II.12.

Lorsque le rotor tourne à haute vitesse, l'air est attiré en son centre. La force centrifuge entraîne une forte accélération à cet air qui se déplace radialement en direction de la périphérie ou il est éjecté à haute vitesse, c'est-à-dire avec une énergie cinétique élevée. L'augmentation de pression provient de la transformation de l'énergie cinétique en énergie de pression.

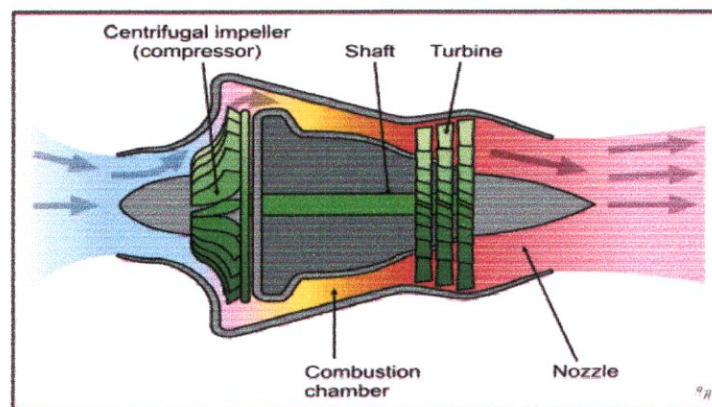


Figure II.13. Fonctionnement d'un compresseur centrifuge installé sur un turboréacteur.

II.3.2.2. Le compresseur axial : [14]

Le compresseur axial est un compresseur dont l'écoulement qui suit l'axe de l'arbre de rotation ce qui diffère du compresseur centrifuge.

Le compresseur axial génère un flux continu d'air comprimé avec un rendement élevé pour une masse volumique donnée et une section donnée du compresseur. Il est nécessaire d'avoir plusieurs étages pour obtenir des taux de compression équivalents à ceux d'un compresseur centrifuge.

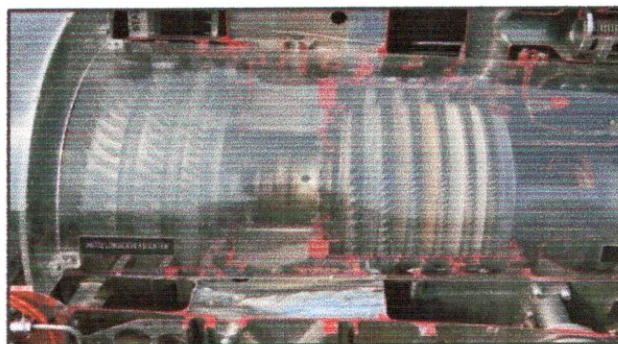


Figure II.14. compresseur axial Rolls-Royce RB.

II.3.2.3. Définition d'un étage de compresseur axial :[3]

Un étage de compresseur axial se compose d'une partie mobile appelée rotor et d'une partie fixe appelée stator (redresseur).

Le rotor est formé par un empilage de disque à la périphérie desquels sont fixées des ailettes, appelées aussi aubes; deux disques consécutifs sont séparés par une virole. Voir figure II.15.a.

Un stator, formant le carter du compresseur, à l'intérieur duquel sont implantés des aubes. Voir figure III.15.b. Chaque disque du rotor équipé de ces aubes forme une grille d'aubes rotor et chaque anneau du stator avec ses aubes constitue une grille d'aube stator.

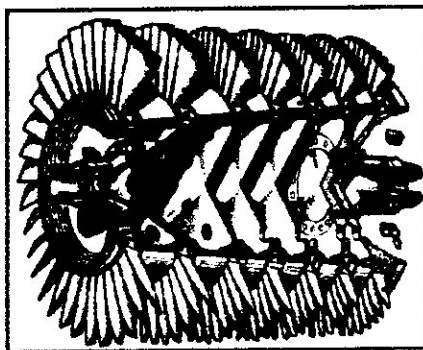


Figure II-15-a. Rotor d'un compresseur axial.

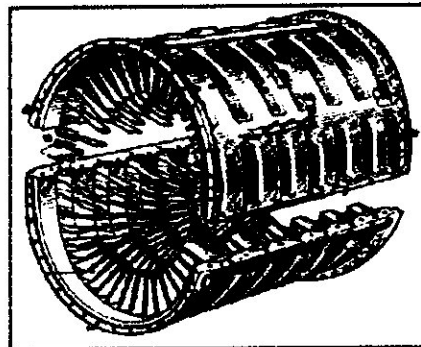


Figure II-15-b. Stator d'un compresseur axial.

II.3.2.4. Principe de fonctionnement d'un étage de compresseur axial :[1]

Dans un étage de compresseur la grille d'aube mobile reçoit une énergie mécanique de la turbine. Donc le but de l'étage est de transférer cette énergie à l'air passant dans l'étage.

Dans la grille d'aube mobile en plus de l'établissement du débit il y a une augmentation de l'énergie de pression et une augmentation de vitesse donc l'énergie cinétique.

Dans la grille d'aube fixe l'énergie cinétique est transformée en énergie de pression la direction de l'écoulement est modifiée de manière à ce que, à la sortie du stator cette direction soit la même qu'à l'entrée du rotor.

II.3.2.5. Etude aérodynamique d'un étage de compresseur axial :

II.3.5.1. Etude de grille mobile : [8]

Les filets d'air arrivent à la vitesse axiale V_1 . La construction vectorielle avec U montre que les filets d'air pénètrent dans la grille mobile suivant la vitesse relative W_1 et vont traverser le canal inter-aubes pour sortir suivant la vitesse relative W_2 . Les filets d'air ont subi une déviation suivant la courbure des profils et un amortissement de la vitesse car le canal est de forme divergente. **Voir figure II.16.**

On remarque en effet que $w_2 < w_1$, si nous appliquons la formule de Bernoulli généralisée à ce canal :

$$\frac{P_s}{\rho} + \frac{1}{2} W^2 = cte \tag{II.29}$$

$$\frac{P_{S1}}{\rho} + \frac{1}{2} W_1^2 = \frac{P_{S2}}{\rho} + \frac{1}{2} W_2^2 \tag{II.30}$$

$$\frac{P_{S2} - P_{S1}}{\rho} = \frac{1}{2} (W_1^2 - W_2^2) \tag{II.31}$$

1

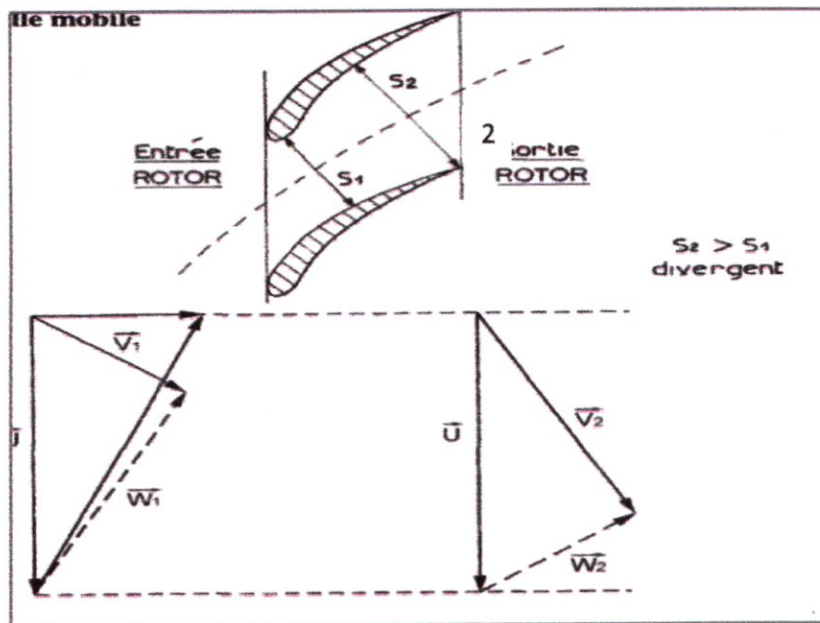


Figure II.16. Grille mobile d'un étage du compresseur.

II.3.2.5.2. Etude de la grille fixe : [11,8]

Comme représenté sur la figure II-17 les filets d'air se présentent à l'entrée stator suivant V_2 . Au passage dans les canaux inter-aubes de la grille, l'air est redressé suivant V_3 . En même temps, V_2 subit un amortissement de par la divergence des canaux et de la même façon que dans le rotor :

$$\frac{P_{S_2}}{\rho} + \frac{1}{2} V_2^2 = \frac{P_{S_3}}{\rho} + \frac{1}{2} V_3^2 \quad \text{II.32}$$

$$\frac{P_{S_3} - P_{S_2}}{\rho} = \frac{1}{2} (V_2^2 - V_3^2) \quad \text{II.33}$$

Donc on constate que la diminution de la vitesse absolue dans le stator entraîne une augmentation de pression.

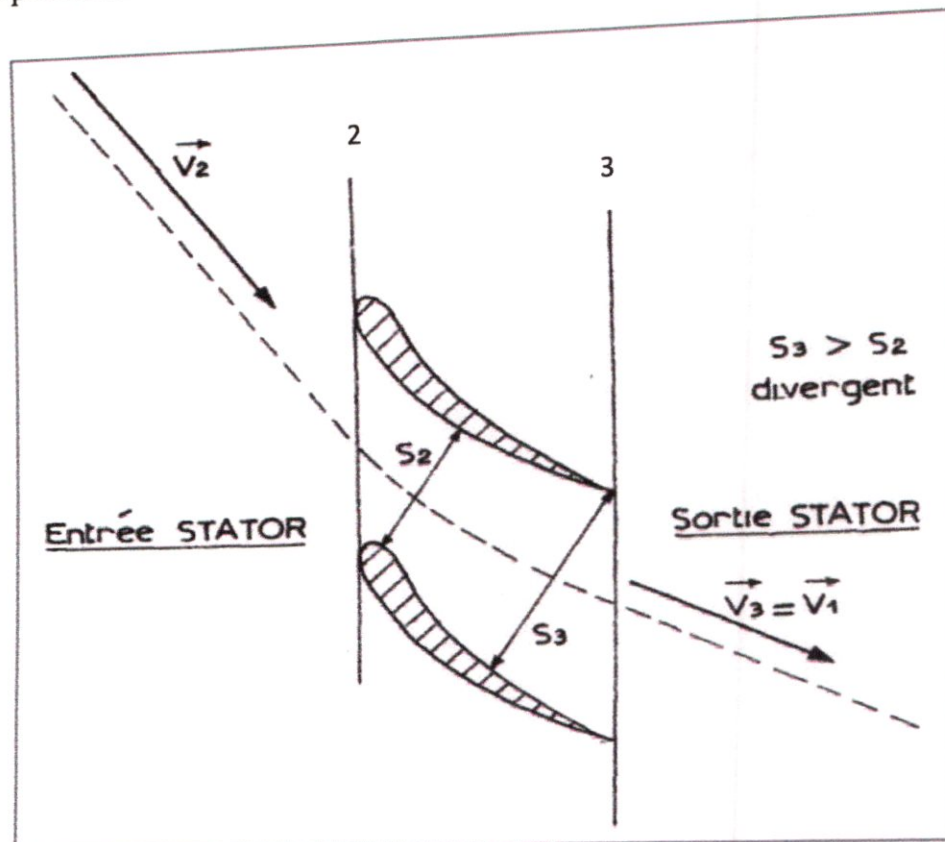


Figure II.17. Grille fixe d'un étage du compresseur axial.

II.3.2.5.2. Etude de la grille fixe : [11,8]

Comme représenté sur la figure II-17 les filets d'air se présentent à l'entrée stator suivant V_2 . Au passage dans les canaux inter-aubes de la grille, l'air est redressé suivant V_3 . En même temps, V_2 subit un amortissement de par la divergence des canaux et de la même façon que dans le rotor :

$$\frac{P_{s2}}{\rho} + \frac{1}{2} V_2^2 = \frac{P_{s3}}{\rho} + \frac{1}{2} V_3^2 \tag{II.32}$$

$$\frac{P_{s3} - P_{s2}}{\rho} = \frac{1}{2} (V_2^2 - V_3^2) \tag{II.33}$$

Donc on constate que la diminution de la vitesse absolue dans le stator entraîne une augmentation de pression.

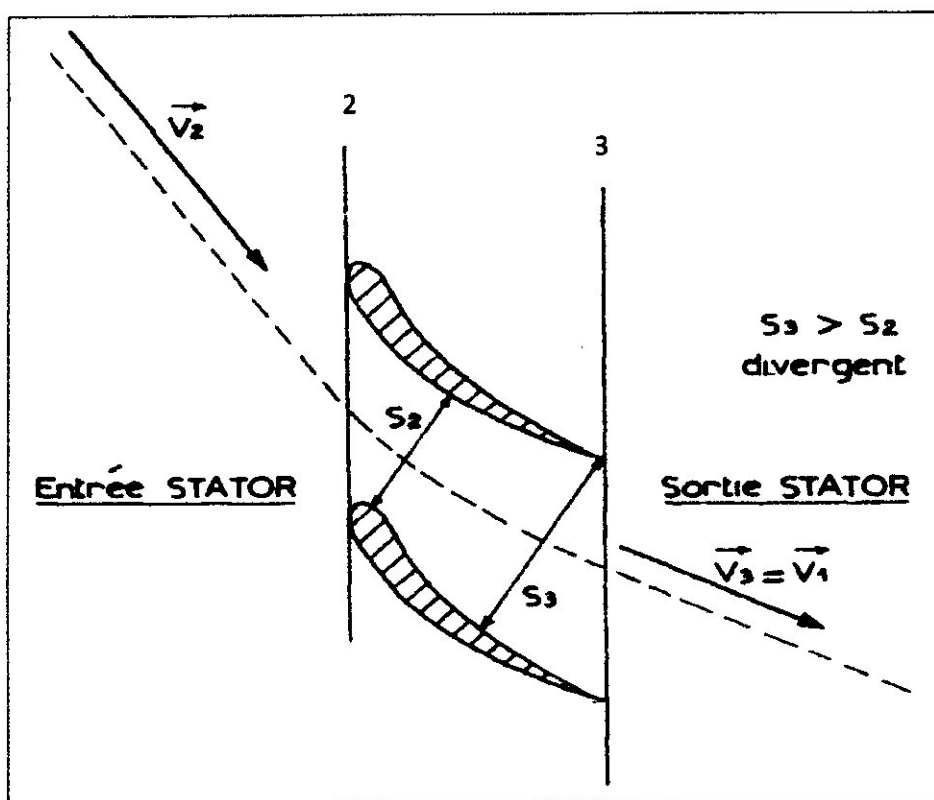


Figure II.17. Grille fixe d'un étage du compresseur axial.

En reprenant les trois stades de passage de l'air à travers les deux grilles on obtient :

On remarquera :

$V_2 > V_1$ Le rotor augmente l'énergie cinétique de l'air.

$W_2 < W_1$ Le rotor augmente l'énergie de pression.

$V_2 > V_3$ La pression augmente dans le stator.

$V_3 = V_1$ Conservation de la vitesse absolue dans un étage.

ΔW est la déviation de l'écoulement réalisée par les ailettes du rotor. Elle dépend du rayon de courbure de F ailette.

II 3.2.5.4. Energie de pression gagnée dans l'étage : [16]

L'équation de Bernoulli généralisée $\frac{P_s}{\rho} + \frac{1}{2} V^2 = \text{cte}$ peut être utilisée dans la grille mobile et la grille fixe. Cette équation montre en incompressible que la somme des énergies de pression $\frac{P_s}{\rho}$ et cinétique $\frac{1}{2} V^2$ reste constante dans des canaux divergents. La somme des énergies de pression au travers des grilles mobile et fixe nous donne :

$$\frac{P_{S3} - P_{S1}}{\rho} = \Delta W \cdot U \quad \text{II.34}$$

Energie de pression par unité de masse en (J/kg).

ΔW : Déviation de l'écoulement sur la vitesse relative.

U : vitesse de rotation.

Cette relation montre que l'énergie de pression gagnée dans l'étage par unité masse de fluide est proportionnelle à U et ΔW . Pour accroître le gain de pression, il suffit d'augmenter U ou ΔW .

Les températures totales sont considérées constantes tout le long du canal secondaire. Nous avons donc :

$$Tt_{2.3} = Tt_{2.2} \quad \text{II.38}$$

Les paramètres statiques à la sortie de la tuyère secondaire : [9]

Nous pouvons calculer la pression statique $P_{2.3}$ et la température statique $T_{2.3}$ selon le type de tuyère par les équations ci-dessous :

Nous calculons d'abord le rapport de pression totale à la sortie sur la pression statique ambiante $\frac{Pt_{2.3}}{P_0}$.

Nous définissons le rapport de pression critique τ_a (pour le nombre de Mach égal à 1) par :

$$\tau_a = \left(\frac{\gamma_a + 1}{2}\right)^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} \quad \text{II.39}$$

❖ Tuyère convergente adaptée :

Si $\frac{Pt_{2.3}}{P_0} < \tau_a$ la tuyère est adaptée. La pression statique en sortie de la tuyère secondaire $P_{2.3}$ est égale à la pression ambiante P_0 .

$$P_{2.3} = P_0 \quad \text{II.40}$$

$$T_{2.3} = \frac{Tt_{2.3}}{\left(\frac{Pt_{2.3}}{P_{2.3}}\right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}}} \quad \text{II.41}$$

❖ Tuyère convergente non adaptée :

Si $\frac{Pt_{2.3}}{P_0} > \tau_a$ la tuyère est non adaptée et le nombre de Mach en sortie est égal à un.

Nous avons donc :

$$T_{2.3} = \frac{Tt_{2.3}}{\left(\frac{\gamma_a + 1}{2}\right)} \quad \text{II.42}$$

$$P_{2.3} = \frac{Pt_{2.3}}{\left(\frac{Tt_{2.3}}{T_{2.3}}\right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}}} \quad \text{II.43}$$

La vitesse $V_{2.3}$ (m/s), la constante R et la masse volumique $\rho_{2.3}$ (kg/m³) du gaz, en sortie de la tuyère secondaire sont décrites par :

$$V_{2.3} = \sqrt{\gamma_a R T_{2.3}} \quad \text{II.44}$$

$$R = \frac{Cp_a(\gamma_a - 1)}{\gamma_a} \quad \text{II.45}$$

$$\rho_{2.3} = \frac{P_{2.3}}{R T_{2.3}} \quad \text{II.46}$$

Compresseurs basse et haute pression : 2.2 — 3**Station 2.5 :**

Avec le taux de compression du compresseur basse pression $\beta_2 = \left(\frac{Pt_{2.2}}{Pt_2}\right)$ on peut définir la pression totale $Pt_{2.2}$:

$$Pt_{2.5} = \beta_2 \cdot Pt_2 \quad \text{II.47}$$

Donc la température totale à sortie du compresseur basse pression est donnée par la relation suivante :

$$Tt_{2.5} = Tt_2 \left(\frac{Pt_{2.5}}{Pt_2}\right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma \cdot \eta_{cbp}}\right)} \quad \text{II.48}$$

Station 3 :

$$Pt_3 = \beta_{2.5} \cdot Pt_{2.5} \quad \text{II.49}$$

$$Tt_3 = Tt_{2.5} \left(\frac{Pt_3}{Pt_{2.5}}\right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma \cdot \eta_{chp}}\right)} \quad \text{II.50}$$

II.3.4. Graphe caractéristique du fonctionnement du compresseur : [5]

La caractéristique fondamentale du compresseur est sont taux de compression, et il est intéressant de voir comment évolue ce taux de compression en fonction du débit à des régimes donnés.

En effectuant des mesures, en entrainant le compresseur par un moteur ce qui permet de régler la puissance fournie au compresseur et donc à son régime indépendamment du débit d'air, nous obtenons le réseau de courbes suivant :

-à $N = \text{Cte}$, le taux de compression est sensiblement constant pour les faibles débits, puis il chute rapidement quand les débits augmentent ;

-à débit constant, le taux de compression augmente quand le nombre de tours croit.

Le diagramme tracé ci-dessus n'est pas valable que pour des conditions d'entrée P_{t2} et T_{t2} .

P_{t2} : Pression génératrice à l'entrée du compresseur.

P_{t3} : Pression génératrice en sortie du compresseur.

T_{t2} : Température d'impact à l'entrée du compresseur.

N : vitesse de rotation du compresseur.

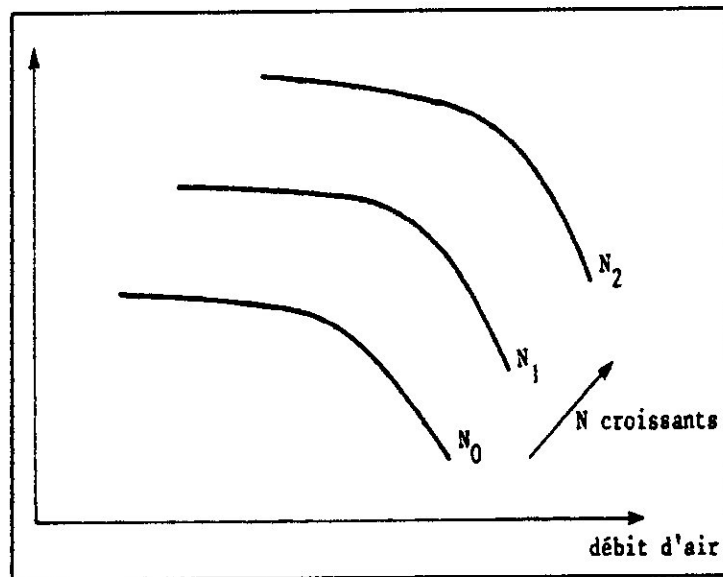


Figure II-21. Diagramme compresseur.

II.4. Chambre de combustion : [21]

II.4.1. But :

Une chambre de combustion est conçue pour brûler un mélange de carburant et d'air et pour fournir les gaz pour la turbine à une température élevée et uniforme. La température des gaz chaud de l'ordre de 2000°C ne doit pas dépasser la température maximale acceptable par la turbine sous peine d'avoir la rupture de celle-ci par fluage. Pour cela on doit utiliser entre 3 à 5 fois de la quantité nécessaire à la combustion pour refroidir les gaz chauds dans la zone de dilution par une valeur prédéfinie du rendement η_{CB} et de la température totale du gaz.

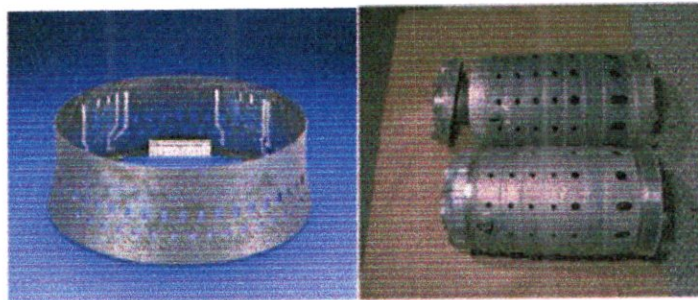


Figure II.22. Chambre de combustion.

II.4.2. Les Différents types de chambres de combustion : [17]

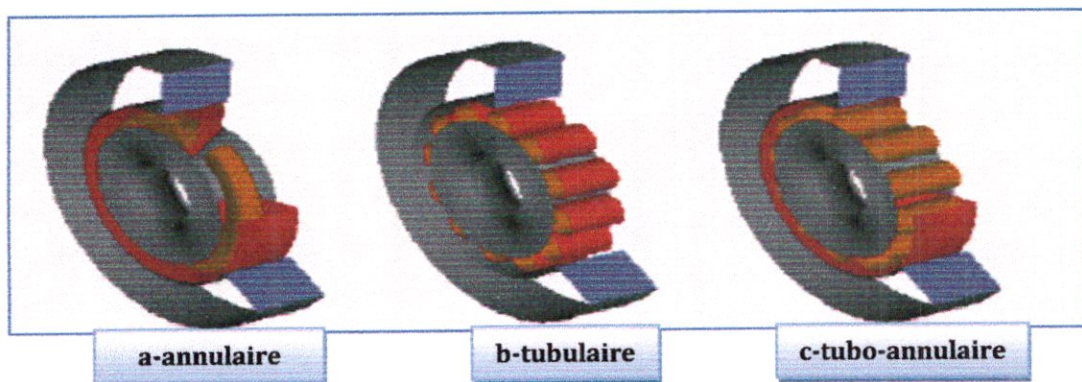


Figure II.23. Les types de chambre de combustion.

II.4.2.1. Les chambres de combustion individuelles ou tubulaires :

Dans ce type les chambres de combustion sont réparties autour de l'axe longitudinal du moteur. **Figure II.22.** Chacune est alimentée en air par un carter cylindrique individuel. L'un des principaux inconvénients des chambres individuelles est de mal exploiter l'espace disponible dans le moteur. Par contre, ces chambres peuvent être démontées facilement lors d'une inspection.

II.4.2.2. La chambre de combustion annulaire :

La chambre de combustion annulaire se présente sous la forme de cylindre concentrique dont les axes sont confondus avec celui du moteur. Cette disposition permet de tirer un meilleur parti de l'espace disponible et correspond parfaitement à l'écoulement d'une turbine ou d'un compresseur axial.

II.4.2.3. La chambre de combustion tubo-annulaire :

La chambre de combustion tubo-annulaire est constituée par des tubes à flamme enfermés dans deux enveloppes concentriques semblables à la chambre annulaire. Par rapport aux chambres individuelles, la chambre tubo-annulaire a l'avantage, d'une plus grande intégrité structurale tout en assurant des pertes de pression plus faibles.

II.4.3. Fonctionnement d'une chambre de combustion : [6]

Avant d'aborder le fonctionnement proprement dit, de la chambre de combustion, définissons quelques notions qui nous serviront par la suite :

❖ Dosage :

C'est le rapport de la masse de carburant à la masse d'air qui lui est mélangé pour effectuer la combustion. Lorsque tout l'oxygène de l'air a été utilisé pour brûler complètement tout le kérosène du mélange, on dit qu'on a un dosage stœchiométrique.

On démontre que le dosage stœchiométrique correspond au mélange d'un gramme de kérosène et d'environ 15 grammes d'air ; et on le notera : $d_s = \frac{1}{15}$

❖ Richesse :

C'est le rapport du dosage réel stœchiométrique que l'on notera :

$$r = \frac{d_r}{d_s} \quad \text{II.51}$$

d_r = dosage réel.

d_s = dosage stœchiométrique.

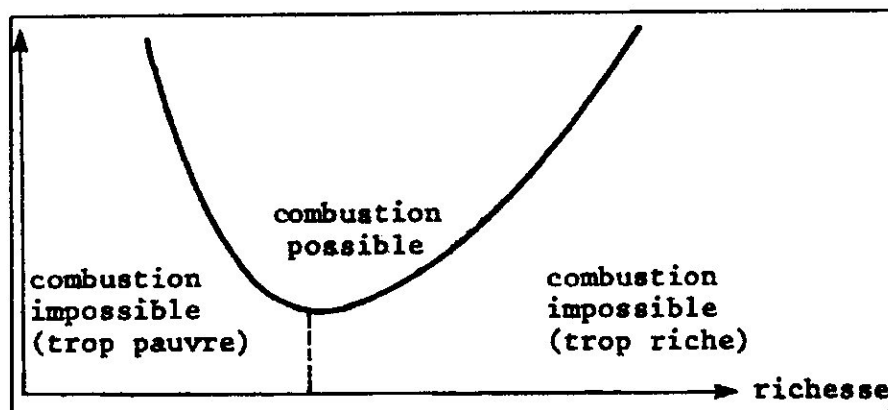


Figure II-24 .Courbe limitant le domaine de la combustion.

Si $r > 1$, on a un mélange riche et tout le carburant ne peut brûler faute d'oxygène.

Si $r < 1$, on a mélange pauvre et tout le carburant peut brûler.

Mais la combustion n'est possible que dans certaines conditions et nous indiquons ci-dessous la courbe limitant le domaine P_4 en fonction de la richesse à l'intérieur duquel la combustion est possible.

Signalons que dans la chambre de combustion d'un turboréacteur, on a en moyenne une richesse maximale comprise entre 18 et 25%.

❖ Taux de combustion :

C'est la puissance calorifique mise en jeu dans l'unité de volume d'une chambre de combustion. On l'exprime en Kw par m^3 .

Donc nous pouvons maintenant aborder le fonctionnement d'une chambre de combustion.

Comme représenté sur la figure II-23, l'air partant du compresseur pénètre dans la chambre de combustion ou est injecté du carburant liquide

Le mélange air/carburant s'effectue au niveau de l'injecteur, qui est enflammé pour le démarrage, la combustion doit ensuite s'auto-entretenir.

Pour ce faire d'une façon parfaite et que l'échange de température transmis à la masse d'air doit être le plus uniforme possible, il faut que la combustion s'effectue en deux phases essentielles :

Première phase :

L'air alimentant la combustion en oxygène est appelé air primaire et traverse les aubages de turbulence.

A l'extrémité de la flamme, la température s'élève aux environs de 1800-2000 °C, à ces températures les gaz ne peuvent être utilisés par la turbine, ni par les matériaux constituant la chambre de combustion.

A cet effet un refroidissement pour abaisser la température devant la turbine s'avère obligatoire.

Deuxième phase :

Cette diminution de température s'obtient en diluant les gaz chauds par un flux d'air froid. Cet air est dit air de refroidissement.

Le rôle de l'air de refroidissement est de créer une couche fluide séparant le tube à flamme de la flamme.

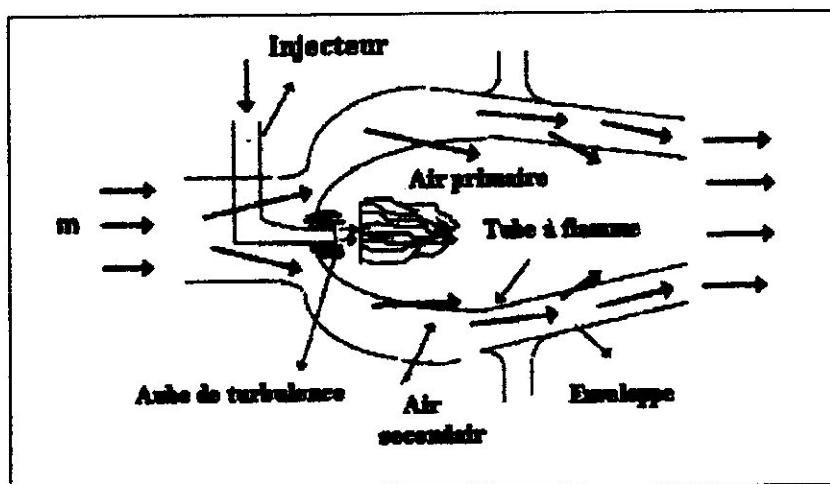


Figure II.25. Principe de fonctionnement d'une chambre de combustion.

II.4.4. Calcul énergétique de la chambre de combustion primaire:

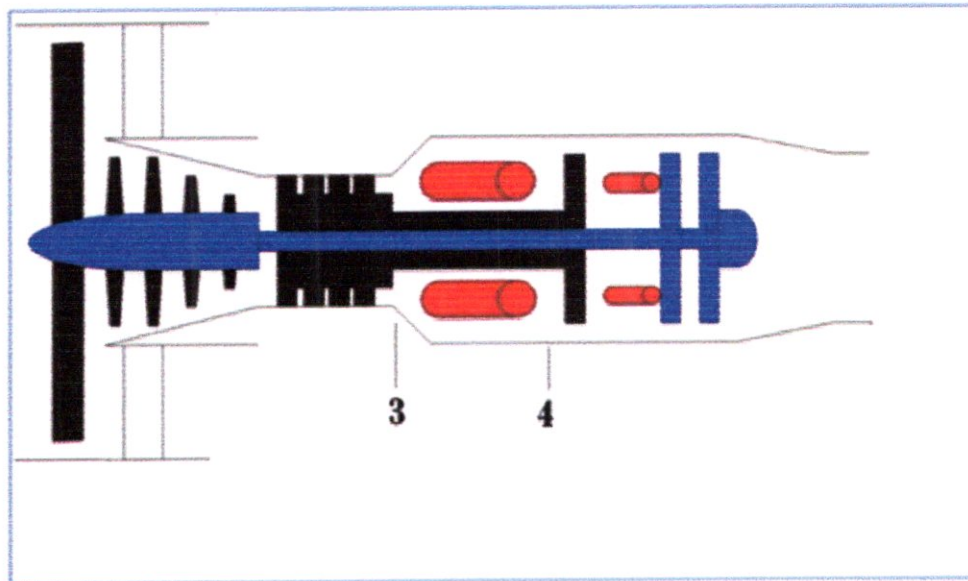


Figure II.26. Stations relatives à la chambre de combustion.

Chambre de combustion primaire 3 — 4 :

Station 4 :

Les paramètres totaux à la sortie de la chambre de combustion :

Les pertes de pression totale dans une chambre de combustion considérées dans cette étude sont principalement dues aux frottements, aux parois (pertes froides) et aux émissions de chaleurs (pertes chaudes). Pour le calcul, seule la perte due à la friction, ou l'efficacité ϵ_2 , qui est normalement définie par l'utilisateur, est prise en compte lors du calcul. C'est la valeur en pourcentage de la pression totale entrante dans la chambre de combustion.

$$Pt_4 = Pt_3(1 - \epsilon_1) \quad \text{II.52}$$

Pour des raisons de limitations, la température totale à la sortie de la chambre de combustion Tt_4 ne doit pas dépasser la température totale à l'entrée de la turbine haute pression imposée par le constructeur.

$$Tt_4 = T_{thp} \quad \text{II.53}$$

La richesse dans la chambre de combustion primaire :

Le bilan énergétique entre l'entrée (3) et la sortie (4) de la chambre de combustion primaire s'écrit :

$$\dot{m}_a C_{p_a} T t_3 + \dot{m}_c \eta_{cc} Q = \dot{m}_4 C_{p_b} T t_4 \quad \text{II.54}$$

Avec : $\dot{m}_4 = \dot{m}_c + \dot{m}_{fuel}$ et $f_b = \frac{\dot{m}_{fuel}}{\dot{m}_c}$

f_b : la richesse dans la chambre de combustion primaire.

De l'équation (II.54) on à :

$$C_{p_a} T t_3 + f_b \eta_{cc} Q = (1 + f_b) C_{p_b} T t_4 \quad \text{II.55}$$

Le rapport entre l'enthalpie totale de la sortie (4) et l'enthalpie totale de l'air ambiante (0) est donné par :

$$\tau_{a-b} = \frac{(C_p T t)_4}{(C_p T t)_0} \quad \text{II.56}$$

Donc avec la combinaison de l'équation (II.55) et l'équation (II.56), on peut calculer la richesse dans la chambre de combustion primaire par la relation suivante :

$$f_b = \frac{\left(\frac{T t_0}{T_0} \frac{T t_{2.5}}{T t_2} \frac{T t_3}{T t_{2.5}} \right) - \tau_{a-b}}{\tau_{a-b} - \left(\frac{\eta_{cc} Q}{C_{p_a} T_0} \right)} \quad \text{II.57}$$

II.5.Turbine :[20,13]

II.5.1.But :

Une turbine extrait l'énergie des gaz chauds pour entraîner le compresseur du moteur. Un étage de turbine se compose d'une roue de redresseur suivi par une roue mobile (un rotor) .Figure II-27. Les gaz à haute température et haute pression entre habituellement dans le premier étage du redresseur à un nombre de Mach inférieur à 0,2, il est alors accéléré. Le nombre de Mach moyen à la sortie du redresseur peut être entre 0,75 et 1. Il n'y a aucun transfert de travail ni de transfert thermique, il y a seulement une petite perte de pression totale due au frottement et aux dissipations turbulentes. La température totale reste constante, exceptée dans le cas d'une addition de l'air de refroidissement; alors que la pression et la température statique diminuent en raison de l'accélération. La puissance est extraite à travers le rotor qui génère une vitesse de mouvement rotation.

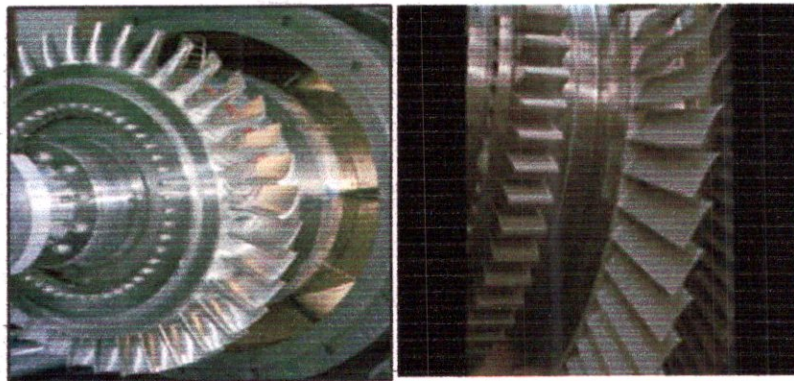


Figure II-27.Turbine axiale.

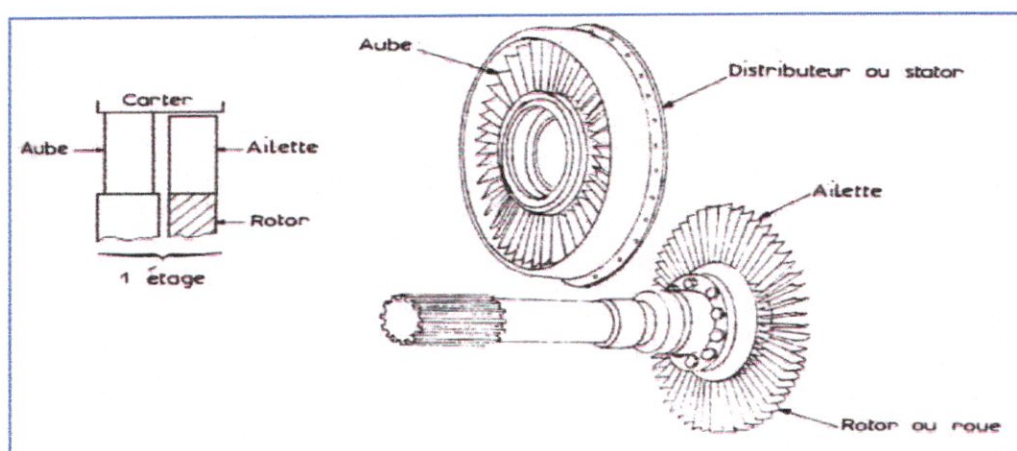


Figure II-28. Composantes d'une turbine.

II.5.2. Les différents types de turbine :

II.5.2.1. Le degré de réaction :

Le degré de réaction est le rapport entre l'énergie de pression perdue dans le rotor et l'énergie de pression perdue dans l'étage.

$$\sigma = \frac{\text{énergie de pression perdue dans le rotor}}{\text{énergie de pression perdue dans l'étage}}$$

II.5.2.2. Turbine à action ($\sigma = 0$) :

II.5.2.2.1. Définition :

Le degré de réaction $\sigma = 0$ implique par définition que l'énergie de pression perdue dans le rotor est nulle ou que les gaz ne subissent aucune transformation de pression en vitesse dans les canaux inter-ailettes. De tels canaux sont à **section constante**, les turbines ainsi dessinées sont des turbines à action.

Les sections des canaux étant constantes, les vitesses relatives \vec{W}_2 et \vec{W}_3 par rapport au rotor gardent la même intensité : $W_2 = W_3$. Il y a seulement déviation de l'écoulement relatif.

II.5.2.2.2. Variation des paramètres de l'écoulement le long d'un étage d'une turbine à action :

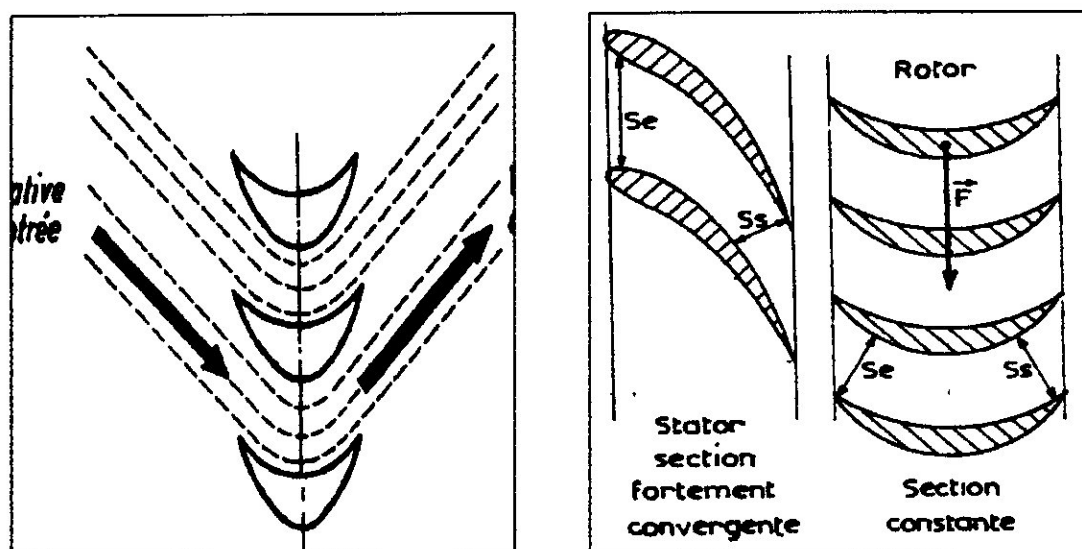


Figure II-29. Effort aérodynamique et vitesses de l'écoulement à travers un étage d'une turbine axiale.

La section de passage des canaux du rotor étant constante, les vitesses relatives \vec{W}_2 et \vec{W}_3 par rapport au rotor gardent la même intensité : $W_2 = W_3$. Il y a seulement déviation de l'écoulement relatif tel que représenté sur la figure III-28

Le travail de détente est réalisé uniquement dans la grille fixe. D'après le diagramme des vitesses, la déviation de \vec{V}_1 et \vec{V}_2 subit par les gaz est très forte.

La puissance de l'étage de turbine est tirée du travail de détente.

La puissance délivrée par les gaz est donc :

$$P = 2(Q_a + Q_c)U^2 \quad \text{II.58}$$

La force \vec{F} subie par l'ailette est la résultante de l'effort aérodynamique créé par l'amortissement et la déviation des vitesses.

Le produit de la somme des forces par le rayon moyen nous donne le couple de la turbine.

II.5.2.3. Turbine à réaction ($\sigma \neq 0$) :

II.5.2.3.1. Définition :

Le degré de réaction $\sigma \neq 0$ signifie que l'énergie de pression perdue dans le rotor n'est pas nulle est que les gaz y subissent une transformation. Les canaux inter-ailettes ne sont pas à sections constantes, ils sont convergents. Les turbines ainsi conçues sont des turbines à réaction.

II.5.2.3.2. Variation des paramètres de l'écoulement le long d'un étage d'une turbine à réaction : [30, 12]

Examinons le cas simple de $\sigma = 0,5$ où la détente des gaz s'effectue de façon identique dans le stator et le rotor.

La variation de vitesse absolue dans le stator est égale à la variation de vitesse relative dans le rotor.

La puissance libérée par les gaz dans cet étage est donc :

$$P = (Q_a + Q_c)U^2 \quad \text{II.59}$$

A même vitesse de rotation, la turbine à réaction est deux fois moins puissante.

A même puissance, la turbine à réaction tourne $\sqrt{2}$ fois plus vite.

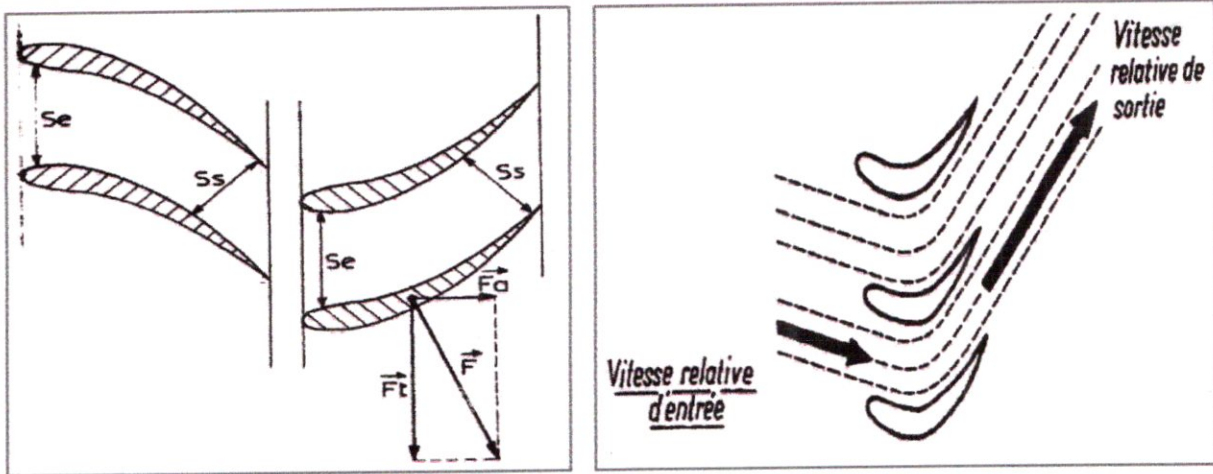


Figure II-30. Force aérodynamique dans un étage d'une turbine à réaction.

La force aérodynamique \vec{F} subie par l'ailette nous donne deux composantes :

- ✚ Une composante tangentielle \vec{F}_t amène le couple de la turbine,

$$\sum F_t \times R \text{ moyen} = \text{couple}$$

- ✚ Une composante axiale \vec{F}_a dirigée vers l'arrière qui constitue la charge aérodynamique de la turbine. On constate d'ailleurs qu'elle est dirigée à l'opposé de la charge aérodynamique du compresseur. L'utilisation d'une turbine à réaction permet d'équilibrer les forces axiales sur un attelage. (il y a un tableau de comparaison)

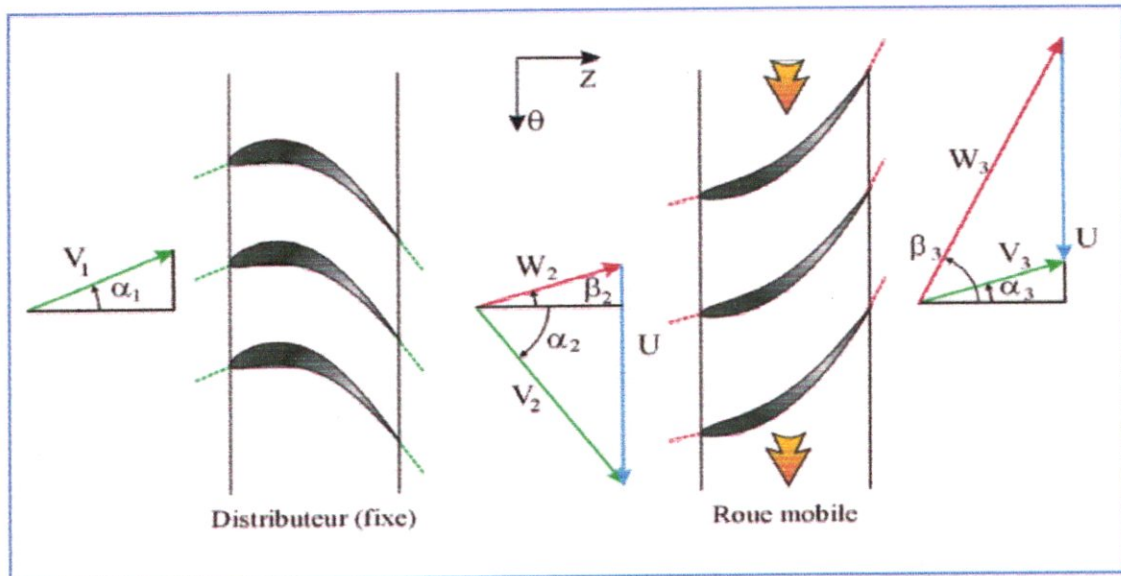


Figure II-31. Vitesses de l'écoulement sur un étage d'une turbine à réaction.

II.5.3. fonctionnement d'une turbine axiale : [23,16]

Les courbes caractéristiques d'une turbine indiquant la variation du rapport manométrique en fonction du débit des gaz pour différentes vitesses de rotation de la turbine sont représentées sur la figure II-31. La turbine étant essayée sur banc d'essai turbine. La turbine est traversée par un courant dont on peut faire varier le débit.
 Un frein (une hélice à régime constant par exemple) permet de maintenir constante la vitesse de la turbine lorsque le débit varie.

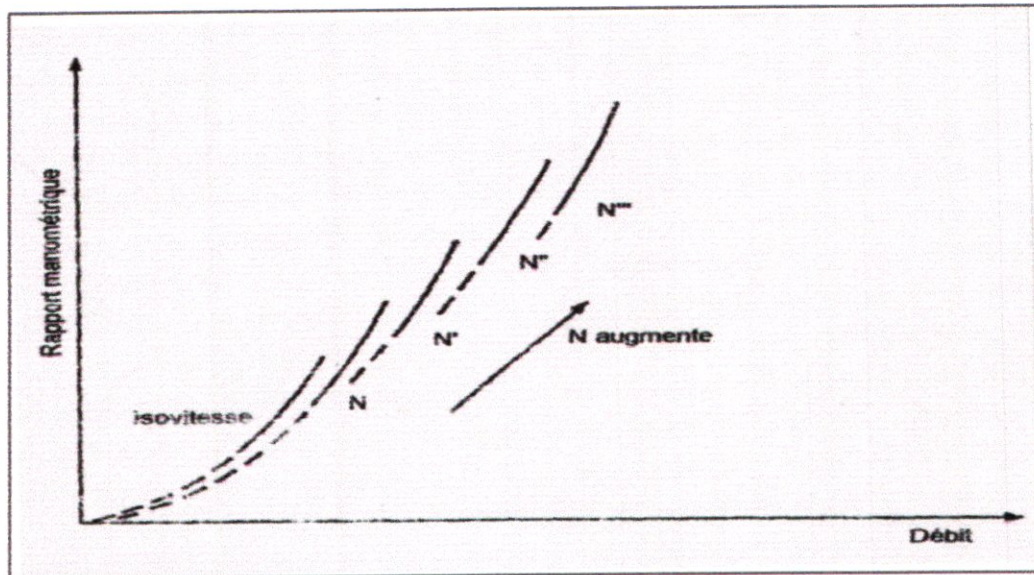


Figure II-32. Graphe caractéristique du fonctionnement d'une turbine axiale.

II.5.4. Calcul énergétique de la turbine :

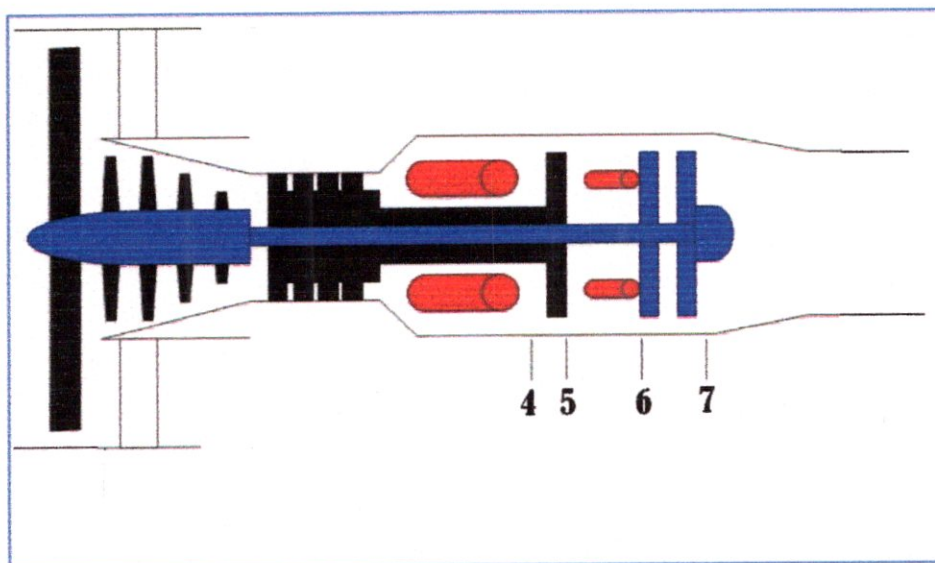


Figure II-33. Station relative à la turbine.

Turbine haute pression : 4 — 5**Station 5 :**

D'après le couplage du corps compresseur-turbine haute pression, on a :

$$[\text{Puissance}]_{THP} = [\text{Puissance}]_{CHP}$$

Alors :

$$\dot{m}_c C_{p_c} (Tt_3 - Tt_{2.5}) = \dot{m}_4 C_{p_b} \eta_{hp} (Tt_4 - Tt_5) \quad \text{II.60}$$

$$\text{On à : } \dot{m}_4 = \dot{m}_c + \dot{m}_b$$

$$C_{p_c} (Tt_3 - Tt_{2.5}) = (1 + f_b) C_{p_b} \eta_{hp} (Tt_4 - Tt_5) \quad \text{II.61}$$

$$Tt_5 = Tt_4 - \frac{C_{p_c}}{C_{p_b} \eta_{hp} (1 + f_b)} (Tt_3 - Tt_{2.5}) \quad \text{II.62}$$

On à aussi :

$$\frac{Pt_5}{Pt_4} = \left(\frac{Tt_5}{Tt_4} \right)^{\frac{\gamma_b}{(\gamma_b - 1) \eta_{thp}}} \quad \text{II.63}$$

Donc :

$$Pt_5 = Pt_4 \left(\frac{Tt_5}{Tt_4} \right)^{\frac{\gamma_b}{(\gamma_b - 1) \eta_{thp}}} \quad \text{II.64}$$

Chambre de combustion secondaire : 5 — 6**Station 6 :**

Si la chambre de combustion secondaire est en service, la température totale et la pression totale à la station 6 sont données par les relations suivantes :

$$Tt_6 = T_{tbp} \quad \text{II.65}$$

Avec T_{tbp} : est la température totale à l'entrée de turbine basse pression donnée par le constructeur.

$$Pt_6 = Pt_5 (1 - \varepsilon_2) \quad \text{II.66}$$

Calcul de la richesse dans la chambre de combustion :

Le bilan énergétique entre l'entrée(5) et la sortie (6) de la chambre de combustion secondaire est donné par :

$$\dot{m}_5 C_{p_b} T_{t_5} + \dot{m}_t \eta_{ccs} Q = \dot{m}_6 C_{p_t} T_{t_6} \quad \text{II.67}$$

De la même façon nous définissons le rapport entre l'enthalpie totale à la sortie de la chambre de combustion secondaire et l'enthalpie de l'air ambiant par.

$$\tau_{\lambda-t} = \frac{(C_p T_t)_6}{(C_p T_t)_0} \quad \text{II.68}$$

Donc nous trouvons la richesse dans la chambre de combustion secondaire par :

$$f_t = \frac{\left(\frac{T_{t_0}}{T_0} \frac{T_{t_{2.5}}}{T_{t_2}} \frac{T_{t_3}}{T_{t_{2.5}}} \frac{T_{t_4}}{T_{t_3}} \frac{T_{t_5}}{T_{t_4}} \right) \frac{C_{p_c}}{C_{p_b}} \tau_{\lambda-t}}{\frac{C_{p_c}}{C_{p_b}} \tau_{\lambda-t} - \left(\frac{\eta_{ccs} Q}{C_{p_b} T_0} \right)} (1 + f_b) \quad \text{II.69}$$

Sinon si la chambre de combustion est en hors de service nous avons :

$$T_{t_6} = T_{t_5} \quad P_{t_6} = P_{t_5} \quad \gamma_t = \gamma_b$$

$$C_{p_t} = C_{p_b} \quad f_s = 0$$

Turbine basse pression : 6—7

Station 7 :

D'après le couplage du corps basse pression, on a :

$$[\text{Puissance}]_{TBP} = [\text{Puissance}]_{CBP} + [\text{Puissance}]_s$$

$$\dot{m}_6 C_{p_t} \eta_{bp} (T_{t_6} - T_{t_7}) = \dot{m}_c C_{p_c} (T_{t_{2.5}} - T_{t_2}) + \dot{m}_{fan} C_{p_c} (T_{t_{13}} - T_{t_2}) \quad \text{II.70}$$

$$\text{On à : } \dot{m}_6 = \dot{m}_c + \dot{m}_b + \dot{m}_t$$

Donc on peut écrire l'équation (II.70) par la relation suivante :

$$(1 + f_b + f_t) C_{p_t} \eta_{bp} (T_{t_6} - T_{t_7}) = C_{p_c} (T_{t_{2.5}} - T_{t_2}) + \lambda C_{p_c} (T_{t_{2.2}} - T_{t_2}) \quad \text{II.71}$$

λ : est le taux de dilution.

Donc :

$$T_{t_7} = T_{t_6} - \frac{C_{p_c}}{C_{p_t} \eta_{bp} (1 + f_b + f_t)} (T_{t_{2.5}} - T_{t_2} (1 + \lambda) + \lambda T_{t_{2.2}}) \quad \text{II.72}$$

Pour calculer la pression totale à la sortie de turbine basse pression on à :

$$\frac{Pt_7}{Pt_6} = \left(\frac{Tt_7}{Tt_6} \right)^{\frac{\gamma_t}{(\gamma_t-1)\eta_{tbp}}} \quad \text{II.73}$$

Donc :

$$Pt_7 = Pt_6 \left(\frac{Tt_7}{Tt_6} \right)^{\frac{\gamma_t}{(\gamma_t-1)\eta_{tbp}}} \quad \text{II.74}$$

II.6 .Stabilité de fonctionnement d'un turboréacteur:

II.6.1. Le phénomène de Pompage :

Le pompage est une instabilité mono dimensionnelle axiale qui affecte le système de compression de façon globale. Si le débit diminue, les pertes ont tendance à augmenter dans le compresseur. Quand le point de fonctionnement traverse la ligne de pompage, la machine n'arrive plus à fournir suffisamment d'énergie pour contrer les gradients de pression adverses et l'écoulement est affecté par une onde de pression basse fréquence qui se déplace de l'aval vers l'amont. La fréquence de cette onde de pression varie généralement entre 2Hz et 50Hz pour les compresseurs. Lorsque la machine fonctionne dans un tel régime, de fortes fluctuations du débit moyen peuvent être observées, pouvant même aller jusqu'à une inversion totale du sens de l'écoulement. La fatigue extrême supportée par les aubages rend ce phénomène très dangereux pour le compresseur.

II.6.2.Adaptation turbine compresseur : [18]

Le régime de rotation de la turbine dépend du système de frein qui absorbe l'énergie fournie par la turbine; le régime se stabilise a une valeur telle que la puissance fournie par la turbine a ce régime est égale a la puissance absorbée par le système de frein a ce même régime. En accouplant la turbine au compresseur, le compresseur freine la turbine et le régime se stabilise a une valeur qui dépend du débit Ce point de fonctionnent est obtenu en superposant une courbe caractéristique de turbine a une courbe de caractéristique de compresseur établie a la même vitesse de rotation, c'est-a-dire lorsque la puissance absorbée par Le compresseur est égale à la puissance fournie par la turbine en régime stabilise.

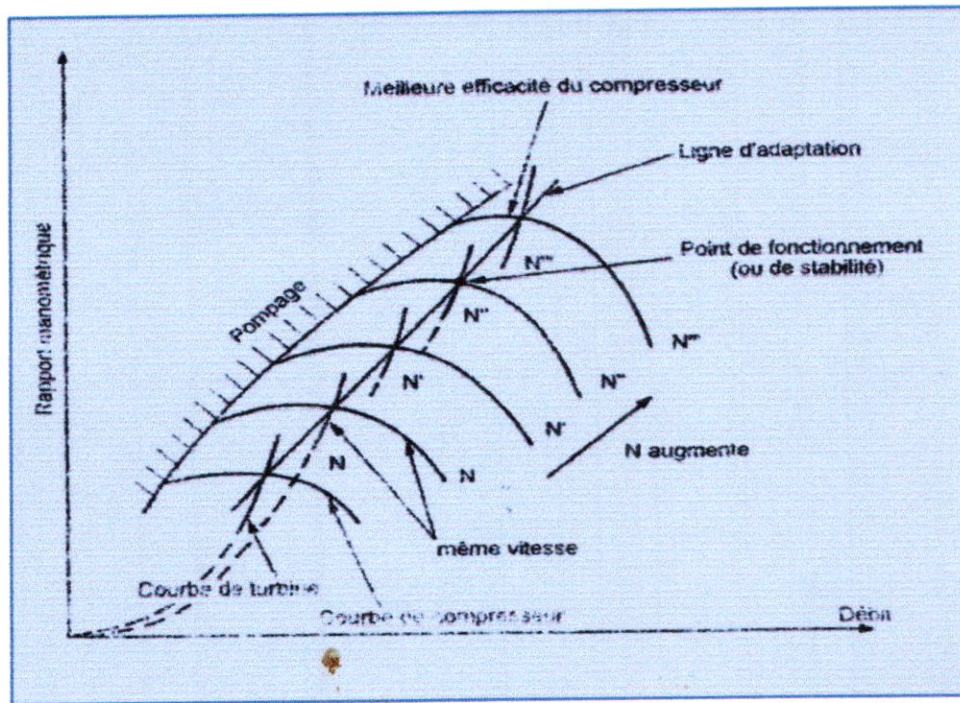


Figure II.34. Adaptation turbine-compresseur.

En joignant les points d'intersection (points de fonctionnement) des courbes caractéristiques du compresseur avec celles de la turbine, on obtient la ligne d'adaptation, c'est-à-dire la ligne selon laquelle le turbomoteur fonctionne de façon stable pour toutes les valeurs de vitesse de rotation (N , N' , N'') comme représenté sur la figure II-33

Pour le même compresseur, la position de cette ligne varie suivant les caractéristiques de la Turbine choisie. On voit tout de suite que le constructeur a intérêt à réaliser une turbine dont les caractéristiques détermineront une ligne d'adaptation dans la zone des meilleures efficacités du compresseur (meilleur rapport manométrique pour un régime donné), s'il recherche une meilleure consommation spécifique. Cependant, cette zone est située à proximité de la zone de décrochage du compresseur et la recherche d'une meilleure efficacité risque de provoquer le pompage lors d'une reprise.

II.7. Tuyère d'éjection :

II.7.1. But :

L'objectif d'une tuyère d'éjection est d'augmenter la vitesse du gaz d'échappement avant leur éjection dans l'atmosphère et de redresser l'écoulement de gaz. Les caractéristiques d'une tuyère peuvent être établies comme suit :

- Accélérer l'écoulement à la vitesse élevée avec le minimum de perte de la pression totale.
- Permettre à la post-combustion d'opérer sans affecter le fonctionnement du moteur principal. La section de la tuyère doit être variable.
- Mélanger le flux chaud et le flux froid pour des turboréacteurs de type double flux.
- Permettre d'utiliser la poussée inversée.
- Diminuer le bruit du son lors de l'éjection des gaz

II.7.2. Description de la tuyère d'éjection : [18]

Le canal d'éjection se compose:

- du conne d'échappement
- de la tuyère

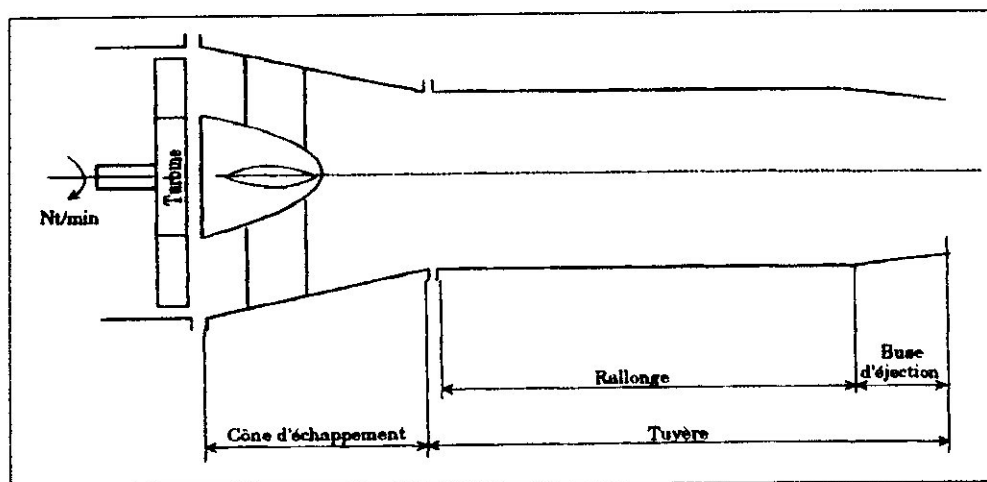


Figure II-35. Canal d'éjection d'un turboréacteur

✚ La conne d'échappement : [22,1]

Le conne d'échappement est constitué par

- un carter extérieur permettant la fixation à la tuyère. C'est sur cette enveloppe que peuvent être placées les sondes de température.

- un cône intérieur dont la base a un diamètre égal au diamètre du disque de la turbine. Il évite la formation de remous préjudiciables à l'écoulement derrière la turbine.
- des bras de support profilés redressant l'écoulement. *Figure II-35.*

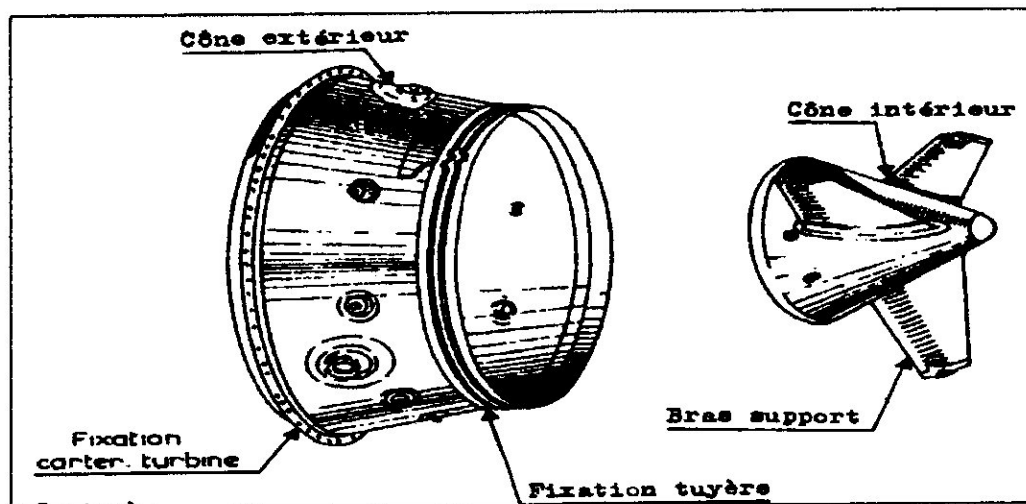


Figure II-36. Cône d'échappement du réacteur.

↳ La tuyère : [9]

La tuyère se compose des deux parties essentielles :

- la rallonge
- la buse d'éjection

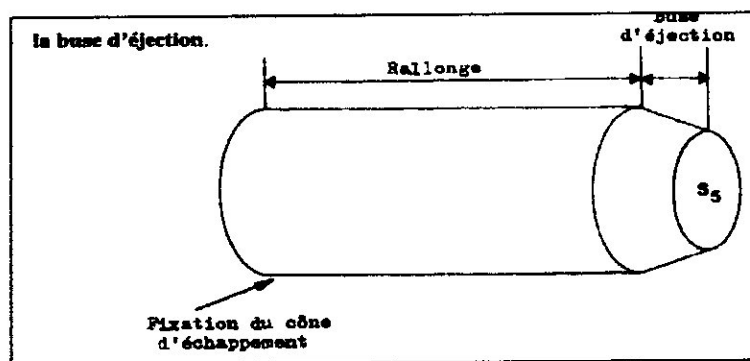


Figure II-37. Tuyère d'un réacteur.

La rallonge : c'est un canal cylindrique dont la longueur varie suivant la position du moteur sur l'avion. Sur certains avions, il n'est pas utile de disposer d'une rallonge.

La rallonge doit amener les gaz de propulsion à la buse d'éjection avec un minimum de pertes d'énergie. Pour cela, le canal est revêtu d'une protection calorifugée. Figure II-36.

La **buse** d'éjection est un canal convergent qui transforme l'énergie de pression en énergie de vitesse. La section de sortie de la buse peut être à section constante ou à section variable

II.7.3. Fonctionnement d'une tuyère :

Tuyère convergente :

La tuyère simplement convergente à géométrie fixe est régie par le théorème d'Hugoniot dans le domaine subsonique.

$$\frac{ds}{s} = (M_8^2 - 1) \frac{dv}{v} \quad \text{II.75}$$

Avec $M < 1$

La variation de la section amène une de la vitesse de l'écoulement

La sortie des gaz s'effectue en S, les conditions de fonctionnement de cette tuyère dépendent de la pression ambiante et du régime réacteur, autrement dit, de P_{t7} et P

Il existe cependant des conditions idéales de fonctionnement.

La relation de barrée de St venant appliquée à la sortie tuyère nous donne :

$$P_{t8} = P_8 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_8^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{II.76}$$

Avec $P_{t7}=P_{t8}$ si l'écoulement est sans frottement dans le canal

$M_8=1$ lorsque le débit d'air au col de la tuyère atteint son maximum.

On obtient alors :

$$P_{t7} = P_{t8} = P_8 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_8^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{II.77}$$

Tuyère convergente-divergente :

Nous avons vu que dans une tuyère simplement convergente, le nombre de Mach à la sortie pouvait être $M < 1$, et au mieux $M=1$ pour lequel le débit est maximum.

Donc il n'est pas possible d'obtenir un écoulement supersonique avec la tuyère simplement convergente, pour cela il est nécessaire d'avoir un divergent après un col sonique permet d'obtenir un écoulement supersonique d'après le théorème d'**Hugoniot**.

$$\frac{dS}{S} = (M_8^2 - 1) \frac{dV}{V} \quad \text{II.78}$$

Dans le domaine subsonique $M < 1$

La variation de section amène une variation de vitesse inverse suivant le sens de variation de la section :

$$\frac{dS}{S} = - \frac{dV}{V} \quad \text{II.79}$$

Dans le domaine supersonique $M > 1$

Le sens de variation de la section amène une variation de vitesse dans le même sens :

$$\frac{dS}{S} = \frac{dV}{V} \quad \text{II.80}$$

$M=1$ implique qu'il n'y a pas variation de section $\frac{dS}{S}=0$, de plus $M=1$ est obtenu à un moment où l'aire de la section est minimale.

Donc la tuyère supersonique est formée d'une partie convergente dont la section diminue dans le sens de l'écoulement qui est subsonique, d'un col et d'une partie divergente dont la section augmente dans le sens de l'écoulement qui est supersonique.

II.7.4. Calcul énergétique de la tuyère d'éjection :

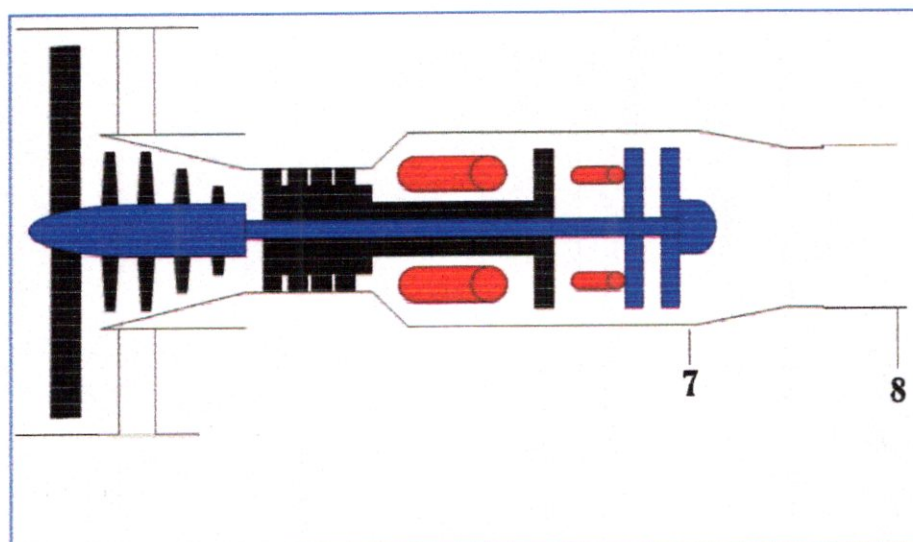


Figure II.38. Stations relatives à la tuyère d'éjection.

Tuyère d'éjection : 7 — 8

Station 8 :

$$(W_T + Q)_7^8 = (\Delta H_t)_7^8 \quad \text{II.81}$$

$$(W_T + Q)_7^8 = C p_t (T t_8 - T t_7) \quad \text{II.82}$$

Or l'échange de travail et de la chaleur avec l'extérieur est nul.

Donc :

$$(W_T + Q)_7^8 = 0 \quad \text{II.83}$$

$$C p_t (T t_8 - T t_7) = 0 \quad \text{II.84}$$

Il en résulte

$$T t_8 = T t_7 \quad \text{II.85}$$

La température reste constante dans la tuyère.

Si la valeur de l'efficacité ε_3 (les pertes de pression) de la tuyère est donnée, on peut calculer la pression totale $P t_8$ par la relation suivante :

$$P t_8 = P t_7 (1 - \varepsilon_3) \quad \text{II.86}$$

Les paramètres statiques à la sortie de la tuyère d'éjection :

Nous pouvons calculer la pression statique P_8 et la température statique T_8 selon le type de tuyère par les équations ci-dessous :

Nous calculons d'abord le rapport de pression totale à la sortie sur la pression statique ambiante $\frac{P t_8}{P_0}$.

Nous définissons le rapport de pression critique τ_c (pour le nombre de Mach égal à 1) par :

$$\tau_c = \left(\frac{\gamma_t + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t + 1}} \quad \text{II.87}$$

❖ Tuyère convergente adaptée :

Si $\frac{P_{t8}}{P_0} < \tau_c$ la tuyère est adaptée. La pression statique en sortie de la tuyère P_8 est égale à la pression ambiante P_0 . Nous avons donc :

$$P_8 = P_0 \quad \text{II.88}$$

$$T_8 = \frac{T_{t8}}{\left(\frac{P_{t8}}{P_8}\right)^{\frac{\gamma_t-1}{\gamma_t}}} \quad \text{II.89}$$

❖ Tuyère convergente non adaptée :

Si $\frac{P_{t8}}{P_0} > \tau_c$ la tuyère est non adaptée et le nombre de Mach en sortie est égal à un. Nous avons donc :

$$T_8 = \frac{T_{t8}}{\left(\frac{\gamma_t+1}{2}\right)} \quad \text{II.90}$$

$$P_8 = \frac{P_{t8}}{\left(\frac{T_{t8}}{T_8}\right)^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}}} \quad \text{II.91}$$

La vitesse V_8 (m/s), la constante R_t et la masse volumique ρ_8 (kg/m³) du gaz, en sortie de la tuyère sont décrites par :

$$V_8 = \sqrt{\gamma_t R_t T_8} \quad \text{II.92}$$

$$R_t = \frac{c_p(\gamma_t-1)}{\gamma_t} \quad \text{II.93}$$

$$\rho_8 = \frac{P_8}{R_t T_8} \quad \text{II.94}$$

II.8 .Les performances d'un turbofan avec chambre de combustion secondaire :

Il existe un certain nombre de paramètres principaux, qui définissent la performance globale du turboréacteur, qui utilisé pour analyser une conception d'un moteur donné, ou comparer plusieurs conceptions possibles de moteur. Ces paramètres de performance de turboréacteur sont :

II.8.1. La poussée spécifique F_s :

Elle s'agit de la quantité de poussée par unité de débit entrant dans le moteur. Elle fournit une indication correcte de premier ordre sur le poids de moteur, la superficie frontale et le volume. Il est particulièrement important de maximiser la poussée spécifique dans les applications où le poids ou le volume de moteur est crucial, ou alors pour l'avion qui vole aux nombres de Mach élevés.

$$F_S = \frac{F}{m_c} \quad \text{II.95}$$

Avec F : est la poussée totale.

Pour le cas d'un turbofan avec chambre de combustion secondaire, et selon le type des tuyères (primaire et secondaire) la poussée totale est déterminée par les relations suivantes :

Si les tuyères primaire et secondaire sont convergentes et adaptées la poussée totale est donnée par :

$$F_{tot} = m_c((1 + f_b + f_t)V_8 - V_0 + \lambda(V_{2.3} - V_0)) \quad \text{II.96}$$

Avec :

λ : est le taux de dilution.

f_b : la richesse dans la chambre de combustion primaire.

f_t : la richesse dans la chambre de combustion secondaire.

Si les tuyères primaire et secondaire sont convergentes et non adaptées la relation qui nous donnant la poussée totale est :

$$F_{tot} = m_c((1 + f_b + f_t)V_8 - V_0 + \lambda(V_{2.3} - V_0) + (P_8 - P_0) \frac{(1 + f_b + f_t)}{\rho_8 V_8} + (P_{2.3} - P_0) \frac{\lambda}{\rho_{2.3} V_{2.3}}) \quad \text{II.97}$$

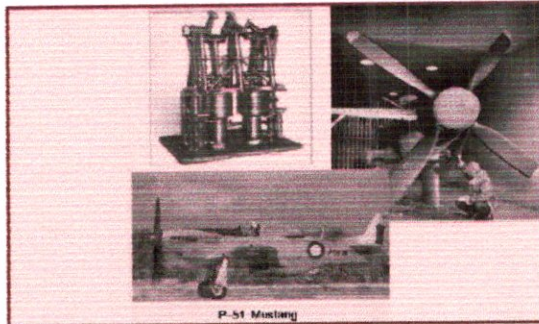
II.8.2. La consommation spécifique C_s :

C'est la masse du carburant brûlée par unité de temps par unité de poussée. Il est important de réduire le C_s au minimum pour des applications où le poids et/ou le coût du carburant est significatif.

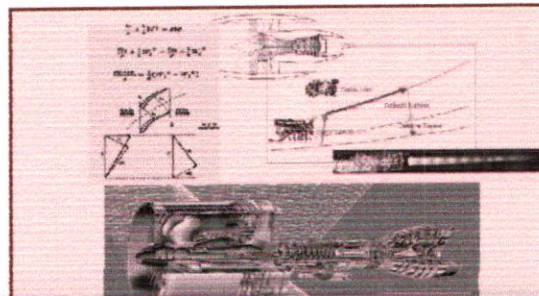
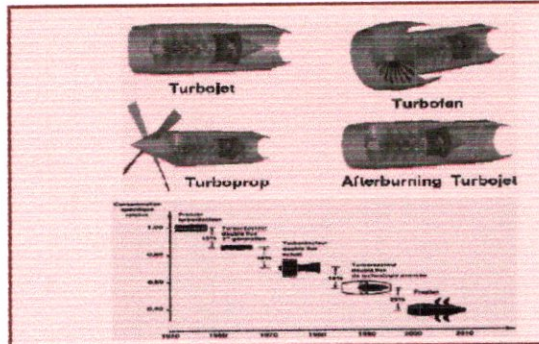
$$C_s = \frac{m_{fuel}}{F_{tot}} \quad \text{II.98}$$

Pour le cas d'un turbofan avec chambre de combustion secondaire, on peut déterminer la consommation spécifique par la relation suivante :

$$C_s = \frac{f_b + f_t}{F_S} \quad \text{II.99}$$

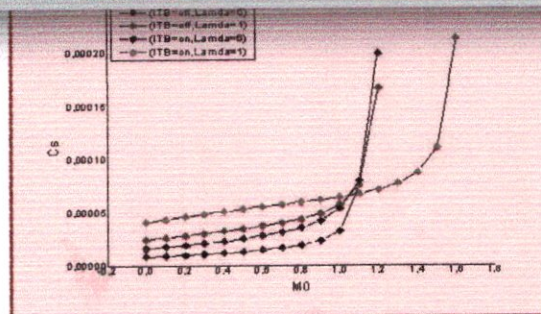
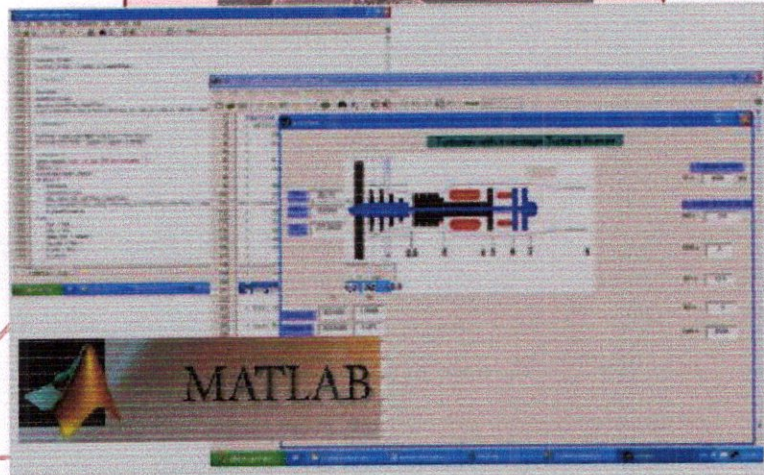


P-51 Mustang



Chapitre 3

■ ■ ELABORATION D'UN
CODE DE CALCUL ■ ■ ■



III. Elaboration d'un code de calcul :

III.1. but et description du programme :

L'objectif de notre travail est de réaliser un code de calcul qui nous permet de calculer les performances d'un turboréacteur donné (turbofan soufflante avant avec chambre de combustion secondaire) tout en simulant son fonctionnement.

Pour effectuer ces calculs il serait commandé de décomposer notre moteur en onze stations différentes (commençant par la première station, traversée par le flux d'air, envisagée par l'entrée d'air et arrivant à la dernière qui est la sortie moteur).

Dans chacune de ces onze stations, nous allons déterminer les caractéristiques thermodynamiques et aérodynamiques de l'écoulement d'air traversant notre turboréacteur tels que : la température statique, la pression statique, la vitesse de vol, la température totale, la pression totale... etc.

En introduisant les caractéristiques de l'air ambiant, et en utilisant les équations de l'atmosphère standard décrites dans le chapitre II, nous calculons les paramètres de la station initiale (entrée d'air), nous progressons dans les calculs, en passant par les différentes stations (la soufflante, le compresseur basse pression, le compresseur haute pression, la chambre de combustion, la turbine haute pression, la chambre de combustion secondaire, la turbine basse pression et la tuyère d'éjection qui représente la sortie).

Ce qui est intéressant dans notre programme est que les calculs sont faits en deux modes :

- Mode1 : la chambre de combustion secondaire est éteinte.
- Mode2 : la chambre de combustion secondaire est allumée.

A la fin, nous obtenons les résultats suivants :

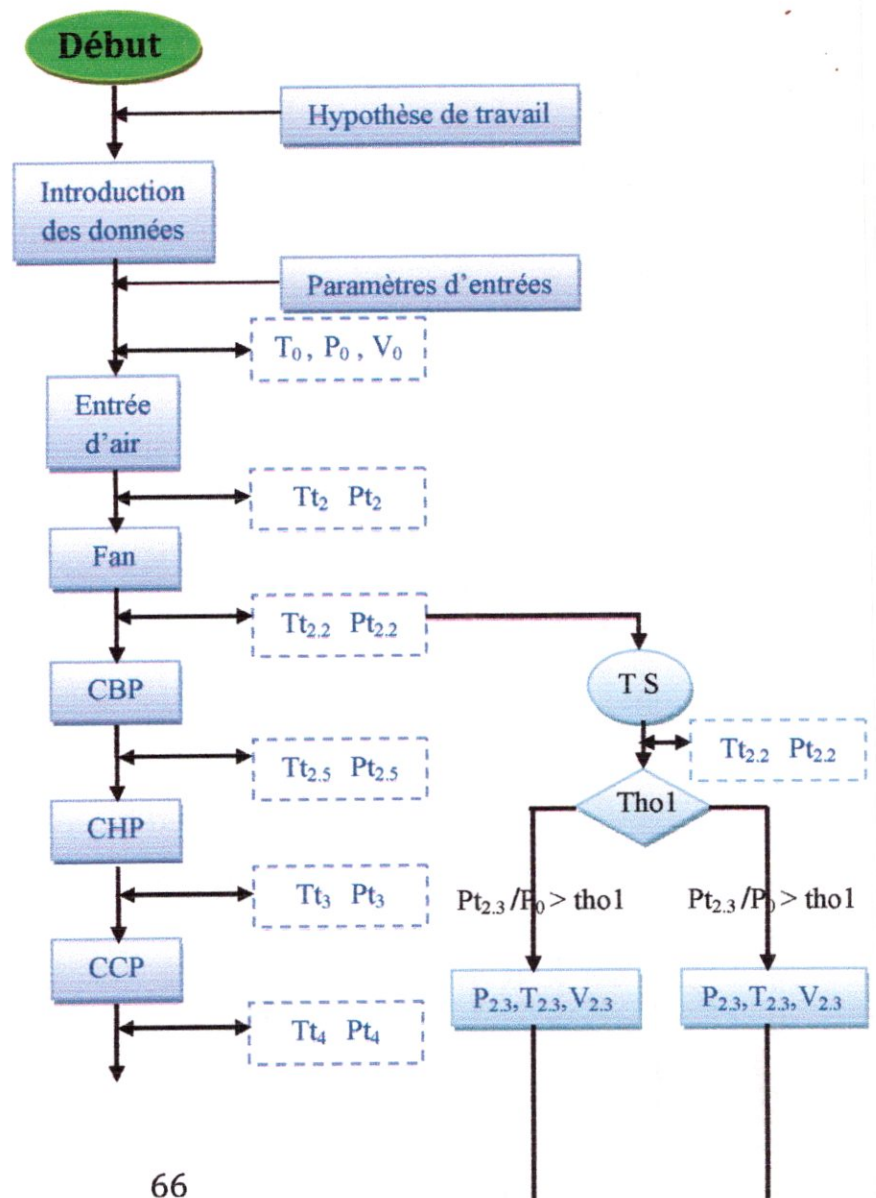
- ✓ Avoir calculé toutes les caractéristiques et tous les paramètres d'air à travers les différentes stations du turbofan.
- ✓ Avoir calculé la poussée, la consommation du combustible et d'autres paramètres dans les deux modes.
- ✓ Comparer entre les résultats obtenus de ces deux modes.

III.2. Conception du programme :

Afin de concevoir notre programme de calcul, l'utilisateur devra tout d'abord spécifier les paramètres suivants :

- ✚ Le nombre de Mach de vol (M_0).
- ✚ L'altitude de vol (H).
- ✚ Le taux de compression de la soufflante (B_1).
- ✚ Les taux de compression des compresseurs basse pression et haute pression (B_1, B_2).
- ✚ La température à l'entrée de la turbine haute pression T_{thp} .
- ✚ La température à l'entrée de la turbine basse pression T_{bhp} .
- ✚ Le taux de dilution λ .

III.2.1. Organigramme de programme :



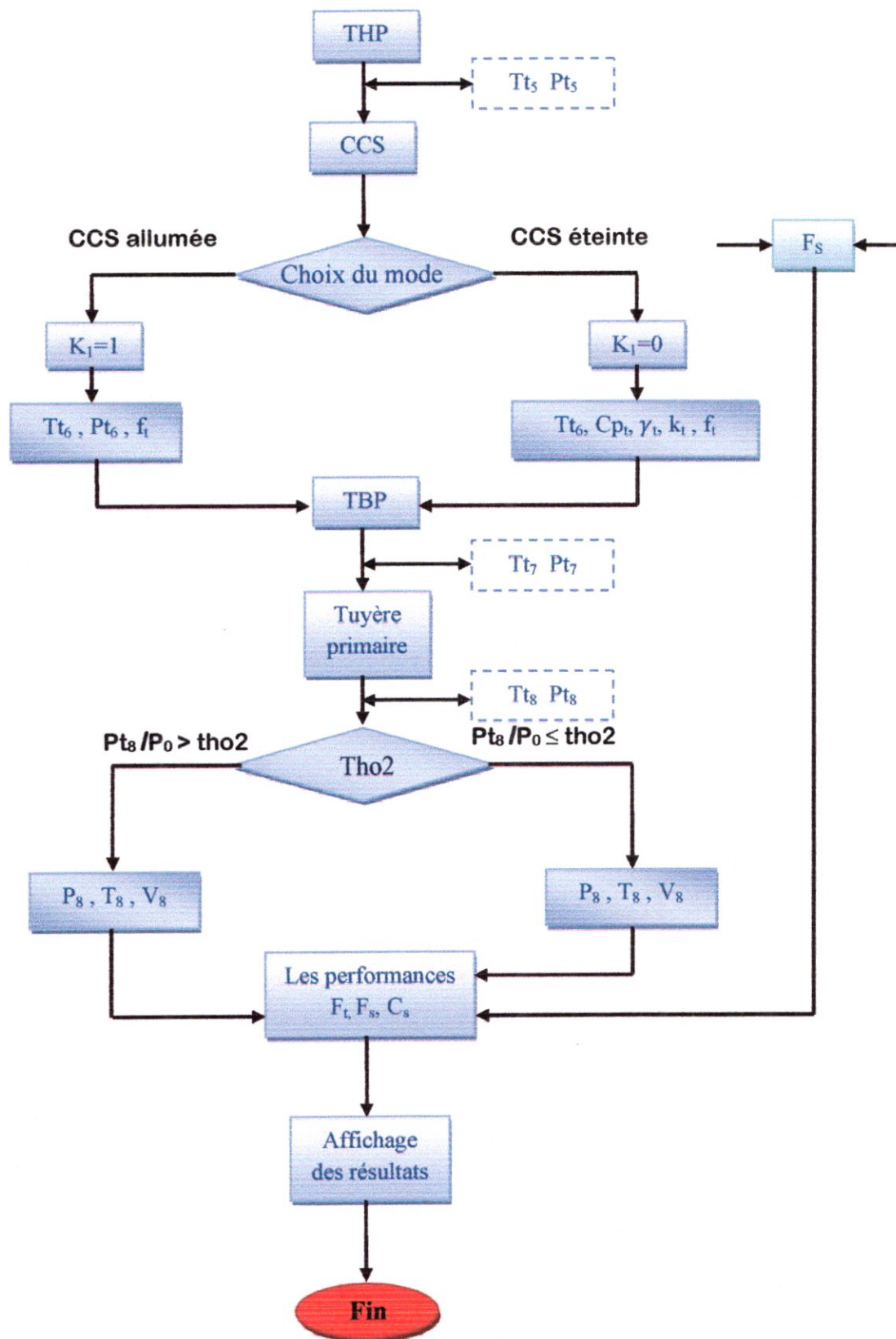


Figure III -1.Organigramme de programme.

III.3. Le langage de programmation MATLAB :

III.3.1. Présentation :

Matlab est un langage de calcul numérique et de visualisation graphique pour la résolution des problèmes scientifiques, mathématiques, d'ingénieurs etc. Matlab a été créé afin de calculer des vecteurs et des matrices dans le système de nombre réel et complexe. De plus la méthode pour coder des programmes n'est pas compliquée et il se compose d'une multitude de fonctions disponible pour des utilisateurs dans plusieurs domaines.

III.3.2. Avantages de MATLAB :

Matlab est à présent beaucoup employé dans les industries et les universités grâce aux ses avantages suivants.

- Les commandes de Matlab afin de gérer des fichiers et des répertoires sont faciles à maîtriser.
- Matlab fournit les boîtes à outils (**toolboxes**) dans les domaines variés, par exemple ; le traitement de signal (**Signal processing**), le traitement d'image (**Image processing**), le calcul symbolique (**Symbolic calculation**), le système de commande (**Control system**), les réseaux de neurones (**Neural networks**), etc. De plus chaque boîte à outil comporte des fonctions nécessaires à la résolution des problèmes dans divers domaines.
- La logique de Matlab est basée sur la notion de matrice, contrairement aux langages classiques, tels que **Basic**, **C** ou **Fortran**. Le redimensionnement et les allocations de mémoire sont gérés automatiquement.
- Matlab peut communiquer et s'exécuter avec d'autres langages, par exemple **Fortran**, **C** ou **Microsoft Visual**, à travers l'outil nommé **Application Program Interface (API)**.
- Les utilisateurs peuvent travailler avec Matlab dans le mode interactif ou le mode programmation. En mode interactif, Matlab fournit un nombre important de fonctions mathématiques que les utilisateurs peuvent utiliser afin d'effectuer des calculs complexes et de présenter des résultats sous forme numérique ou graphique. En mode de programmation, les utilisateurs peuvent écrire des programmes ou des fonctions comme dans les autres langages classiques.
- Matlab fournit un outil appelé **Graphical User Interfaces (GUIs)**. Les utilisateurs peuvent créer des interfaces graphiques sous forme de fenêtres composées par des éléments de GUIs.

Les contrôles sont des objets graphiques qui réagissent et provoquent une action lorsqu'ils sont manipulés par la souris ou le clavier. Dans une interface graphique, la communication avec les utilisateurs est généralement établie à l'aide d'objets tels que des groupes d'options, des cases à cocher, des boutons de commande, des textes statiques ou modifiables. Ainsi, les programmes offrent une meilleure convivialité, car il suffit d'un simple clic avec le pointeur de la souris pour définir, par exemple, de nouvelles valeurs.

- Les algorithmes sont généralement simples à retranscrire en Matlab et d'une bonne lisibilité par rapport aux langages classiques.

III.4. Le programme principal en langage Matlab:

La composition de programmation se compose de deux parties principales :

- ❖ Programme de calcul du cycle et de fonctionnement
- ❖ Interfaces graphiques des utilisateurs

III.4.1. Programme de calcul du cycle et de fonctionnement :

Programme Turbogéométrie Avec Chambre de Combustion Secondaire

```
clc;
```

```
clear all;
```

```
Pref=1.01325; -----> Tref: est la température statique de référence
```

```
Tref=288.15; -----> Pref: est la pression statique de référence
```

Constante du gaz parfait:

```
gama_a =1.399; gama_t =1.273; gama_b= 1.279;
```

Chaleur spécifique Cp (kJ/kg-K) :

```
Cp_a=1.004; Cp_b = 1.096; Cp_t=1.089;
```

Rendement polytropique

```
Nf=0.9023; Ncbp=0.9036; Nchp=0.9066; Nthp=0.9029; Ntbp=0.9174;
```

Pertes de pression totale

```
pe=0.01;pc=0.04;p2=0.04;p3=0.01;ps=0.03;
```

Rendement Mécanique

```
Nmh=0.93; Nmb=0.92; N_t=0.99; Nc =0.98;
```

```

% Le débit massique totale
m=64;
% Pouvoir calorifique inférieur de Kérosène Q(kJ/kg )
Q=42798.4;

%Constante du gaz parfait
R_b=Cp_b*((gama_t-1)/gama_t);
R_t=Cp_t*((gama_t-1)/gama_t);
H= input ('donner la valeur de l'altitude de vol H =');
M0= input ('donner la valeur du nombre de Mach de vol M0 =');
Lamda = input ('donner la valeur de taux de dilution Lamda =');
B1=input ('donner la valeur du taux de compression de la soufflante B1 =');
B2=input ('donner la valeur du taux de compression de compresseur basse pression
B2 =');
B3=input ('donner la valeur du taux de compression de compresseur haute pression
B3 =');
Teth =input ('donner la valeur de la température à l'entrée de turbine haute
pression Teth =')
Tetb =input ('donner la valeur de la température à l'entrée de turbine basse
pression Tetb =')

% Calcul de la température statique et la pression statique
if H < 11000
    T0=Tref-0.0065*H
    P0=Pref*(288.15/T0).^(-5.25588)
else if (H >= 11000) & (H < 24994)
    T0=216.65
    P0=22632.35/exp(0.000157689*(H-10998.1))
    else
    T0=216.65 + 0.0029892*(H-24994)
    P0=2523.7*(216.65/T0)^11.8
    end
end
disp('la vitesse de vol est V0=')
V0=M0*(gama_a*287.04*T0).^0.5

%L'entrée d'air entre les stations 0 et 2
% Station 0
Tt0=T0*(1+ ((gama_a-1)/2)*M0.^2)
Pt0=P0*(1+((gama_a-1)/2)*M0.^2).^(gama_a/(gama_a-1))

```

```

Station 2
Pt2 = Pt0*(1-pe)
Tt2=Tt0

La soufflante entre les stations 2 et 2_2
Station 2_2
Pt2_2=Pt2*(B1)
Tt2_2=Tt2*(B1).^((gama_a-1)/(gama_a*Nf))

La tuyère secondaire entre les stations 2_2 et 2_3
* Station 2_3
Tt2_3= Tt2_2
Pt2_3=Pt2_2 *(1-ps)

* La temperature statique et la pression statique a la sortie de la tuyère
secondaire
tho = (0.5*(gama_a+1)).^(gama_a/(gama_a-1));
if Pt2_3/P0 > tho
    T2_3=Tt2_3/((gama_a+1)/2)
    P2_3=Pt2_3/(Tt2_3/T2_3).^(gama_a/(gama_a-1))
else
    P2_3 = P0
    T2_3 =Tt2_3/(Pt2_3/P2_3).^((gama_a-1)/gama_a)
end
rho2_3=(100*P2_3)/(0.287*T2_3);
V2_3=(gama_a*287.04*T2_3).^(1/2)
Fsf=(V2_3-V0)+(1/(rho2_3*V2_3))*(P2_3-P0)

Le compresseur basse pression entre les stations 2 et 2_5
Station 2_5
Tt2_5 = Tt2*(B2).^((gama_a-1)/(gama_a*Ncbp))
Pt2_5 =Pt2*(B2)

*Le compresseur haute pression entre les stations 2_5 et 3
* Station 3
Pt3=Pt2_5*(B3)
Tt3=Tt2_5*(B3).^((gama_a-1)/(gama_a*Nchp))

* La chambre de combustion primaire entre les stations 3 et 4
* Station 4

```

```

Tt4=Teth
Pt4=Pt3*(1-pc)
tho_b= ((Cp_t*Tt4)/(Cp_a*Tt0))
f_b=(((Tt0/T0)*(Tt2_5/Tt2)*(Tt3/Tt2_5))-tho_b)/(tho_b-((Nc*Q)/(Cp_a*T0)))

    La turbine haute pression entre les stations 4 et 5
    Station 5
Tt5=Tt4-((Cp_a/(Cp_t*Nmh*(1+f_b)))*(Tt3-Tt2_5))
Pt5=Pt4*(Tt5/Tt4).^(gama_t/((gama_t-1)*Nthp))

    La chambre de combustion secondaire entre les stations 5 et 6
    Station 6
char1=input('est_ ce que ITB est allumée ');
char2='oui';
k1=strcmp(char1,char2)
if k1== 1
    Tt6=Tetb
    Pt6=Pt5*(1-p2)
    tho_itb=((Cp_itb*Tt6)/(Cp_a*Tt0))
    K=(((Tt0/T0)*(Tt2_5/Tt2)*(Tt3/Tt2_5)*(Tt4/Tt3)*(Tt5/Tt4))-
((Cpa/Cpt)*tho_itb))/(((Cpa/Cpt)*tho_itb)-((N_itb*Q)/(Cpt*T0)));
    f_itb=K*(1+f_b)
else
    Tt6 = Tt5
    Pt6 = Pt5
    gama_itb = gama_t;
    Cp_itb = Cp_t;
    R_itb = R_t;
    f_itb=0;
end

    La turbine basse pression entre les stations 6 et 7
    Station 7
    Tt6 = Tt5
    Pt6 = Pt5
    gama_itb = gama_t;
    Cp_itb = Cp_t;
    R_itb = R_t;
    f_itb=0;
Tt7=Tt6-((Cp_a/(Cp_t*Nmb*(1+f_b+f_itb)))*(Tt2_5 -Tt2*(1+Lamda)+(Lamda*Tt2_2)))

```

```

Pt7=Pt6*(Tt7/Tt6).^(gama_t/((gama_t-1)*Ntbp))

% La tuyère primaire entre les stations 7 et 8
% Station 8
Tt8= Tt7
Pt8= Pt7*(1-p3)
mc =m/(Lamda+1);
tho2 = (0.5 * (gama_t + 1)).^(gama_t / (gama_t - 1));
if Pt8/P0 > tho2
    T8=Tt8/((gama_t+1)/2)
    P8=Pt8/(Tt8/T8).^(gama_t/(gama_t-1))
else
    P8 = P0
    T8 =Tt8/ (Pt8/P8).^((gama_t-1)/gama_t)
end
rho8 = (100*P8)/(R_t*T8);
V8= (gama_t*R_t*T8*1000).^(1/2)
Fsc = ((1+f_b+f_itb)*V8-V0) + ((1+f_b+f_itb)/(rho8*V8))*(P8-P0)

    calcul de la poussée spécifique
disp (' La poussée spécifique est:')
Fs=Fsc+Lamda*Fsf

    calcul de la consommation spécifique
disp ('la consommation spécifique est:')
Cs= (f_b+f_itb)/Fs

```

III.4.2. Interface graphique des utilisateurs :

Afin que l'utilisateur puisse communiquer avec le programme de calcul, nous créons l'interface graphique en utilisant l'outil de GUIDE de Matlab.

A travers les fenêtres graphiques par les commandes interactives, l'utilisateur fait entrer des données et des paramètres du turbofan dont il veut effectuer le calcul de cycle et de fonctionnement, telles que : les données globales comme l'altitude de vol(**H**), le nombre de Mach de vol (**M₀**), les rapports de compression(**B1,B2,B3**), la température totale du gaz à l'entrée de turbine haute pression(**Teth**), la température totale à l'entrée de turbine basse pression(**Tetb**), le taux de dilution (**Lamda**).

Après avoir entré les données nécessaires au calcul du cycle et de fonctionnement du turbofan dans les fenêtres correspondantes, ces valeurs sont envoyées aux programmes afin de lancer la procédure de calcul.

Dans La fenêtre de départ, l'utilisateur clique sur le bouton **Entrer** pour commencer la procédure des calculs.

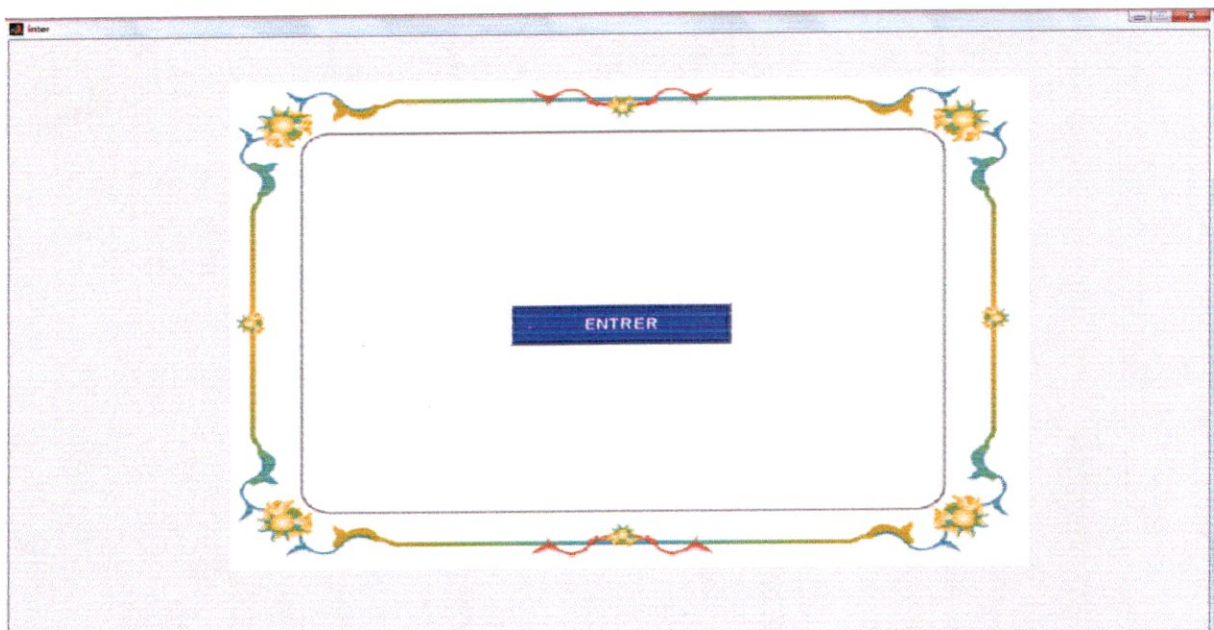


Figure III.2. Fenêtre de départ.

Puis l'utilisateur pourra choisir le mode de fonctionnement de turbofan en cliquant sur l'un des deux boutons :

- Avec chambre de combustion secondaire.
- Sans chambre de combustion secondaire.



Figure III.3.Fenêtre de sélection du mode de fonctionnement.

Donc si l'utilisateur choisit le mode avec chambre de combustion secondaire, la fenêtre des données et des résultats liée à ce mode de fonctionnement va apparaître. Comme représenté sur figure III.4 .

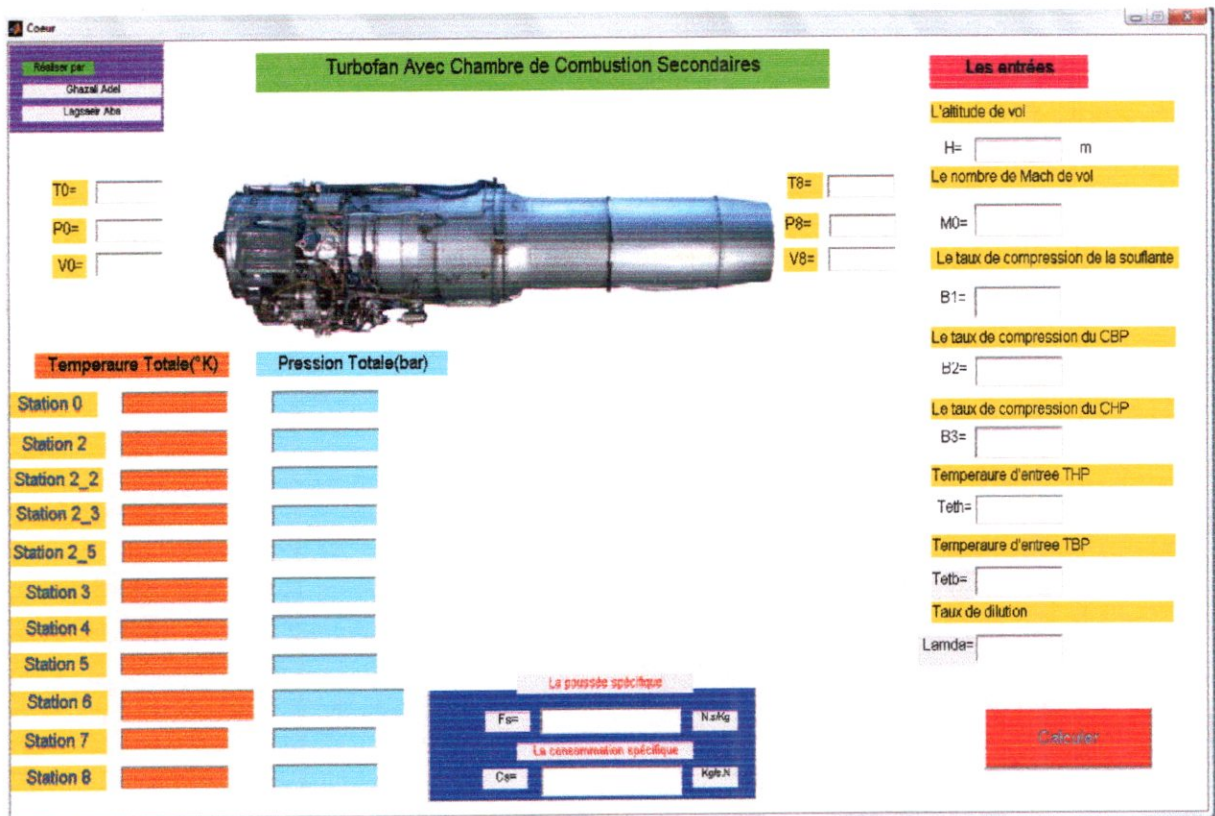


Figure III.4. Interface graphique du turbofan avec chambre de combustion secondaire.

Sinon, c'est-à-dire si l'utilisateur veut travailler sur le mode sans chambre de combustion secondaire alors la fenêtre du graphique correspondant à ce mode de fonctionnement comme montré sur la figure III.5.

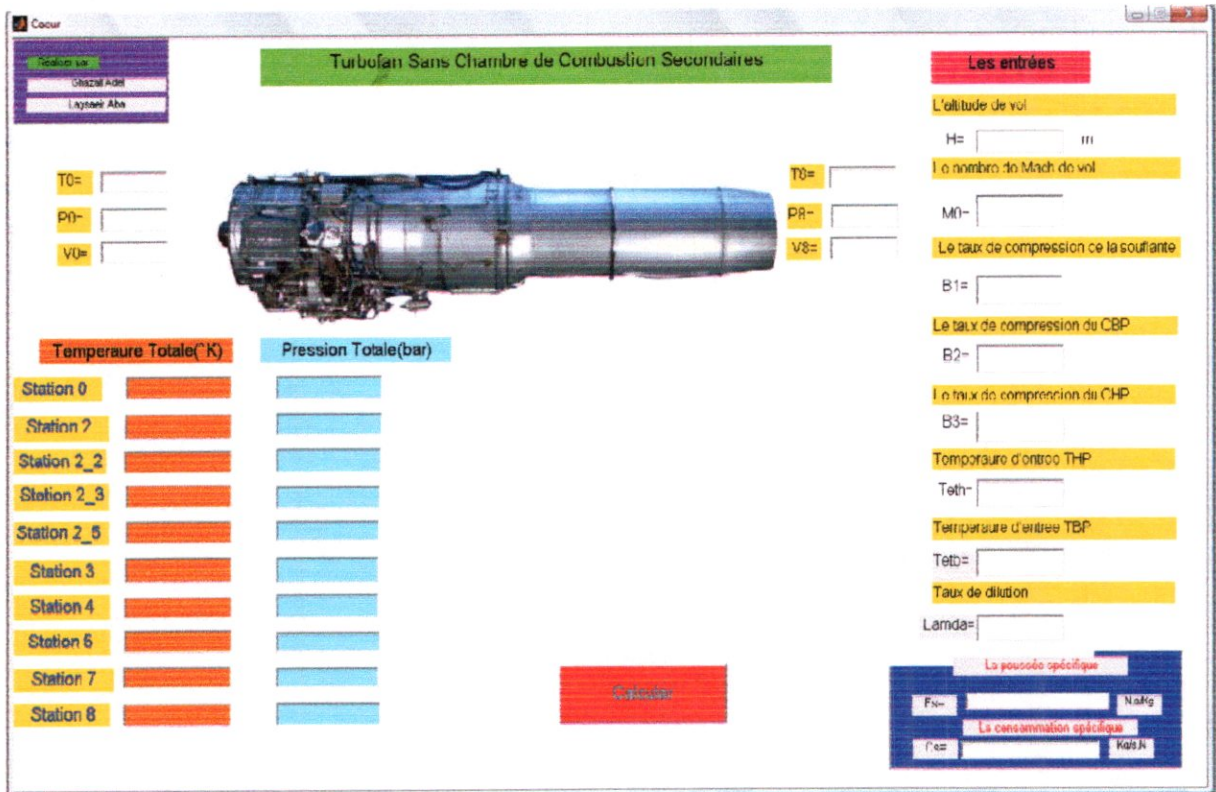
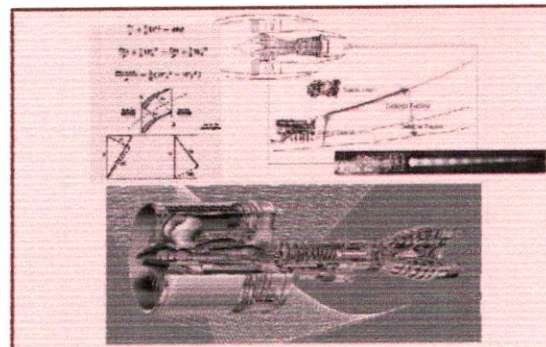
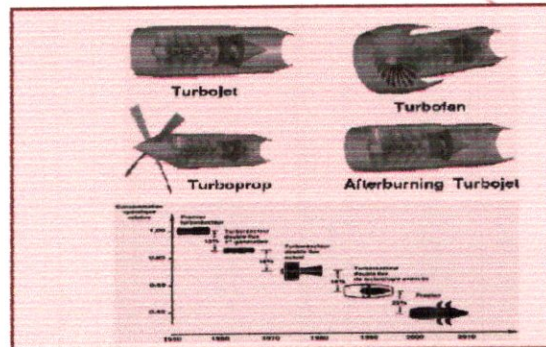
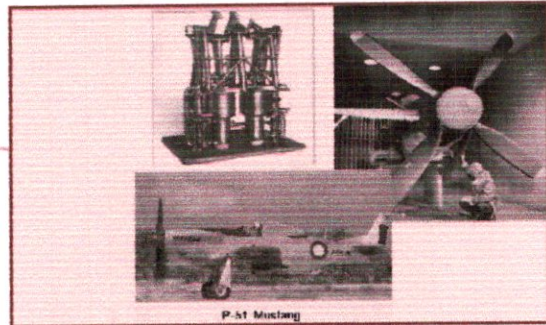


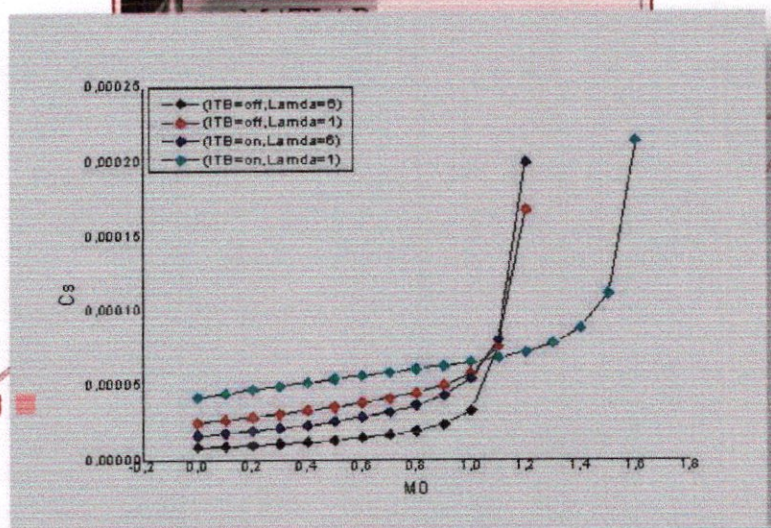
Figure III.5 interface graphique du turbofan sans chambre de combustion secondaire



Chapitre 4

■ ■ RESULTATS

ET INTERPRETATION ■ ■ ■



IV. Résultats et interprétation :

IV.1. Les variations de température et de pression :

L'étude du turbofan consiste à suivre l'évolution, à travers ses organes (l'entrée d'air, le fan, les compresseurs, la chambre de combustion primaire, les turbines HP et BP, la chambre de combustion secondaire (CCS), et la tuyère d'éjection), des grandeurs caractérisant l'état des gaz traversant la machine. Ces grandeurs sont : la température totale et la pression totale.

IV.1.1. Les variations de température totale :

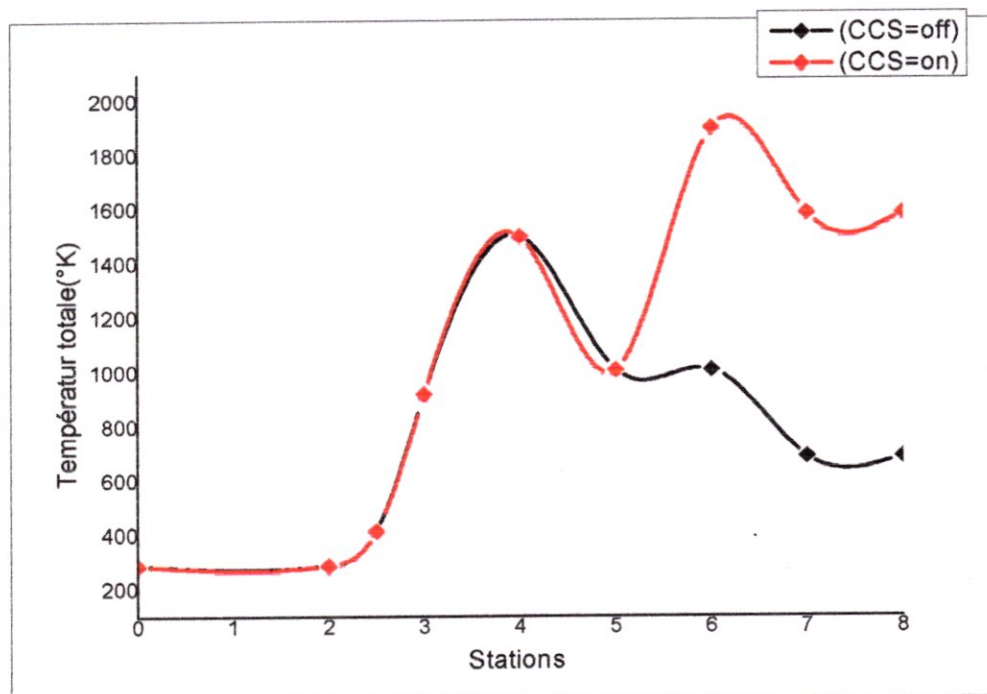


Figure IV.1. Les variations de température totale des gaz lorsqu'ils traversent le turbofan (avec et sans chambre de combustion secondaire).

Dans les conditions standard à l'altitude de vol $H=5000\text{m}$ l'air pénètre dans le compresseur à une température de 288.29K . À cause de la compression, la température de l'air augmente à mesure de sa progression dans les compresseurs et atteint 921.18K , l'air sortant des compresseurs pénètre dans la chambre de combustion où le carburant est injecté; le mélange s'enflamme et la température peut dépasser le point de fusion des métaux utilisés dans la chambre de combustion, pour la protéger un courant d'air frais canalisé circule à l'intérieur et à l'extérieur du tube à flamme. Grâce à ce courant d'air frais, les gaz qui pénètrent dans la turbine haute pression ont une température de l'ordre de

1500K°. L'accélération des gaz à travers la turbine HP à pour effet de réduire la température à 1009K°.

Si la chambre de combustion secondaire est en hors de service la température subit une autre chute dans la turbine BP jusqu'à 688.98K°, cette température reste constante lorsque les gaz traversent la tuyère d'éjection.

Par contre si la chambre de combustion secondaire est en service, la température augmente très rapidement dans le raccordement de transition entre la turbine HP et la turbine BP jusqu'à 1900K° (température à l'entrée de turbine basse pression). Puis les gaz subissent une deuxième détente c'est à dire une diminution de la température jusqu'à 1583.6K°

IV.1.2. Les variations de pression totale:

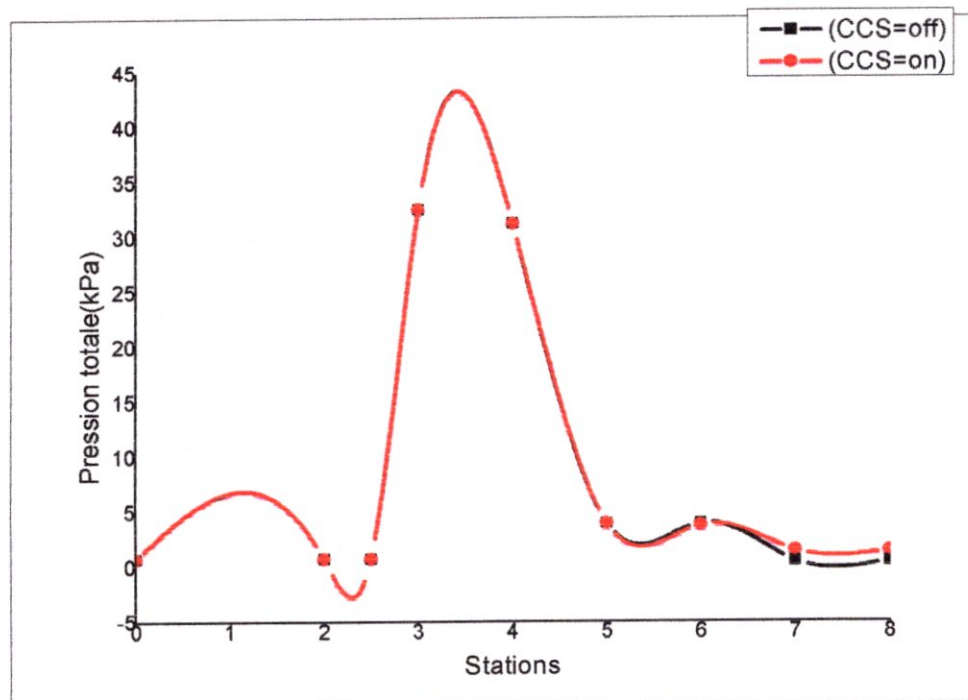


Figure IV.2. Les variations de la pression totale des gaz traversant le turbofan (avec et sans chambre de combustion secondaire).

Entre les stations (2) et (3) le pression totale est minimale et de l'ordre de -0.3(kpa)
Et dans le station (4)c'est maximale 44(kpa).

Le plus souvent, l'air pénètre à l'avant du compresseur sous une pression inférieure à la pression ambiante, ce qui indique une aspiration importante au niveau de l'entrée d'air.

Toutefois, à mesure que la vitesse de l'avion augmente, la dépression de l'entrée d'air devient contrebalancée par la pression dynamique. En suite, la pression augmente considérablement lorsque l'air passe à travers les étages successifs des compresseurs (HP et BP) et atteint 32.6 bars. Puis la pression diminue légèrement dans la chambre de combustion. La pression à l'intérieur de la chambre de combustion doit être inférieure à la pression de sortie des compresseurs, de façon à maintenir l'écoulement dirigé vers l'arrière du moteur et de permettre l'expansion des gaz au cours de la combustion. La pression continue à chuter brutalement dans la turbine HP à 4.0386 bars.

IV.2. Les paramètres influant sur la poussée spécifique et la consommation spécifique :

Un turboréacteur est beaucoup plus sensible aux changements des conditions de fonctionnement, ces changements portent sur les différents paramètres que l'on peut répartir en deux catégories : ceux qui sont rattachés à l'environnement dans lequel le moteur fonctionne et ceux qui sont rattachés aux propriétés intrinsèques du moteur et à ses caractéristiques de fonctionnement

La première catégorie comprend :

- ❖ Le nombre de Mach de vol.
- ❖ L'altitude de vol.

La deuxième catégorie comprend :

- ❖ Les taux de compression de la soufflante.
- ❖ Le taux de dilution.
- ❖ La température à l'entrée de la turbine haute pression.

IV.2.1. Les variations de la poussée spécifique et la consommation spécifique en fonction du nombre de Mach de vol :

Les figures (IV. 3 et IV.4) montrent une comparaison entre les variations de la poussée spécifique F_s et la consommation spécifique C_s , en fonction du nombre de Mach de vol M_0 .

Les rapports de compression des compresseurs (basse pression et haute pression) et du fan sont fixes à 3.2, 12.5 et 1.65 respectivement, avec une température d'entrée de turbine haute pression $T_{thp} = 1500$ °K, et une température d'entrée de turbine basse pression

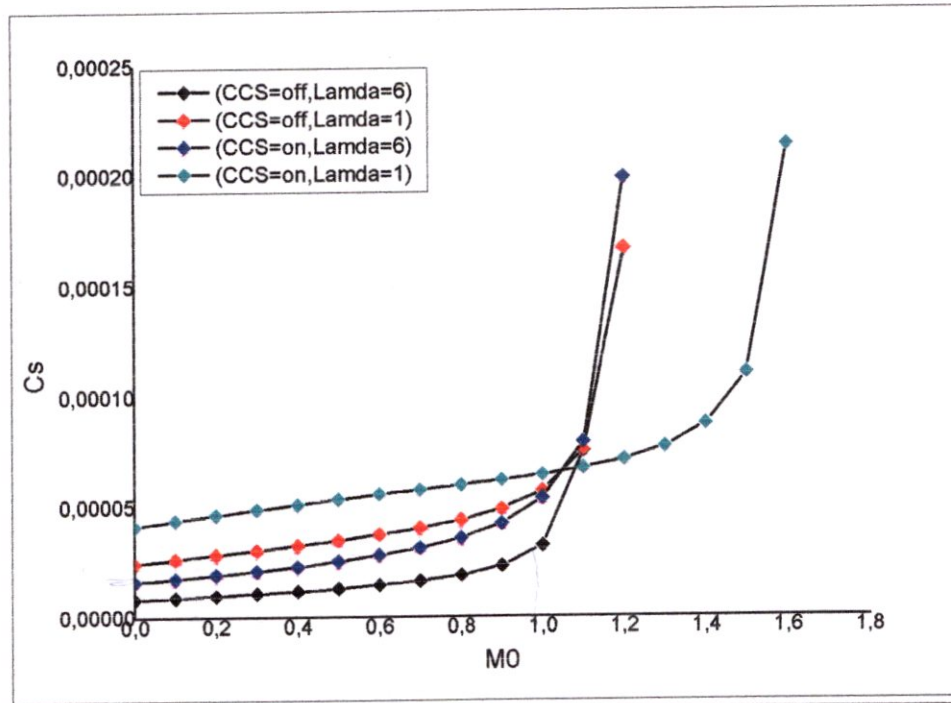


Figure IV.3. La variation de la consommation spécifique en fonction de M_0 ($B_1=1.65, B_1=3.2, B_2=12.5, T_{thp}=1500, T_{tbp}=1900, H=5000,$).

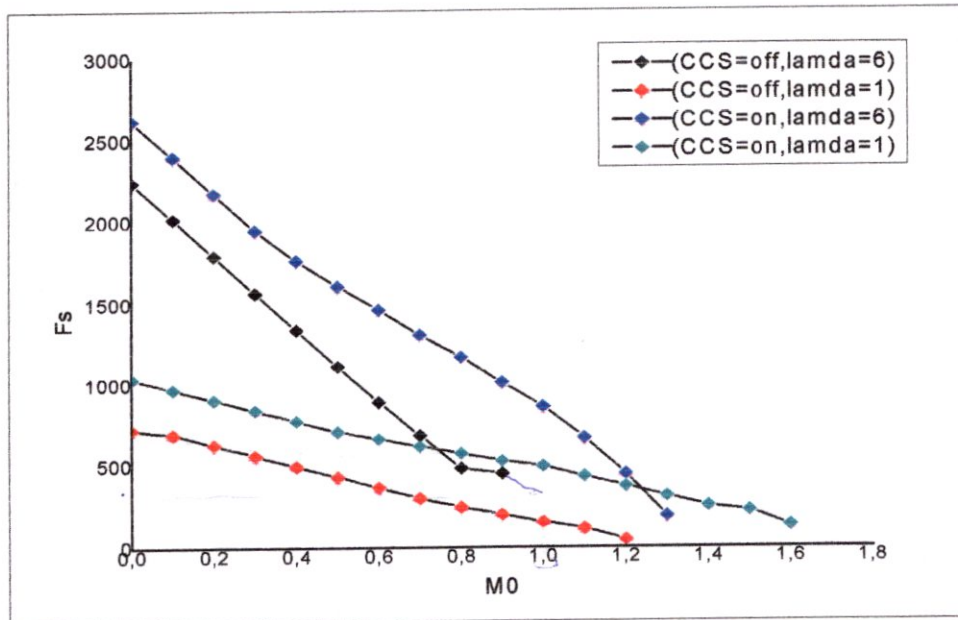


Figure IV.4. Les variations de la poussée spécifique en fonction de M_0 ($B_2=3.2, B_3=12.5, T_{thp}=1500, T_{tbp}=1900, H=5000, B_1=1.65$).

$T_{thp} = 1900k$, l'altitude de vol est fixée aussi à $H=5000m$.

Les courbes sont tracées avec deux valeurs du taux de dilution ($\lambda=1, \lambda=6$) pour les deux types de turbofan (avec et sans chambre de combustion secondaire).

Lorsqu'on ajoute une chambre de combustion secondaire entre la turbine haute pression et la turbine basse pression, on remarque que la poussée spécifique augmente de 25% par rapport à celle d'un turbofan conventionnel avec une légère augmentation de la consommation spécifique.

Donc avec l'addition d'une chambre de combustion secondaire, le turbofan permet un large domaine de vol opérationnel que le turbofan conventionnel (sans chambre de combustion secondaire).

Comme il est représenté sur les figures IV. 3 et IV.4, le turbofan avec un grand taux de dilution ($\lambda=6$) peut fonctionner à des vitesses supersoniques ($M_0=1.2$) lorsque la chambre de combustion secondaire est en service sans aucune augmentation de la consommation de carburant, mais le turbofan sans chambre de combustion secondaire ne peut pas fonctionner que dans le domaine subsonique ($M_0 < 0.9$). Par contre le turbofan à faible taux de dilution ($\lambda=1$) n'a pas ce problème car la section frontale est plus petite.

IV.2.2. Les variations de la poussée spécifique et la consommation spécifique en fonction du taux de compression de la soufflante :

L'augmentation du taux de compression de la soufflante assure plus d'énergie à l'écoulement de flux d'air secondaire. Les moteurs militaires ont des soufflantes de deux à trois étages avec un taux de compression supérieur à 4, tandis que les moteurs civils utilisent des soufflantes à un seul étage avec un taux de compression de 1.5 à 1.8.

On s'intéresse ici par le turbofans à faible taux de dilution ($\lambda=1$) où la plupart des avions militaires supersoniques utilise des turbofans à faible taux de dilution pour réduire la section frontale.

Comme il est représenté sur les figures V.5 et V.6, le turbofan avec une chambre de combustion secondaire à l'avantage d'augmenter le taux de compression de la soufflante (B_1), où la poussée spécifique augmente et la consommation spécifique diminue graduellement.

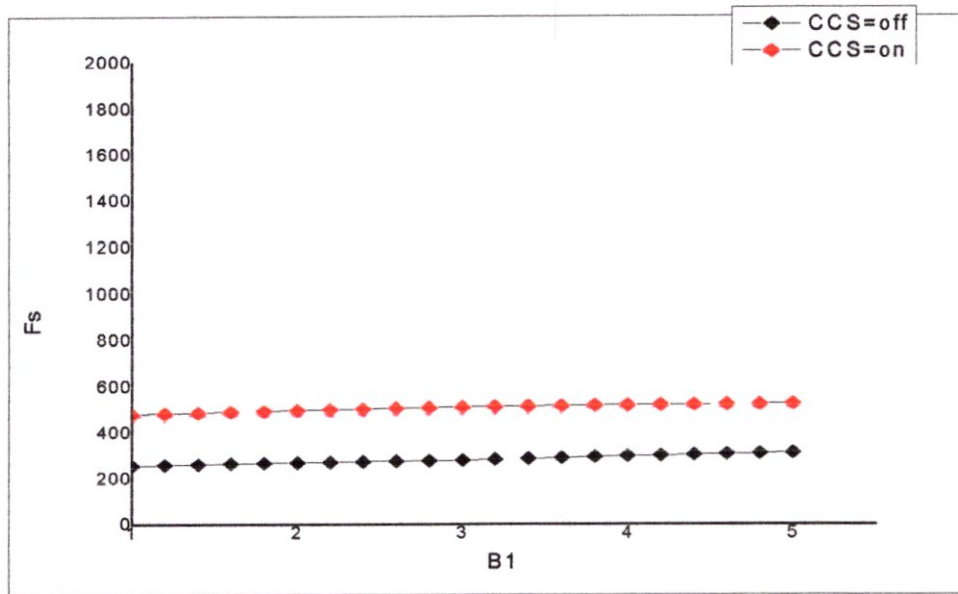


Figure IV.5. Les variations de la poussée spécifique en fonction de B1 (B2=3.2, B3=12.5, $T_{THP} = 1500, T_{TBP} = 1900, H = 5000, B1 = 1.65$).

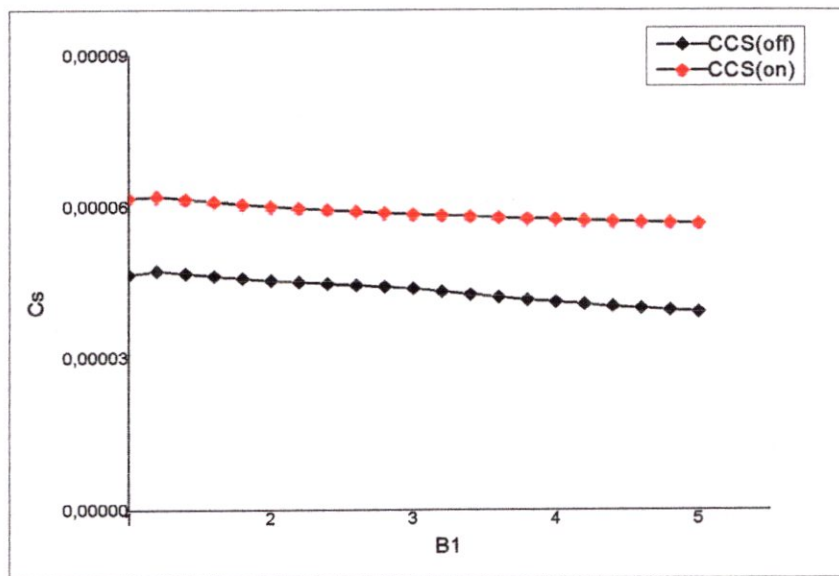


Figure IV.6. Les variations de la consommation spécifique en fonction de B1 (B2=3.2, B3=12.5, $T_{thp} = 1500, T_{tbp} = 1900, H = 5000, \text{Lamda} = 1$).

Pour le turbofan conventionnel, la poussée spécifique augmente initialement jusqu'à $B1=1.8$, puis commence à diminuer, par ce que la turbine basse pression extrait plus de travail quand le rapport de compression de la soufflante augmente, ce qui diminue l'énergie des gaz d'échappement dans les tuyères primaire et secondaire; par conséquent la diminution de la poussée, mais lorsqu'on ajoute une deuxième combustion entre la turbine haute pression et la turbine basse pression, les gaz fournissent plus d'énergie à la turbine basse pression pour entrainer la soufflante avec une légère augmentation de la consommation spécifique.

IV .2.3. Les variations de la poussée spécifique et la consommation spécifique en fonction du taux de dilution λ :

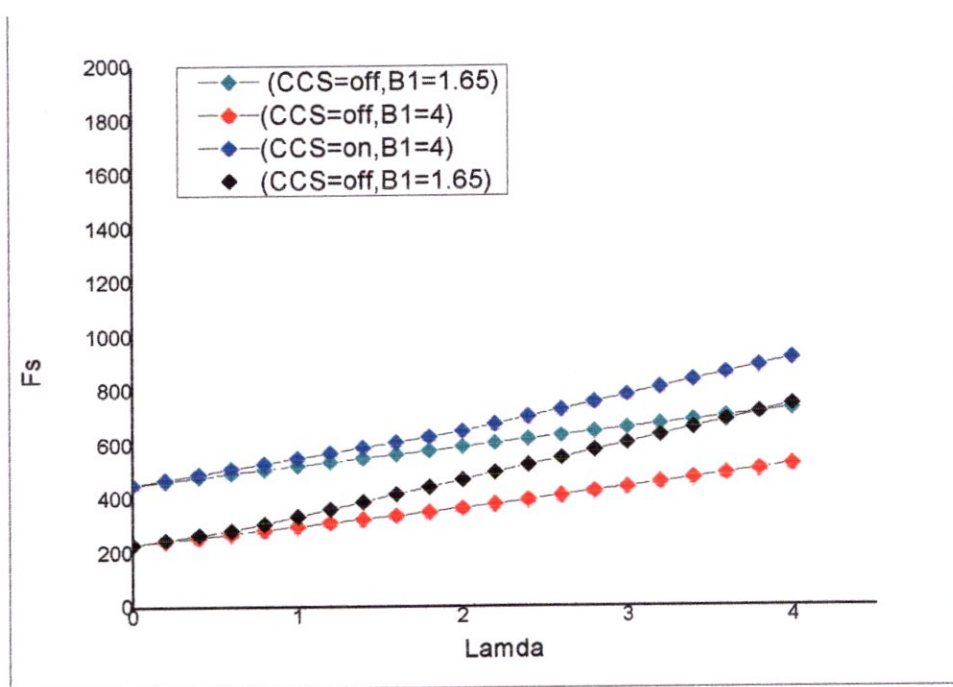


Figure IV.7. Les variations de la poussée spécifique en fonction de taux de dilution Lamda (λ) ($B2=3.2$, $B3=12.5$, $T_{thp} = 1500$, $T_{tbp} = 1900$, $H = 5000$, $M0=0.8$).

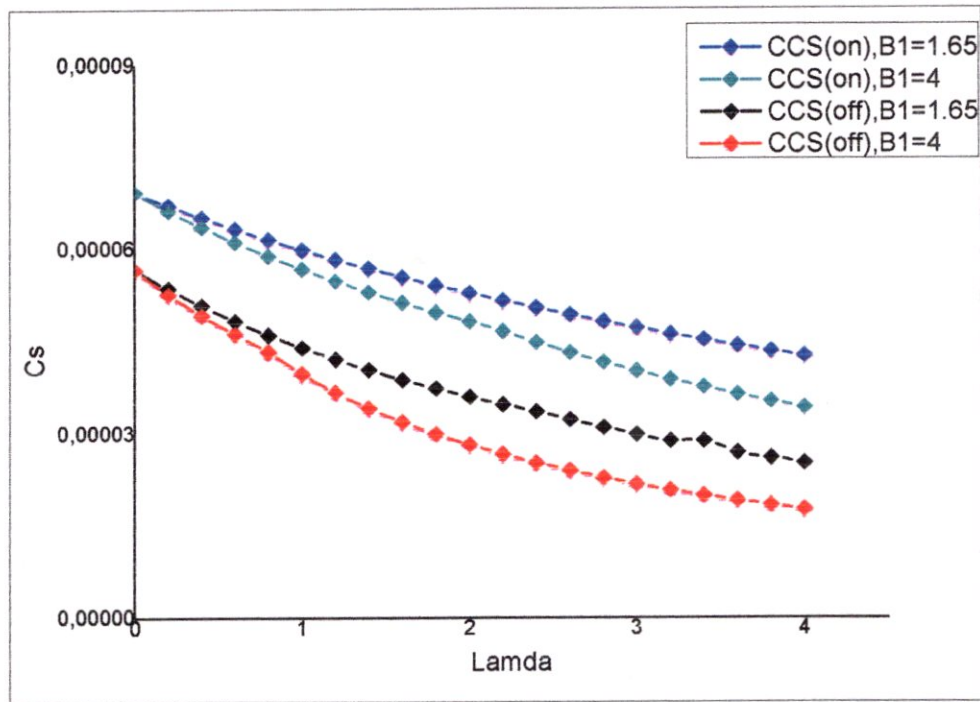


Figure IV.8. Les variations de la consommation spécifique en fonction du taux de dilution $\text{Lamda}(\lambda)$ ($B_2=3.2$, $B_3=12.5$, $T_{thp}=1500$, $T_{tbp}=1900$, $H=5000$, $M_0=0.8$).

Les figures IV.7 et IV.8 montrent une comparaison entre les variations de la poussée spécifique et la consommation spécifique en fonction de taux de dilution avec deux valeurs de rapport de compression de la soufflante ($B_1=1.65$ et $B_1=4$); la poussée spécifique augmente alors que la consommation spécifique diminue lorsque le taux de dilution augmente.

On remarque de plus lorsqu' on augmente le taux de dilution, la consommation spécifique de turbofan conventionnel avec $B_1=4$ augmente plus rapidement que pour $B_1=1,65$

En conclusion, on peut remarquer que l'augmentation relative de la poussée spécifique et la diminution relative de la consommation spécifique diminue lorsque le taux de dilution augmente au de-là de la valeur de 3.

Code

Interface

Graphique

Conclusion générale et perspectives

Dans notre travail, nous avons étudié un turboréacteur double corps double flux à soufflante avant (turbofan). De plus on a introduit un nouveau concept ; celui d'une chambre de combustion secondaire qui peut être mise en service ou hors service.

L'étude de ce turbofan et le calcul de ces performances nous permettent de tirer les différentes variations des paramètres thermodynamiques et aérodynamiques, tels que la température, la pression et la vitesse...etc.

Pour obtenir des meilleurs performances il est forcément recommandé d'avoir certaines exigences de différents ordres (mécanique, thermique, aérodynamique, thermodynamique...), parmi ces exigences nous distinguons celle de l'optimisation de la combustion par l'ajout d'une chambre de combustion secondaire entre la turbine haute pression et la turbine basse pression, ce qui améliore le fonctionnement du turbofan.

Dans ce contexte, nous avons modélisé les différentes composantes du turbofan avec sa nouvelle version, puis implanté un programme informatique qui simule, par suite, son fonctionnement. L'exécution de ce programme, nous permet d'obtenir des résultats permettant de tracer les graphes.

Après avoir interpréter les graphes tracés nous pouvons conclure que :

- un turbofan avec une chambre de combustion secondaire a l'avantage de fonctionner à des nombre de Mach plus élevés par rapport à un turbofan conventionnel(sans chambre de combustion secondaire).
- il y a une augmentation de la quantité de chaleur à cause de la chambre de combustion secondaire sans une augmentation significative de la consommation spécifique.
- le turbofan avec chambre de combustion secondaire prolonge la gamme opérationnelle de taux de compression de la soufflante.
- avec une chambre de combustion le turbofan supersonique peut fonctionner à des taux de dilutions modéré.
- lorsque la chambre de combustion secondaire est en service, la température à l'entrée de turbine haute pression peut être inférieur tout en produisant plus de poussée spécifique avec moins de consommation spécifique.

Conclusion

Malgré les avantages présentés ci-dessus, l'utilisation d'une chambre de combustion secondaire entre la turbine haute pression et la turbine basse pression pose plusieurs problèmes parmi lesquels on peut citer :

- La température dans la chambre de combustion dépasse le point de fusion de la plupart des métaux.
- Les gaz ont des températures très élevées devant la turbine basse pression.

Il est important de souligner par la suite de notre étude, l'importance de la programmation et simulation numérique dans le cadre de l'analyse des performances d'un turboréacteur. Ce projet nous a permis d'approfondir et d'élargir nos connaissances en énergétique et dans le domaine de la propulsion aéronautique.

PERSPECTIVES :

- une comparaison avec un dispositif de poste de combustion.
- étude des matériaux
- désigne

[1]- R.BIDARD , J.BONNIN « Energétiques et turbomachines ». ; Eyrols ,
Paris ; 1979 .

[2]- V.BENSIMOHN « Fonctionnement hors adaptation des turbomachines »
; MASSON ; Paris;1986 .

[3]- HIH Saravanamuttoo, GFC Rogers, H Cohen; « Gas turbine theory» ;
Pearson ; London, 2001

[4]- MICHEL PLUVIOSE ; « Ingénierie des turbomachines
Ellipses »

[5]- Gérald DAVERDIN ; jean mermoz, formation PN« Connaissances
aéronefs – moteurs à turbines »

[6]- P.CHAMBADAL ; « La turbine à gaz » ; Eyrolles, Paris, 1976

[7]- Glibert JOUGLEUX ; « Le moteur avion »institut aéronautique JEAN
MERMOZ

[8]- JC . WARNNER ; « Le réacteur » CEV ,EPNER, 2° édition 1964 ;

[9]- A.KALNIN, M.LABORIE ; « Le réacteur et autres moteurs à réaction »
DUNOD Paris



- [10]- G.LEHMANN ,P.LEPOURY ; « Le turboréacteur (théorie) » ; E.N.A.C
1° édition 1980
-
- [11]-« Les Réacteurs » IRWIN E. Treager ; MODULO ; Ottawa,1983 .
-
- [12]- Emilian Koller « Machines Thermiques »; Dunod ; Paris
-
- [13]- Renaud Gicquel « Systèmes énergétiques » ; E.D.M, les presses, Orly
;1962
-
- [14]- M.BALE « Thermopulsion »
-
- [15]- REVETS SZYDLOSKI « Les turbines à gaz »; TURBOMICA, France
-
- [16]- Jan KRYSINSKI « TURBOMACHINES, théorie générale »
;Offices des Publications Universitaires, Alger
-
- [17]-Elaboration des tendances d'amélioration d'une turbomachine
PFE 2005; E-S-Air Tafaraoui, Oran
-
- [20]-<http://www.supaero.fr>
- [21]-<http://www.aerospace.org>
- [22]-<http://www.wikipedia.com>
- [23]-[http:// www.grc.nasa.gov](http://www.grc.nasa.gov)

