

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



UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA 1
FACULTE DE TECHNOLOGIE
DEPARTEMENT DE MECANIQUE

Projet de Fin d'Etudes
Pour l'obtention du Diplôme de Master en Mécanique énergétique

Etude des performances des turboréacteurs à l'aide de logiciel
(gasturb13)

Proposé et encadré par :
Professeur B.BOUMEDDANE

Réalisé par :
Mougafi zakaria rabah
Eddalia Abdelfetah

Année universitaire 2018/2019

Remerciements

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

A notre promoteur Pr B.BOUMEDDAN

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

On tient à remercier aussi notre chef de département PR M.TEMAR

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

Nos remerciements vont également à l'ensemble des enseignants du département de Mécanique de la faculté des sciences et les responsables de la promo 2018-2019.

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

Notre reconnaissance va également à tous nos amis.

DEDICACES

Rien n'est aussi beau à offrir que le fruit d'un labeur qu'on dédie du fond du cœur à ceux qu'on aime et qu'on remercie en exprimant la gratitude et la reconnaissance durant toute notre existence.

Ce travail est aussi dédié aux personnes les plus chères à mon cœur, mon père et ma mère car c'est grâce à leurs soutiens que j'ai pu arriver à ce stade ; je souhaite que ce travail soit à la hauteur de tout ce qu'ils ont pu faire pour moi.

Toute la famille MOUGAFI et EDDALIA .

Sans oublier toutes personnes qui me connaissent de loin ou de près, en particulier : la classe de M2 énergétique.

Mon promoteur PR M.BOUMEDDAN et au chef du département mécanique de l'université saad dahlab de Blida -Faculté de Technologie-

EDDALIA Abdelfateh
MOUGAFI Zakaria Rabah

Résumé :

Ce mémoire traite l'étude thermodynamique et paramétrique d'un turboréacteur double flux double corps et du turbopropulseur double corps. Après une présentation des principes fondamentaux des moteurs à réaction, une description détaillée et une classification des moteurs à réaction, notre étude s'est concentré sur l'évolution des propriétés thermodynamique pour des différents station et les performances ,et cela pour les deux moteurs .Une étude paramétrique est ensuite menée pour déterminer l'influence de certains paramètres sur les performances des deux moteurs.

Notre objectif est de mettre à la disposition aux futurs chercheurs une référence pour les projets relatifs à la technologie des moteurs à réaction.

Abstract :

This thesis deals with the thermodynamic and parametric study of a twin-body turbojet engine and a twin-turbo propeller. After a presentation of the fundamentals of jet engines, a detailed description and a classification of jet engines, our study focuses on the evolution of the thermodynamic properties for different stations and the performances for both engines. A parametric study is then conducted to determine the influence of certain parameters on the performance of the two engines.

Our goal is to provide future researchers with a reference for projects relating to jet engine technology.

الملخص:

تتناول هذه الذاكرة الدراسة الديناميكية الحرارية والمعلمية لمحرك نفاث مزدوج الجسم ومحرك توربو مزدوج. بعد عرض لأساسيات المحركات النفاثة والوصف التفصيلي وتصنيف المحركات النفاثة، تركز دراستنا على تطور الخواص الديناميكية الحرارية للمحطات المختلفة والأداء لكلا المحركين. ثم يتم إجراء دراسة حدية لتحديد تأثير بعض المعلمات على أداء المحركين.

هدفنا هو تزويد الباحثين في المستقبل بمرجع للمشاريع المتعلقة بتكنولوجيا المحركات النفاثة.

Nomenclature

| Symboles |
|--|
| C_{cH} : consommation horaire [kg/h] |
| C_{sp} : consommation spécifique [kg/h.N] |
| F_{spc} : pousse spécifique [N/ kg.s] |
| N_1 : nombre de tour [tr/min] |
| v_{10} : vitesse de sortie de tuyère |
| γ_{tp} : exposant isentropique du Turbine de puissance (libre). |
| η_b : rendement de la chambre de combustion |
| η_g : rendement de globale |
| η_m : rendement mécanique |
| η_{pr} : rendement de propulsion |
| η_r : rendement de l'entrée d'air |
| η_t : rendement de la turbine |
| η_{th} : rendement thermique |
| π_{tp} : rapport de pression du Turbine de puissance (libre). |
| a : dosage |
| a : Vitesse du son [m/s] |
| C_p : Chaleur massique a pression constante [J/kg .K] |
| C_v : Chaleur massique a volume constante [J/kg .k] |
| h : Enthalpie [J] |
| M : nombre de mach |
| \dot{m}_a : débit massique d'air [kg/s] |
| \dot{m}_c : débit massique de carburant [kg/s] |
| PCI : pouvoir calorifique inferieur [J/kg.k] |

Q : chaleur [J]

S : entropie [J. kg⁻¹ k⁻¹]

T : température [k]

Δh : chute d'enthalpie massique entre la turbine libre et la tuyère

F : pousse [N]

P : pression [pa]

V : *vitesse*

W : travail [watt]

r : Richesse

α : la fraction de la chute d'enthalpie dans la turbine libre

γ : coefficient de la place

λ : taux de dilution

μ : coefficient manométrique

π : rapport de pression

ρ : masse volumique

τ : rapport de température

SIGNIFICATION DES INDICES

b : burner (chambre de combustion).

Cbp : compresseur basse pression.

Chp : compresseur haute pression.

D : diffuseur.

g : réducteur de vitesse.

r : entrée d'air.

tbp : turbine basse pression.

Thp : turbine haute pression .

tp : turbine de puissance (libre).

Π : nozzle (tuyère).

Sommaire

| | |
|--|----|
| Introduction générale | 1 |
| 1 Chapitre 1 :Généralité sur les moteurs à réaction | 3 |
| 1.1 Introduction | 3 |
| 1.2 Bref historique..... | 3 |
| 1.3 Revue bibliographique concernant la conception des moteurs à réaction | 4 |
| 1.4 Fonctionnement d'un moteur à réaction | 5 |
| 1.5 Cycle thermodynamique..... | 7 |
| 1.6 Composition d'un moteur à réaction | 8 |
| 1.6.1 Soufflantes (diffuseurs)..... | 8 |
| 1.6.2 Compresseur | 9 |
| 1.6.3 Chambre de combustion..... | 9 |
| 1.6.4 Turbine | 10 |
| 1.6.5 Tuyère | 10 |
| 1.7 Classification des moteurs à réaction | 11 |
| 1.7.1 Turbopropulseurs (<i>Turboprop</i>)..... | 11 |
| 1.7.2 Turboréacteurs (<i>Turbojet</i>)..... | 12 |
| 1.7.3 Turbomoteurs (<i>Turboshaft</i>)..... | 12 |
| 1.7.4 Turbosoufflantes (<i>Turbofan</i>) | 13 |
| 2 .Chapitre 2 : Description et fonctionnement du turboréacteur | 15 |
| 2.1 Définition | 16 |
| 2.2 Différents types de turboréacteurs [8] | 16 |
| 2.2.1 Turboréacteur à compresseur centrifuge | 16 |
| 2.2.2 Turboréacteur à compresseur axial | 16 |
| 2.2.3 Turboréacteur simple flux mono-corps | 17 |
| 2.2.4 Turboréacteur simple flux double-corps..... | 17 |
| 2.2.5 Turboréacteur double flux mélangés..... | 17 |
| 2.2.6 Turboréacteur avec postcombustion..... | 18 |
| 2.2.7 Turboréacteur double flux avec soufflante..... | 19 |
| 2.2.8 Turboréacteur double flux avec grande soufflante | 19 |
| 2.2.9 Nouveaux turboréacteurs | 20 |
| 2.2.10 Turboréacteur photo Propfan | 20 |
| 2.3 Fonctionnement du Turboréacteur[8]..... | 21 |
| 2.4 Définition des paramètres régissant le fonctionnement d'un turboréacteur | 22 |

| | | |
|-------|---|----|
| 2.4.1 | Poussé, poussé spécifique et poussé de propulsion..... | 22 |
| 2.4.2 | Consommation spécifique et consommation horaire | 22 |
| 2.4.3 | Taux de dilution | 23 |
| 2.4.4 | Taux de compression | 23 |
| 2.4.5 | Puissances | 23 |
| 2.4.6 | Rendements | 24 |
| 2.5 | Élément composant un turboréacteur | 25 |
| 2.5.1 | La soufflante | 25 |
| 2.5.2 | Les compresseurs..... | 25 |
| 2.5.3 | Le boîtier d'accessoires | 26 |
| 2.5.4 | Les chambres de combustion | 27 |
| 2.5.5 | Les turbines | 27 |
| 2.5.6 | Les inverseurs de poussée..... | 28 |
| 2.5.7 | Les tuyères..... | 29 |
| 2.6 | L'étude thermodynamique | 30 |
| 2.6.1 | Les performances..... | 34 |
| 3 | .Chapitre 3 :Description et fonctionnement du turbopropulseur | 36 |
| 3.1 | Introduction | 35 |
| 3.2 | Différents types de turbopropulseur [9]..... | 35 |
| 3.2.1 | Turbopropulseurs à turbine liée | 35 |
| 3.2.2 | Turbopropulseurs à turbine libre..... | 36 |
| 3.2.3 | Turbopropulseurs à turbine libre inversée..... | 38 |
| 3.3 | Principe de Fonctionnement..... | 39 |
| 3.4 | Élément composant un turbopropulseur [10] | 39 |
| 3.5 | L'étude thermodynamique [11] | 42 |
| 3.6 | Les Performances du moteur | 45 |
| 4 | Chapitre 4 : Interprétation des résultats | 47 |
| 4.1 | Introduction | 48 |
| 4.2 | Etude des paramètres du turboréacteur double corps et double flux au point fixe | 48 |
| 4.2.1 | L'étude paramétrique de turboréacteur double flux double corps..... | 50 |
| 4.3 | Etude des paramètres du turbopropulseur double corps au point fixe et en vol | 59 |
| 4.3.1 | L'étude paramétrique de turbopropulseur double corps | 60 |
| | Conclusion générale..... | 65 |

Liste des figures

| | |
|--|----|
| Figure 1.1: Fonctionnement d'un moteur à réaction [2]..... | 5 |
| Figure 1.2:Cycle thermodynamique d'un moteur à réaction [1]..... | 7 |
| Figure 1.3: Diffuseur et soufflante[13]..... | 8 |
| Figure 1.4:Compresseur axial[14]..... | 9 |
| Figure 1.5: Chambre de combustion[15]..... | 10 |
| Figure 1.6: Turbine Base Pression..... | 10 |
| Figure 1.7: Tuyère..... | 11 |
| Figure 1.8: Coupe longitudinale d'un turbopropulseur..... | 12 |
| Figure 1.9 : turboréacteur..... | 12 |
| Figure 1.10: Turbomoteur l'Arrius 2B2..... | 13 |
| Figure 1.11: Illustration d'un turboréacteur [wikipedia]..... | 14 |
| Figure 2.1: Turboréacteur à compresseur centrifuge [8]..... | 16 |
| Figure 2.2 : Turboréacteur à compresseur axial [8]..... | 16 |
| Figure 2.3 : Turboréacteur simple flux mono corps [8]..... | 17 |
| Figure 2.4 : Turboréacteur simple flux double corps [8]..... | 17 |
| Figure 2.5 : Turboréacteur double flux mélangés [8]..... | 18 |
| Figure 2.6 : Turboréacteur avec post combustion [8]..... | 19 |
| Figure 2.7 : Turboréacteur double flux avec soufflante [8]..... | 19 |
| Figure 2.8 :Turboréacteur à compresseur centrifuge [8]..... | 20 |
| Figure 2.9 :Turboréacteur photoGP7200 [8]..... | 20 |
| Figure 2.10 :Turboréacteur PW 1000G [8]..... | 20 |
| Figure 2.11 : Turboréacteur photo Propfan [8]..... | 21 |
| Figure 2.12 : soufflante..... | 25 |
| Figure 2.13 : <i>Le compresseur centrifuge et Le compresseur axial</i> | 26 |
| Figure 2.14: le boîtier d'accessoires..... | 26 |
| Figure 2.15 : le boîtier d'accessoires..... | 27 |
| Figure 2.16 : chambre de combustion..... | 27 |
| Figure 2.17 : turbine..... | 28 |
| Figure 2.18 : inverseurs à portes pivotante..... | 29 |
| Figure 2.19 : inverseur à obstacles..... | 29 |
| Figure 2.20 : Inverseur à grilles..... | 29 |
| Figure 2.21: tuyère..... | 30 |
| Figure 2.22 :Coupe longitudinale d'un turboréacteur double flux double corps consiste les stations [12]..... | 30 |
| Figure 3.1 : Turbopropulseurs à turbine liée [9]..... | 36 |
| Figure 3.2 : le turboprop Roll-Royce Dart [9]..... | 36 |
| Figure 3.3 : Turbopropulseurs à turbine libre[9]..... | 37 |
| Figure 3.4 :Turbopropulseur PW127 . [9]..... | 37 |
| Figure 3.5 : dessous le schéma de principe de fonctionnement d'une chambre de combustion annulaire inversée type Turboméca. [9]..... | 38 |
| Figure 3.6 : Turbopropulseurs à turbine libre inversée[9]..... | 38 |

| | |
|--|----|
| Figure 3.7 : PT6A-27/34 [9] | 38 |
| Figure 3.8 : Coupe longitudinale d'un turbopropulseur [10] | 40 |
| Figure 3.9: turbopropulseur à turbine libre. | 42 |
| Figure 4.1: Coupe longitudinale d'un turboréacteur double corps double flux (Turbofan)[12] | 49 |
| Figure 4.2: Evolution de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach | 50 |
| Figure 4.3 : Evolution de consommation spécifique, en fonction du nombre de Mach. | 50 |
| Figure 4.4 : Evolution du rendement thermique, en fonction du nombre de mach..... | 51 |
| Figure 4.5 : évolution du rendement propulsif, en fonction du nombre de mach | 51 |
| Figure 4.6 :l'évolution de rendement global par rapport au nombre de mach..... | 52 |
| Figure 4.7 : Evolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression. 53 | |
| Figure 4.8: Evolution de la poussée spécifique, en fonction du taux de compression7 | 53 |
| Figure 4.9 : l'évolution de rendement propulsif en fonction du taux de compression | 54 |
| Figure 4.10:l'évolution de rendement thermique en fonction du taux de compression. | 54 |
| Figure 4.11:l'évolution de rendement global en fonction du taux de compression | 55 |
| Figure 4.12 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du Température maximal..... | 55 |
| Figure 4.13: Evolution de la consommation spécifique en fonction du Température maximal | 56 |
| Figure 4.14:l'évolution de rendement propulsif en fonction de la température maximal | 57 |
| Figure 4.15:l'évolution de rendement thermique en fonction de la température maximal | 58 |
| Figure 4.16:l'évolution de rendement global en fonction de la température maximal | 58 |
| Figure 4.17 :Coupe longitudinale d'un turbopropulseur double corps consiste les stations[GASURB 13] | 59 |
| Figure 4.18: Evolution des rendements propulsif et thermique en fonction du nombre de mach..... | 61 |
| Figure 4.19 : Evolution de la poussée total en fonction du nombre de mach | 62 |
| Figure 4.20 : puissance fournie a l'arbre d'entrainement de l'hélice en fonction de nombre de mach..... | 63 |
| Figure 4.21 : Evolution de rendement thermique en fonction du taux de compression. | 64 |
| Figure 4.22: Evolution de la poussée total en fonction du taux de compression | 64 |
| Figure 4.23 : évolution de la puissance de l'arbre fournie en fonction de taux de compression | 65 |
| Figure 4.24: Evolution de la poussée total en fonction du température maximal | 66 |
| Figure 4.25 : évolution de la puissance de l'arbre fournie en fonction de température maximal | 66 |
| Figure 4.26 : Evolution de rendement thermique en fonction du température maximal | 67 |

Introduction générale

De nos jours, l'industrie aéronautique est très compétitive. Le succès commercial d'un aéronef dépend fortement de son poids qui doit être allégé, du bruit produit par son moteur qui doit être faible, de sa consommation de carburant qui doit être compétitive, et à la fin des coûts d'exploitation et des tarifs de voyage. Un facteur qui contribue à atteindre cet objectif est la conception du moteur. En outre, en raison de l'impact de plus en plus sensible des préoccupations environnementales sur l'aviation civile, la législation concernant les émissions fixées par l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI) sont de plus en plus strictes. Les compagnies aériennes doivent réduire en permanence leurs coûts d'exploitation, qui, combinés avec les législations d'émissions strictes relèvent de nouveaux défis pour l'industrie des moteurs à réaction. Les nouveaux moteurs doivent être mis au point pour atteindre des coûts d'exploitation réduits, ainsi qu'un impact environnemental réduit. Le développement du moteur à réaction est un processus multidisciplinaire couvrant la thermodynamique, l'aérodynamique et la mécanique des solides, où les exigences d'une discipline peuvent très bien contredire les exigences d'une autre, et des compromis entre la performance, la taille, le poids et les coûts doivent en permanence être réalisés.

Notre problématique consiste à l'étude des performances des turboréacteurs et des turbopropulseurs. Le choix de ce thème a été motivé par deux raisons principales.

La première raison est que parmi tous les aéronefs qui volent actuellement dans le monde, et qui comporte la flotte d'air Algérie, les avions équipées de ce genre de moteurs, développent de grandes performances. Aussi, nous a-t-il paru intéressant de mieux cerner ses performances.

La seconde raison tient à l'intérêt de connaître le fonctionnement du turbopropulseur et le turboréacteur, et de faire une étude paramétrique pour déterminer l'influence de certains paramètres sur les performances des deux moteurs.

L'objectif est de faire un programme de calcul pour déterminer les propriétés thermodynamiques et les performances du deux moteur (turboréacteur double flux double corps et le turbopropulseur double corps).

A la lumière de ces considérations, le présent mémoire de fin d'étude se propose de traiter le sujet en quatre chapitres distincts.

Ainsi, le chapitre 1 est consacré aux généralités sur les moteurs a réaction

Le chapitre 2 consiste la description et le fonctionnement du turboréacteur double flux double corps

Le chapitre 3 est consacré à la description et le fonctionnement du turbopropulseur double corps

Le chapitre 4 est consacré à l'interprétation des résultats

Ce travail vise à présenter les facteurs pris en compte lors de la conception d'un moteur à réaction et les étapes de conception préliminaire.

1 Chapitre 1 : Généralité sur les moteurs à réaction

1.1 Introduction

L'idée d'utiliser les principes physiques de la réaction est attribuée aux chinois au 13ème siècle. Quoique les premières turbines à vapeur datent du 17ème siècle, les applications pratiques de la réaction (turbines à gaz) ont attendu jusqu'au tournant du 20ème siècle pour réussir efficacement devant les machines dominées par les moteurs alternatifs [1]. La possibilité d'utiliser un jet à réaction avait intéressé les concepteurs d'avions depuis longtemps, mais les faibles vitesses d'avions et l'inconvenance des moteurs à piston pour produire un grand flux d'air nécessaire à la grande vitesse escomptée pour le jet présentaient de nombreux obstacles [2].

1.2 Bref historique

Selon [3], le turboréacteur est né en Europe dans les années qui ont précédé la 2ème guerre mondiale. La liste des inventeurs des moteurs de ce type est plutôt longue et il est difficile de dire qui fut réellement le précurseur. En fait, la plupart des idées pour propulser des engins volants était dans l'air au milieu du 19ème siècle. Comme beaucoup de technologies qui font appel à de multiples disciplines, celle du turboréacteur d'aujourd'hui est le produit d'une longue succession d'inventions où chaque ingénieur et chaque technicien a apporté sa contribution, aussi modeste fut-elle.

Les premiers turboréacteurs apparurent presque simultanément, à partir de 1937, en Grande Bretagne (Frank Whittle), en Allemagne (Pabst von Ohain, Heinkel) et en France (Sensaud de Lavaud, René Anxionnaz, Rateau).

Initialement destinés à un usage militaire, les turboréacteurs furent rapidement utilisés pour la propulsion des avions civils. Le 1er vol commercial eut lieu entre Londres et Johannesburg, en mai 1952. Malgré les accidents qui frappèrent cet avion, accidents qui n'étaient pas dus aux moteurs, l'épopée des avions à réaction qui venait de commencer allait se poursuivre brillamment.

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

Caravelle de Sud Aviation (à partir de 1959) avec moteurs RR Avon puis JT8D. A partir de 1970, entrèrent en service les avions propulsés par des moteurs à double flux et à grand taux de dilution, comme les Boeing 747 équipés de JT9D de Pratt & Whitney, qui marquèrent une avancée importante et décisive dans l'épopée de l'aviation civile à réaction.

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

Hunecke [1] résume les dates importantes qui constituent l'histoire de l'aviation depuis les croquis de Leonardo Da Vinci aux machines performantes de la période de l'après-guerre, en mentionnant les premiers brevets (le français René Lorin, 1913, Sanford Moss, USA, 1918).

1.3 Revue bibliographique concernant la conception des moteurs à réaction

Le perfectionnement des moteurs à réaction est confronté à de nouveaux défis tant en efficacité qu'en écologie surtout que la compétitivité commerciale est rude. Kyprianidis[4] a présenté une revue dans laquelle il mentionne que de nombreuses études se sont concentrées sur la faisabilité de réduire la consommation de carburant sur des futurs modèles de moteurs à réaction.

La recherche de performances plus élevées du point de vue de la poussée se concentre essentiellement sur deux voies : l'augmentation du taux de compression — les compresseurs centrifuges et les premiers compresseurs axiaux atteignent difficilement un rapport de 6 — et l'augmentation de la température d'éjection. Aux États-Unis, en 1953, General Electric développe le J79, dont le compresseur comporte 17 étages, 6 des stators étant à incidence variable. Ce dernier sera produit en 16 500 exemplaires. En 1949, Pratt & Whitney développe le premier réacteur double corps qui amènera au développement du J57 militaire utilisé sur les Boeing B-52 et KC-135, ainsi que les Douglas Skywarrior [5].

Dans le domaine civil, sous la dénomination JT3C, il sera le propulseur originel des Boeing 707 et Douglas DC-8 et sera, au total, produit à 21 200 exemplaires. Au Royaume-

Chapitre 1 [Généralité sur les moteurs à réaction]

Uni, Bristol développe à partir de 1949 l'Olympus, de technologie similaire. Initialement, il fournira une poussée de 5 000 daN portée vers 6 000 daN en 1957, près de 8 000 en 1960 et finalement 9 000 daN. Équipé de la postcombustion, il deviendra le propulseur du Concorde avec une poussée nominale de 17 240 daN[5].

En France, la Snecma développe la série des Atar, qui culminera avec le 9C à 6 400 daN, et équipera les Mirage III et 5. Enfin, l'URSS produit les Mikouline AM-5, AM-9 et RD-9 qui équipent les chasseurs MiG-19 et Yak-25. Les bombardiers Tu-16 et le transport civil Tu104 sont équipés de l'AM-3 (en) développé par Mikouline qui, bien qu'utilisant la technologie monocorps, atteint près de 10 000 daN[5].

Dans le cadre du programme de recherche VITAL (enVironmentALly friendly aero engines, 2009) de l'Union Européenne, un certain nombre de technologies de composants du système basse pression a été étudié. Le progrès émergent permettra la conception de nouvelles machines capables de fournir une réduction de consommation de carburant et du bruit généré grâce à une géométrie réduite des ventilateurs de et par conséquent le poids des moteurs [6].

1.4 Fonctionnement d'un moteur à réaction

Il existe plusieurs modes d'opération des moteurs à réaction et ce selon le type des composants de la machine, du parcours des gaz à travers la machine et du mode de génération de la poussée. La figure 1 illustre un moteur à réaction typique. Le moteur à réaction est considéré comme un moteur thermique.

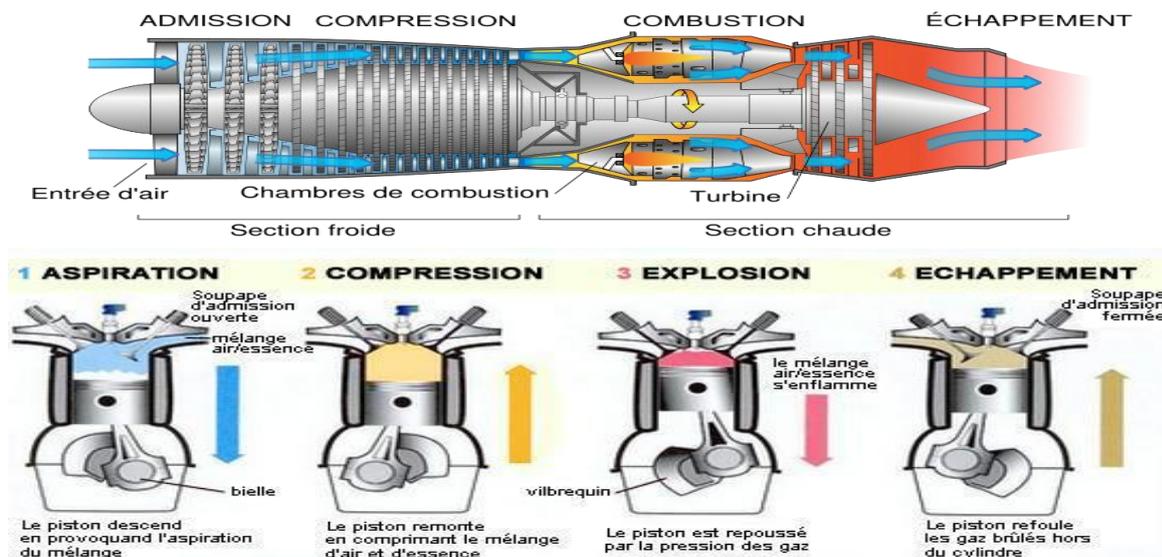


Figure 1.1: Fonctionnement d'un moteur à réaction [2]

Chapitre 1 [Généralité sur les moteurs à réaction]

Il utilise un gaz comme fluide de travail et génère une puissance mécanique et une poussée. Générer une poussée, en particulier, est possible seulement si la vitesse d'échappement du gaz est supérieure à la vitesse à laquelle l'air pénètre dans le moteur. Afin d'accélérer le gaz, l'énergie doit être ajoutée à l'écoulement d'air dans le moteur, qui peut ensuite être convertie en énergie cinétique.

Dans un moteur à réaction, l'augmentation de l'énergie est réalisée en deux étapes consécutives, et par deux éléments creux adjacents. La pression du flux d'air est augmentée dans un compresseur par l'action de la puissance mécanique de l'arbre.

Par la suite, l'air comprimé est chauffé dans la chambre de combustion où la température du gaz est fortement relevée.

La première station dans le moteur où le travail est extrait du gaz chaud est la turbine. Comme le gaz se dilate et s'accélère, il fait tourner la turbine. Sorti de la turbine, le gaz est accéléré dans la tuyère d'échappement, où toute de l'énergie thermique utilisable restante est convertie en énergie cinétique.

Souvent, le fonctionnement d'un moteur à réaction est expliqué par analogie au moteur alternatif à quatre temps. Dans les deux cas, le gaz est traité en quatre étapes connues sous le nom d'aspiration, de compression, de combustion et de détente. La différence fondamentale réside dans le fait que dans le moteur à mouvement alternatif l'ensemble des quatre processus se déroulent dans un même cylindre, alors que dans un moteur à réaction des composants séparés sont affectés à chaque processus, ce qui rend le cycle du moteur continu, par opposition à intermittent dans le moteur à piston.

Le processus d'admission dans le moteur alternatif est comparable à celui du moteur à réaction et la compression, se compare à l'action du compresseur en rotation dans la turbine. Cependant, le processus de combustion est assez différent. Dans le moteur à mouvement alternatif, la combustion se produit à un volume constant, avec un pic de pression à la position supérieure du piston, tandis que dans la combustion dans un turboréacteur s'effectue à une pression constante. Cela permet de traiter de grandes masses d'air à l'aide d'une chambre de combustion légère et il permet d'utiliser des carburants à faible indice d'octane.

Enfin, lorsque l'on compare la détente du moteur à piston avec celle du moteur à réaction, l'analogie est inadéquate, car les produits d'échappement du moteur à piston ne sont pas utilisables, alors que dans un moteur à réaction, les forces propulsives essentielles

Outre, en raison de la friction du gaz le long du trajet, un travail mécanique supplémentaire doit être dépensé pour atteindre la pression requise (point B) que ce qui aurait été nécessaire si le gaz était idéal (le point B').

La chaleur est ajoutée à l'air comprimé le long de la ligne B-C. une efficacité maximale du processus de combustion nécessite que la pression dans la chambre de combustion soit maintenue constante. En raison de frottement dynamique fluide et de la turbulence, une petite chute de pression se produit toujours dans la chambre de combustion (point C).

La détente dans la turbine et la tuyère d'échappement est le long de la ligne C-D. L'énergie disponible, aussi, est inférieure à ce qui serait possible dans un écoulement sans frottement

(D').

1.6 Composition d'un moteur à réaction

Un moteur à réaction est équipé d'un système de compression, d'une chambre de combustion, d'une turbine, d'une tuyère de détente. L'air aspiré par l'avant est comprimé, chauffé par la combustion d'un carburant, détendu dans la turbine, rejeté vers l'arrière à grande vitesse à travers la tuyère. Les gaz d'échappement rejetés dans l'atmosphère à grande vitesse produisent la poussée qui est le résultat de la transformation de l'énergie interne du moteur en énergie cinétique.

1.6.1 Soufflantes (diffuseurs)



Figure 1.3: Diffuseur et soufflante[13]

Les prises d'air communément appelées soufflantes ou diffuseurs consistent en un système de canalisation conçu pour abaisser la vitesse de l'air à une valeur inférieure

acceptable pour une transformation plus ultérieure par d'autres éléments de moteur, et pour capturer la quantité exacte d'air exigée pour accomplir la diffusion avec une élévation maximum de la pression statique et une perte minimum de la pression totale. La soufflante fournit une poussée due au flux secondaire qui s'ajoute à la poussée engendrée par le flux primaire.

Etant donné que le gaz se comporte différemment pour des vitesses de vol subsoniques et supersoniques, les prises d'air sont par conséquent différentes.

La prise d'air subsonique a été largement utilisée dans le domaine de l'aviation subsonique civile et militaire. Ayant une section transversale quasi-circulaire, la soufflante constitue la partie amont de la nacelle. Les soufflantes subsoniques équipent aussi des avions de chasse opérant aux alentours de la vitesse du son. Dans ces applications, des soufflantes de section elliptique, semi-circulaire ou même irrégulière peuvent être montées de part et d'autre du fuselage et même au-dessous du fuselage.

1.6.2 Compresseur

Dans un compresseur, de l'énergie mécanique est convertie en énergie de pression. La quantité d'énergie exigée, et la qualité de la conversion d'énergie réalisée, et les paramètres d'optimisation caractérisent le compresseur. Les paramètres importants sont :

- Efficacité de compresseur
- Rapport de pression totale de compression
- Taux de flux d'air

Un compresseur commence toujours par un rotor, plus précisément par une grille d'aubes rotor, les aubages directeurs (ou aubages de pré-rotation) n'étant là que pour améliorer le fonctionnement du compresseur dans certaines conditions.



Figure 1.4: Compresseur axial [14]

1.6.3 Chambre de combustion

Le processus de combustion dans les moteurs d'avions est un procédé d'apport de la chaleur à l'air comprimé dans une chambre de combustion ou un brûleur. La chambre de

combustion est située entre le compresseur et la turbine, elle accepte l'air du compresseur et le livre à la turbine avec une température élevée. Quelques moteurs ont un deuxième système de combustion qui réchauffe l'écoulement où plus de carburant est brûlé dans un dispositif de postcombustion derrière les turbines pour augmenter la vitesse d'échappement pour la propulsion des avions supersoniques.

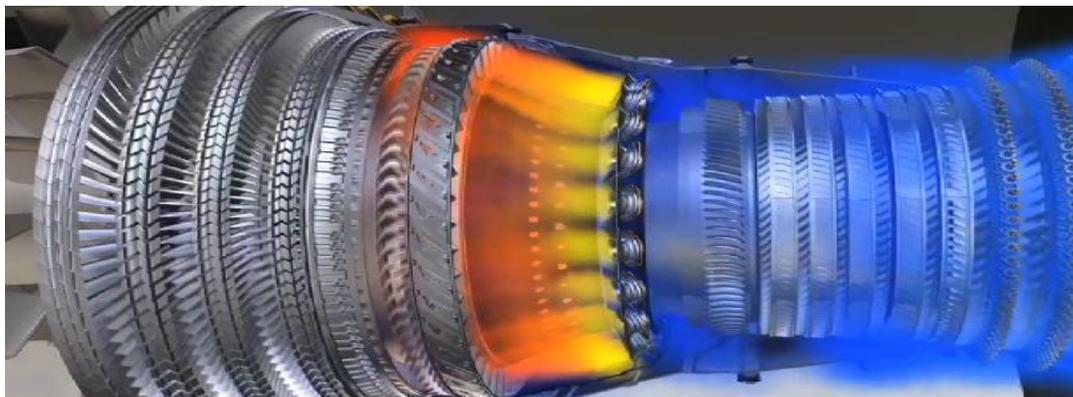


Figure 1.5: Chambre de combustion[15]

1.6.4 Turbine

Le rôle de la turbine est d'entraîner le compresseur ainsi que les composants auxiliaires nécessaires au réacteur et à l'avion. Pour ce faire, elle prélève une partie de l'énergie cinétique des gaz sortant de la chambre de combustion. D'une façon générale on trouve dans une turbine :

- Une partie fixe dite distributeur de turbine dont les aubages convenablement disposés dirigent l'écoulement gazeux sur les aubes de la partie mobile.
- Une roue mobile « ROTOR » solidaire du compresseur par un arbre commun et dont les aubes constituent la turbine proprement dite.

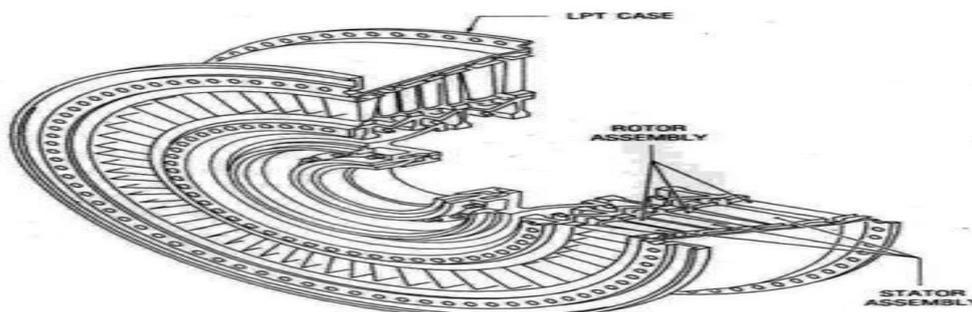


Figure 1.6: Turbine Base Pression

1.6.5 Tuyère

C'est un dispositif d'échappement qui fait passer les gaz de décharge de la turbine à l'atmosphère et dans la direction requise pour générer la poussée. Les variations de la vitesse et de la pression des gaz d'échappement créent la poussée dans le turboréacteur mais dans un

turbopropulseur les gaz d'échappement participent à la génération de la poussée vu que la majeure partie de l'énergie est absorbée par la turbine pour entrainer le propulseur. La conception du dispositif d'échappement, exerce donc une influence considérable sur la performance du moteur.



Figure 1.7: Tuyère

1.7 Classification des moteurs à réaction

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

1.7.1 Turbopropulseurs (*Turboprop*)

Les GTP, sont des turbomachines (générateur de gaz) couplée à une hélice tractive ou propulsive. Ils sont équipés de : une hélice, un réducteur, un compresseur, une chambre de combustion, une turbine et des tuyères d'éjection, L'air pénètre dans le moteur par une prise d'admission grillagée, il est ensuite comprimé par un compresseur multi-étages puis envoyé dans la chambre de combustion où se fait le mélange air-carburant et la mise à feu.

Les gaz chauds se dilatent en passant par deux étages de turbine, le premier mène l'arbre à hélice en passant par un boîtier réducteur qui a pour rôle de diminuer la vitesse de rotation de l'hélice (ce qui augmente le couple). Finalement, les gaz chauds s'échappent par une grosse tuyère d'éjection.

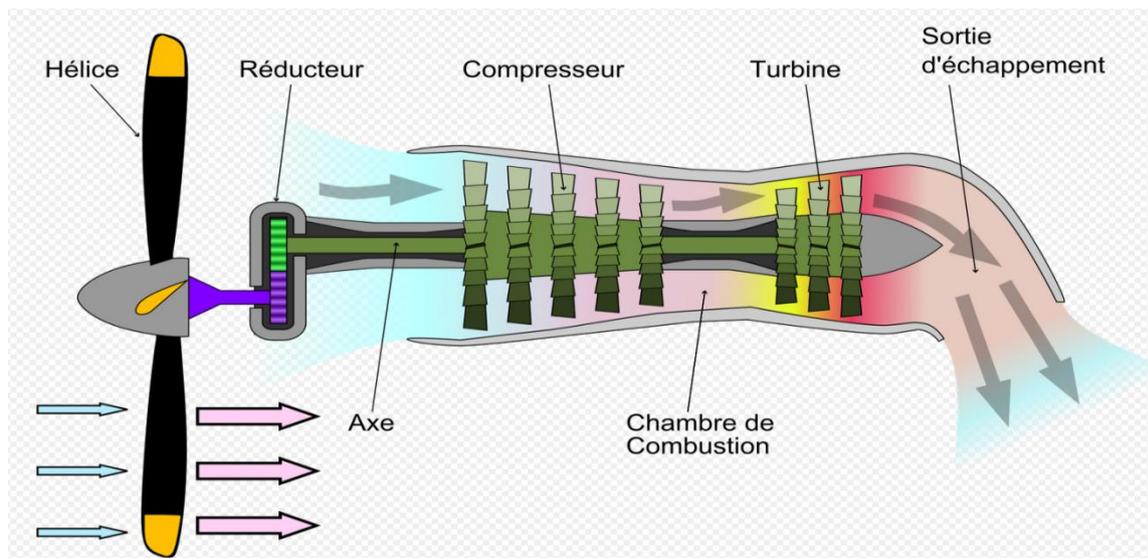


Figure 1.8: Coupe longitudinale d'un turbopropulseur

1.7.2 Turboréacteurs (*Turbojet*)

Le GTR (Groupe Turbo Réacteur) simple flux utilise la réaction produite lors de l'échappement des gaz très chauds pour la propulsion de l'avion vers l'avant. En effet, l'air pénètre dans le moteur à travers la prise d'air il est ensuite comprimé par un compresseur multi-étagé puis envoyé dans la chambre de combustion, les gaz chauds se dilatent en passant par la turbine et ils sont accélérés dans la tuyère.

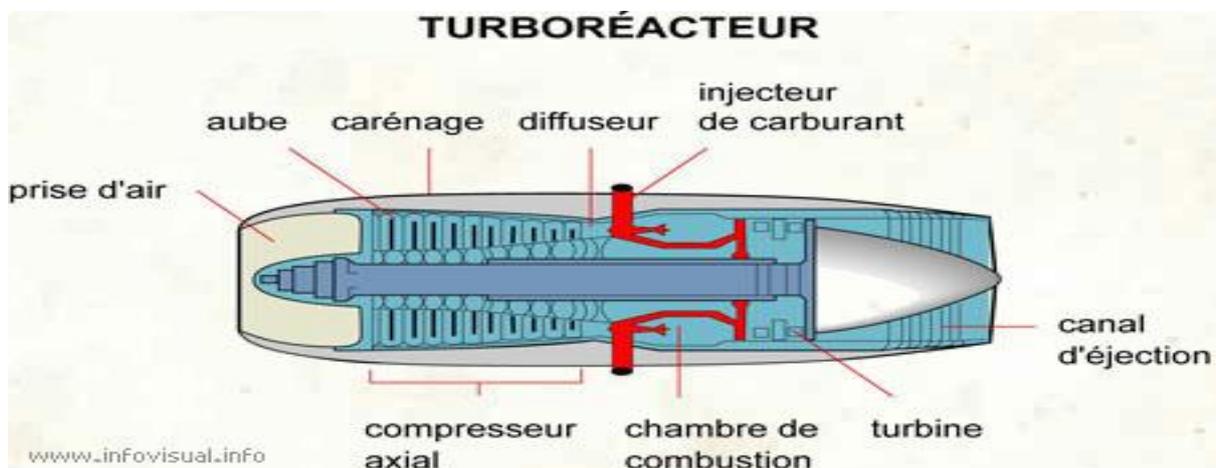


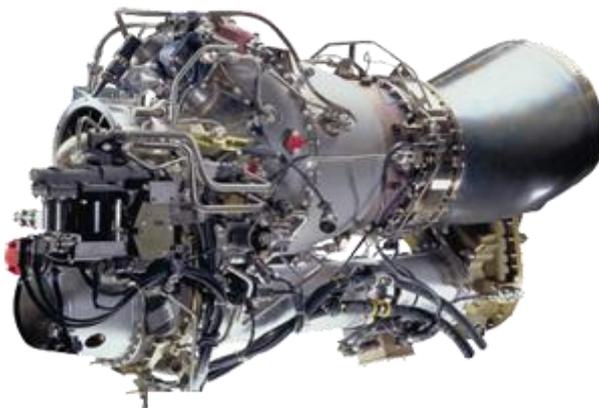
Figure 1.9 : turboréacteur

1.7.3 Turbomoteurs (*Turboshaft*)

Un autre type courant du moteur à réaction est le turbomoteur. Il délivre une puissance à un arbre qui entraîne autre chose qu'une hélice. La plus grande différence entre un turboréacteur et turbomoteur est que sur un turbomoteur, la plupart de l'énergie produite par

les gaz en expansion est utilisé pour entraîner une turbine plutôt que produire une poussée. De nombreux hélicoptères utilisent un turbomoteur [7].

En outre, quelques variantes de turbomoteurs sont utilisées pour les unités auxiliaires de puissance pour fournir de l'air conditionné, démarrer un moteur principal, ou de servir comme source d'alimentation électrique de secours en vol ou au sol, ce qui rend l'aéronef indépendant de l'équipement de soutien au sol. Dans d'autres domaines autres que l'aviation, les turbomoteurs sont utilisés comme turbines à gaz entraînant, par exemple, des générateurs électriques stationnaires, ou équipant des navires et des chars militaires [1].



Source: Turboméca / Photo: Ph.Pons/Studio Pons

Figure 1.10: Turbomoteur l'Arrius 2B2

1.7.4 Turbosoufflantes (*Turbofan*)

Les turbosoufflantes ont été développées pour combiner quelques-unes des meilleures caractéristiques du turboréacteur et du turbopropulseur. Les turboréacteurs sont conçus pour créer une poussée supplémentaire en détournant un flux d'air secondaire autour de la chambre de combustion. L'air de dérivation génère une poussée accrue, refroidit le moteur, et aide à la suppression du bruit d'échappement. Ceci permet une vitesse de croisière d'un turboréacteur avec une consommation moindre.

La turbosoufflante est un moteur à double flux et à double cœur. Elle a été conçue comme compromis entre le turbopropulseur et le turboréacteur simple flux. L'air est aspiré par les aubes du ventilateur (*fan*) et séparé par un carénage de séparation (*splitter fairing*) en deux écoulements, primaire et secondaire.

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

Chapitre 1 [Généralité sur les moteurs à réaction]

Le flux d'air secondaire passe à travers une partie du ventilateur, vers les OGV (Outlet Guide Vanes) et refoulé par le conduit de décharge, en produisant approximativement 80 % de la poussée totale au décollage. Il joue également un rôle dans le système d'inverseur de poussée.

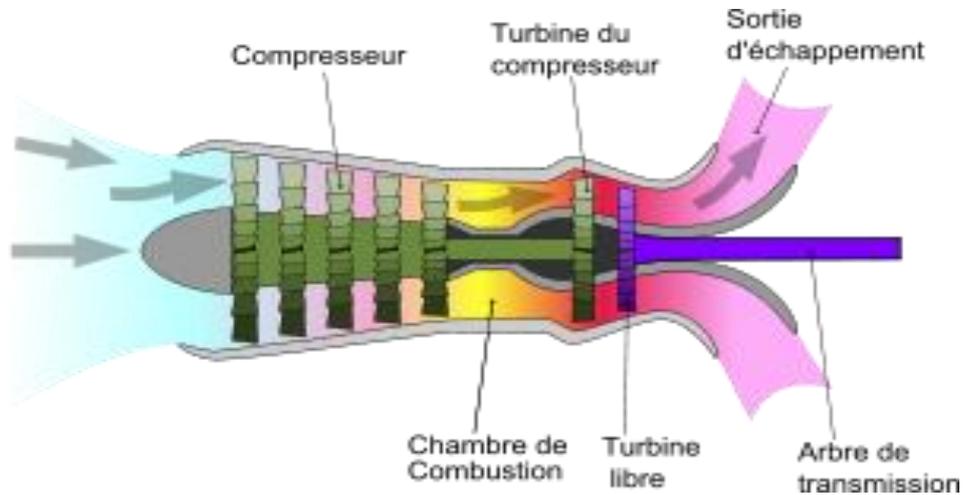


Figure 1.11: Illustration d'un turboréacteur [wikipedia]

2 .Chapitre 2 : Description et fonctionnement du turboréacteur

2.1 Définition

Le turboréacteur est un système de propulsion qui transforme le potentiel d'énergie chimique contenu dans un carburant, associé à un comburant qu'est l'air ambiant, en énergie cinétique permettant de générer une force de réaction en milieu élastique dans le sens opposé à l'éjection.

2.2 Différents types de turboréacteurs [8]

2.2.1 Turboréacteur à compresseur centrifuge

Un compresseur centrifuge est lié mécaniquement par un arbre à une turbine. Celle-ci peut être centripète ou axiale à un ou plusieurs étages. Le compresseur centrifuge offre l'avantage d'être simple à fabriquer. Sa faible longueur malgré un fort diamètre en fait un moteur compact idéal pour les hélicoptères. Ci-dessous un turboréacteur à compresseur centrifuge comportant plusieurs chambres de combustion et une turbine axiale à deux étages.

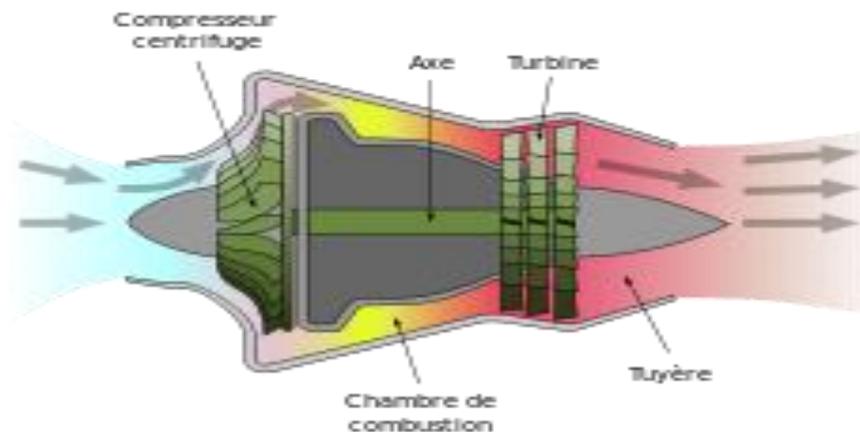


Figure 2.1: Turboréacteur à compresseur centrifuge [8]

2.2.2 Turboréacteur à compresseur axial

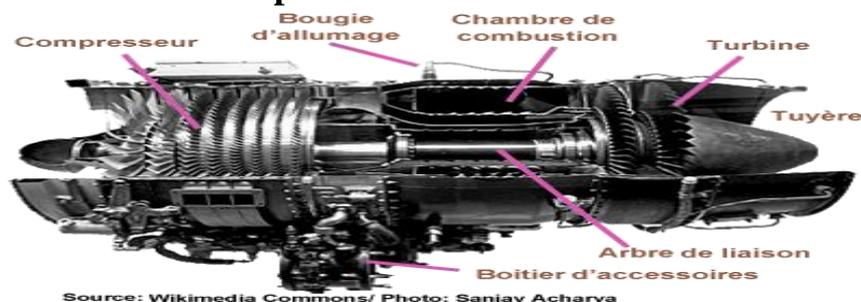


Figure 2.2 : Turboréacteur à compresseur axial [8]

2.2.3 Turboréacteur simple flux mono-corps

C'est le cas le plus simple. Un compresseur à plusieurs étages est lié mécaniquement par un arbre à une turbine à un ou plusieurs étages. L'ensemble tourne à la même vitesse. Ce type de turboréacteur peut être conçu soit avec plusieurs chambres de combustion, soit avec une seule chambre annulaire.

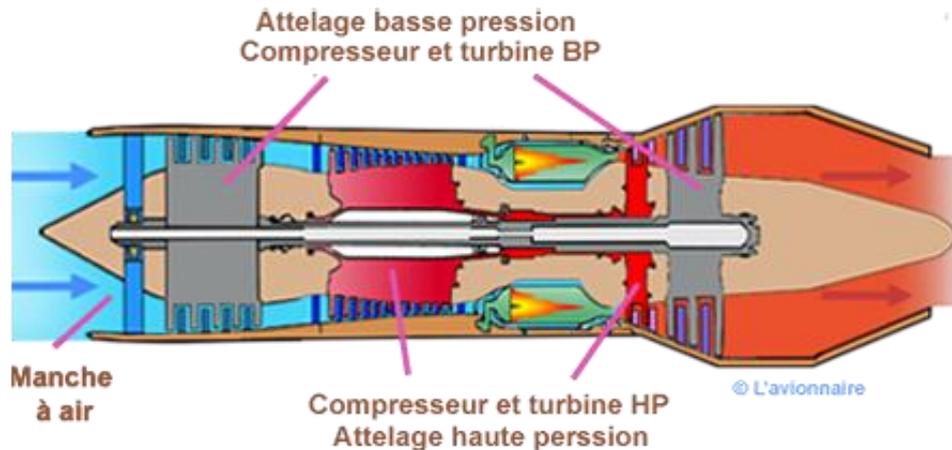


Figure 2.3 : Turboréacteur simple flux mono corps [8]

2.2.4 Turboréacteur simple flux double-corps

Pour augmenter la puissance certains réacteurs ont un second compresseur relié à une seconde turbine.

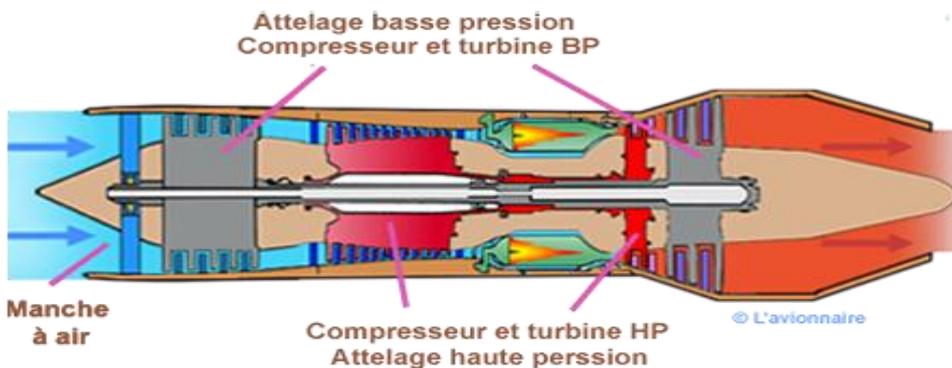


Figure 2.4 : Turboréacteur simple flux double corps [8]

2.2.5 Turboréacteur double flux mélangés

Sur ce type de turboréacteur on prélève une partie de l'énergie pour faire tourner une turbine supplémentaire à un ou plusieurs étages qui entraînera un compresseur basse pression. Ce dernier créera une poussée additionnelle en accélérant un flux secondaire.

Deux flux séparés vont alors traverser le turboréacteur. Le flux primaire ou flux chaud traverse tout le réacteur en passant par le compresseur basse pression, par le compresseur

Chapitre 2 [Description et fonctionnement du turboréacteur]

haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression. Le flux secondaire ou flux froid (en bleu) contourne toute la partie chaude du réacteur. Les deux flux se rejoignent et se mélangent dans la tuyère avant d'être éjectés.

Sur certains réacteurs pour favoriser le mélange air secondaire (froid)/air primaire (air chaud), un mélangeur (mixer) est rajouté au début de la tuyère. Ce qui produira une dilatation et une accélération du flux secondaire afin d'optimiser la poussée totale.

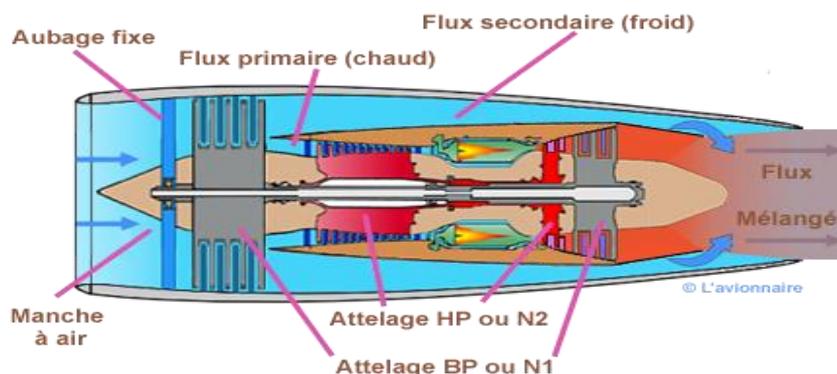


Figure 2.5 : Turboréacteur double flux mélangés [8]

2.2.6 Turboréacteur avec postcombustion

Après la combustion normale du carburant qui a lieu dans la chambre de combustion, la postcombustion appelée également réchauffe se fait dans un canal prolongeant la tuyère. Du carburant (Kérosène) injecté en fines gouttes se vaporise et se mélange dans l'écoulement à forte vitesse qui sort de la tuyère du turboréacteur, et qui contient encore environ un tiers de l'oxygène de l'air initial. Les flammes créées se stabilisent un peu plus loin dans une ou plusieurs gouttières toriques appelées "accroche-flammes" qui maintiennent des noyaux de recirculation des gaz dans leur sillage. On obtient ainsi un regain de poussée dû à cette nouvelle combustion.

La postcombustion peut aussi bien équiper les turboréacteurs simple flux que double flux. Elle n'est utilisée actuellement que par des avions militaires supersoniques et principalement par des avions de combat rapides. Seuls deux avions civils l'avaient utilisée, le Concorde franco-anglais et le Tupolev Tu-144 russe.

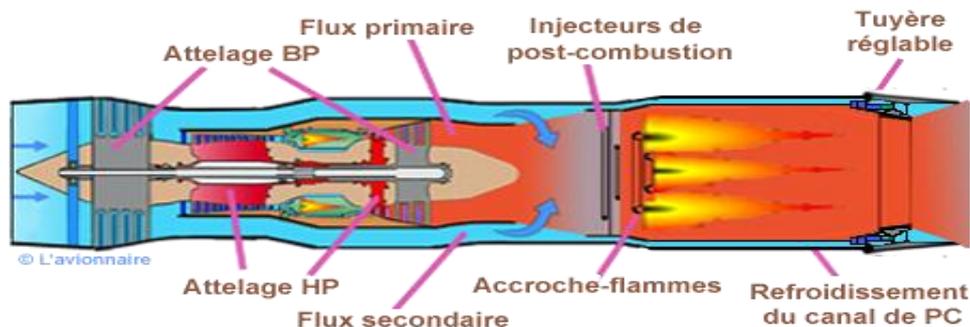


Figure 2.6 : Turboréacteur avec post combustion [8]

2.2.7 Turboréacteur double flux avec soufflante

Sur ce type de turboréacteur une soufflante (ou fan en anglais) d'un diamètre bien supérieur au compresseur BP est rajoutée à l'avant de celui-ci. Ce qui permet d'obtenir du flux secondaire un maximum de poussée. Cette soufflante est entraînée par le même arbre que le compresseur BP.

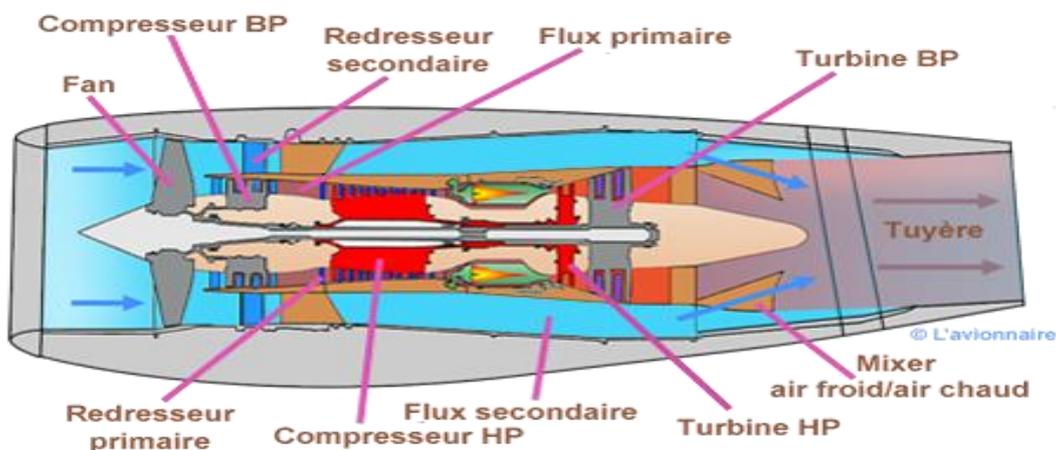


Figure 2.7 : Turboréacteur double flux avec soufflante [8]

2.2.8 Turboréacteur double flux avec grande soufflante

La soufflante qui reçoit la totalité de l'air est de grandes dimensions . La majeure partie de cet air va constituer le flux secondaire, l'autre partie va constituer le flux primaire. Le flux secondaire est éjecté par une tuyère secondaire , le flux primaire par une tuyère primaire. Dans un turboréacteur à simple flux une petite quantité d'air est accélérée très fortement, ce qui entraîne une vitesse d'éjection élevée, créant de fortes turbulences en se mélangeant à l'air ambiant d'où un bruit important. En revanche dans un turboréacteur à double flux la grande quantité d'air passant dans le flux secondaire est faiblement accélérée et vient "gainer" le flux primaire fortement accéléré d'où une diminution du bruit. Malheureusement la soufflante de

Chapitre 2 [Description et fonctionnement du turboréacteur]

fort diamètre engendre d'autres bruits en aval et en amont notamment dans les phases d'approches lorsque la vitesse du jet est réduite.

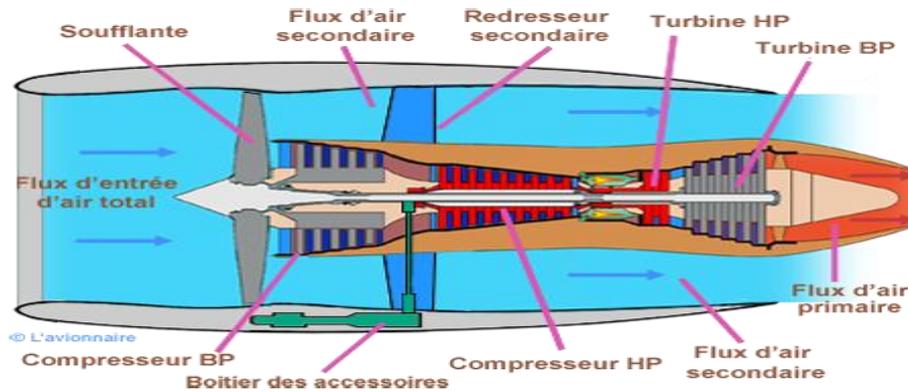


Figure 2.8 : Turboréacteur à compresseur centrifuge [8]

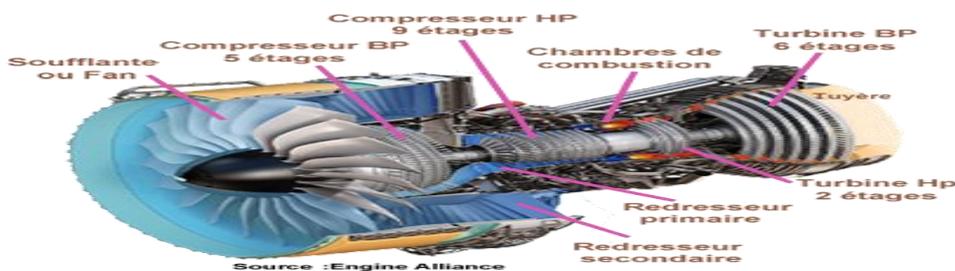


Figure 2.9 : Turboréacteur photoGP7200 [8]

2.2.9 Nouveaux turboréacteurs

Ci-dessous le PW 1000G de Pratt & Whitney en cours d'essai



Figure 2.10 : Turboréacteur PW 1000G [8]

2.2.10 Turboréacteur photo Propfan

Ci-dessous un moteur open rotor à deux soufflantes contrarotatives appelées également Propfans.

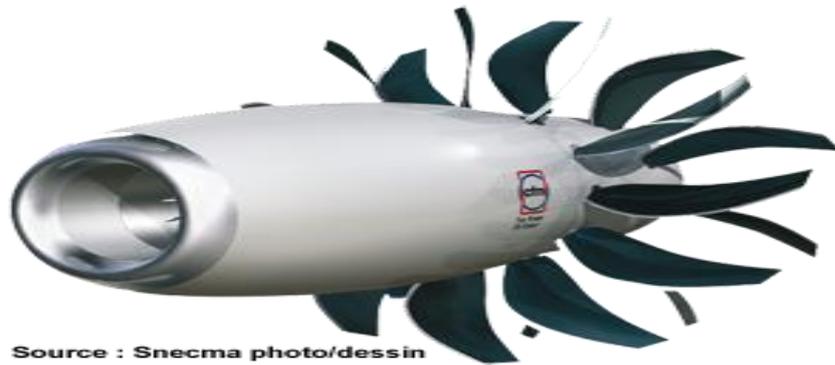


Figure 2.11 : Turboréacteur photo Propfan [8]

2.3 Fonctionnement du Turboréacteur [8]

Un turboréacteur fonctionne sur le principe d'action-réaction. La variation de vitesse de l'air entre l'entrée et la sortie du réacteur crée une quantité de mouvement (dénommée poussée) vers l'arrière du moteur, qui, par réaction, (d'où le terme de moteur à réaction), engendre le déplacement du moteur, donc du véhicule sur lequel il est fixé, vers l'avant. Le turboréacteur fonctionne sur le principe des turbines à gaz. A l'admission, l'air est aspiré par la soufflante (le cas échéant), puis comprimé via un compresseur (dans tous les cas). Du kérosène est ensuite injecté puis mélangé avec l'air au niveau de la chambre de combustion puis enflammé, ce qui permet de fortement dilater les gaz. Ces derniers s'échappent du turboréacteur par la tuyère qui, en raison de sa section convergente, accélère la vitesse de l'air (suivant l'effet venturi). (L'écoulement étant maintenu subsonique au sein du réacteur). L'air passe au préalable par une turbine permettant d'entraîner le compresseur, et les accessoires nécessaires au fonctionnement du réacteur; le mouvement est auto-entretenu tant qu'il y a injection de carburant. En simplifiant, l'énergie de pression engendrée au sein du réacteur sera transformée en énergie cinétique en sortie, ce qui engendrera une forte poussée. À l'image des moteurs automobile, le turboréacteur réalise ainsi un cycle continu à quatre temps (admission, compression, combustion et détente/échappement), théoriquement décrit par le cycle de Brayton. Ce cycle est constitué d'une compression adiabatique réversible, d'une combustion isobare irréversible, (le réacteur étant considéré comme un système ouvert), d'une détente adiabatique réversible et d'un refroidissement isobare réversible. Deux types principaux de turboréacteurs, Ci dessous le turboréacteur est muni de compresseur centrifuge et plus bas il est muni d'un compresseur axial

Le principe de fonctionnement reste le même les gaz sont comprimés, mélangés à un carburant, enflammés cela produit une poussée vers l'arrière, qui est en partie utiliser pour

entretenir la compression en amont. Les deux moyens utilisés pour comprimer l'air en amont, sont : Les turbines axiales, et les turbines centrifuges. Les turbines axiales sont plus complexes possèdent plus de pièces en mouvements. Le rendement globale reste très bon mais pour un cout de production plus lourd. La maintenance est également plus difficile, les rotors de pales de compression sont intercalés avec des pales fixes dont la fonction est la réorientation du flux.

2.4 Définition des paramètres régissant le fonctionnement d'un turboréacteur

2.4.1 Poussé, poussé spécifique et poussé de propulsion

a. La poussée

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

b. Poussée spécifique

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

$$Fsp = \frac{F}{(\dot{m}_a + \dot{m}_f)} \quad (2.1)$$

c. La pousse de propulsion

Permet de crée la pousse et propulser l'aéronef a la vitesse V_0 .

$$P_p = FV_0 \quad (2.2)$$

2.4.2 Consommation spécifique et consommation horaire

a. Consommation horaire

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

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

b. Consommation spécifique

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

$$C_{sp} = \frac{c_H}{F} \quad (2.4)$$

2.4.3 Taux de dilution

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

$$\lambda = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} \quad (2.5)$$

2.4.4 Taux de compression

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

$$\tau = \frac{p_s}{p_e} \quad (2.6)$$

2.4.5 Puissances

a. La puissance calorifique

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

$$P_C = \dot{m}_f \cdot P_{CI} \quad (2.7)$$

b. La puissance thermique théorique

En supposant que la machine fonctionne suivant le cycle théorique, cette puissance serait la fraction de puissance calorifique transformée en énergie mécanique par seconde.

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

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

Avec :

\dot{m} : débit masse du fluide sortant

T_s : température de sortie des gaz a la sortie du réacteur

T₀: température de l'atmosphère dans la quelle se diluent les gaz chevaux

$$P_{th} = P_C - \dot{m}_{CP}(T_S - T_0) \quad (2.8)$$

c. *Puissance thermique réels*

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

Pour un réacteur simple flux :

$$P_{th} = \frac{1}{2}\dot{m}_a(V_j^2 - V_0^2) + \frac{1}{2}\dot{m}_c V_j^2 \quad (2.9)$$

Pour réacteur double flux :

$$P_{th} = \frac{1}{2}\dot{m}_c(V_{jc}^2 - V_0^2) + \frac{1}{2}\dot{m}_F(V_j^2 - V_0^2) + \frac{1}{2}\dot{m}_F V_{jc}^2 \quad (2.10)$$

2.4.6 Rendements

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

a. *Rendement thermodynamique*

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

$$\eta_{th} = \frac{P_{th}}{P_C} \quad (2.11)$$

b. *Rendement de propulsion*

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

$$\eta_{Pr} = \frac{P_{PR}}{P_{th}} \quad (2.12)$$

c. Rendement global

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

$$\eta_G = \frac{P_{PR}}{P_C} = \eta_{th} \cdot \eta_{pr} \quad (2.13)$$

2.5 Élément composant un turboréacteur

2.5.1 La soufflante



Figure 2.12 : soufflante

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

2.5.2 Les compresseurs

Le rôle du compresseur est d'aspirer et de comprimer l'air pour l'amener à des vitesses, pression et température optimales à l'entrée de la chambre de combustion. Il existe deux sortes principales de compresseurs:

- Les compresseurs centrifuges.
- Les compresseurs axiaux.

Il y a également une solution mixte : le compresseur « axio-centrifuge ».

Afin d'éviter les confusions ou malentendus on désigne dans le "jargon" motoriste par :

- Rouet : l'organe mobile du compresseur centrifuge

- Diffuseur : l'organe fixe du compresseur centrifuge
- Rotor : l'organe mobile du compresseur axial
- Redresseur : l'organe fixe du compresseur axial

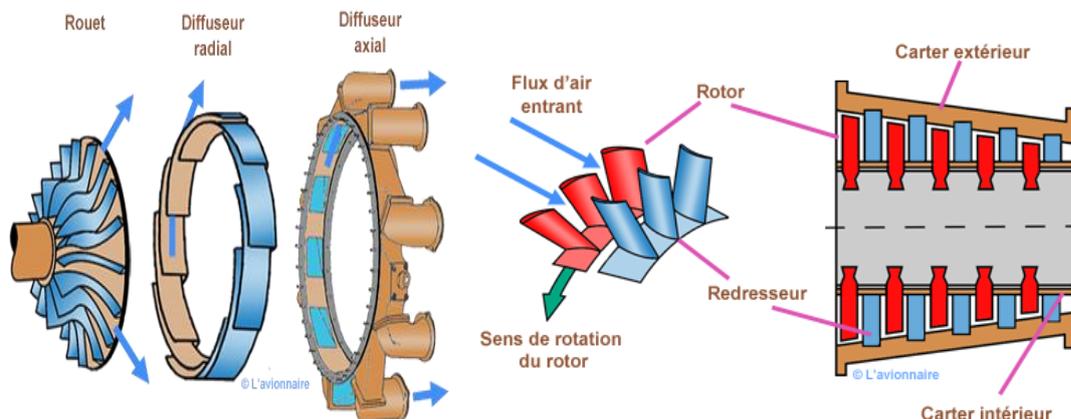


Figure 2.13 : Le compresseur centrifuge et Le compresseur axial

2.5.3 Le boîtier d'accessoires

Un boîtier d'accessoires ou **AGB**-accessory gearbox- (en anglais) comprend généralement un ou plusieurs trains d'engrenages qui sont entraînés en rotation par un prélèvement mécanique au moyen d'un renvoi d'angle sur l'arbre du compresseur et sur lesquels viennent se coupler les différents accessoires tels que:

- Les pompes mécaniques pour l'hydraulique
- Les pompes de carburant haute pression
- Les pompes pour lubrification etc...

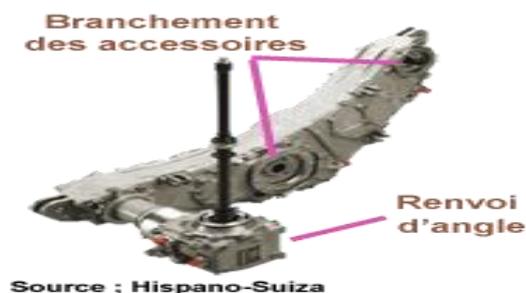


Figure 2.14: le boîtier d'accessoires

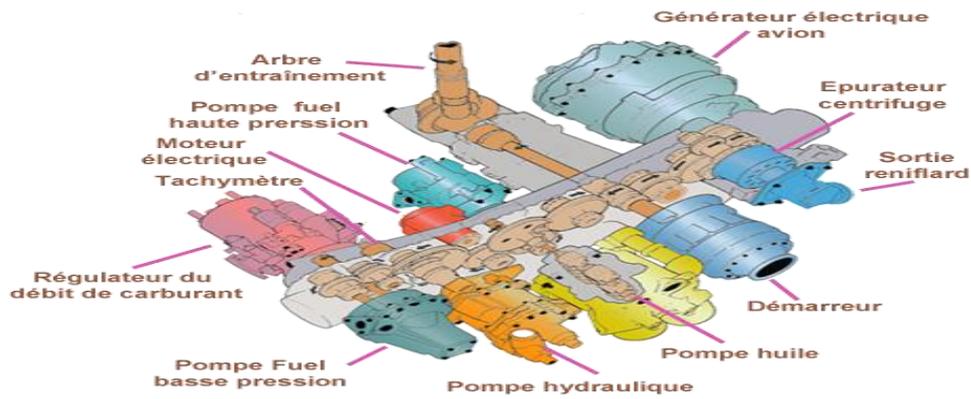


Figure 2.15 : le boîtier d'accessoires

2.5.4 Les chambres de combustion

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

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

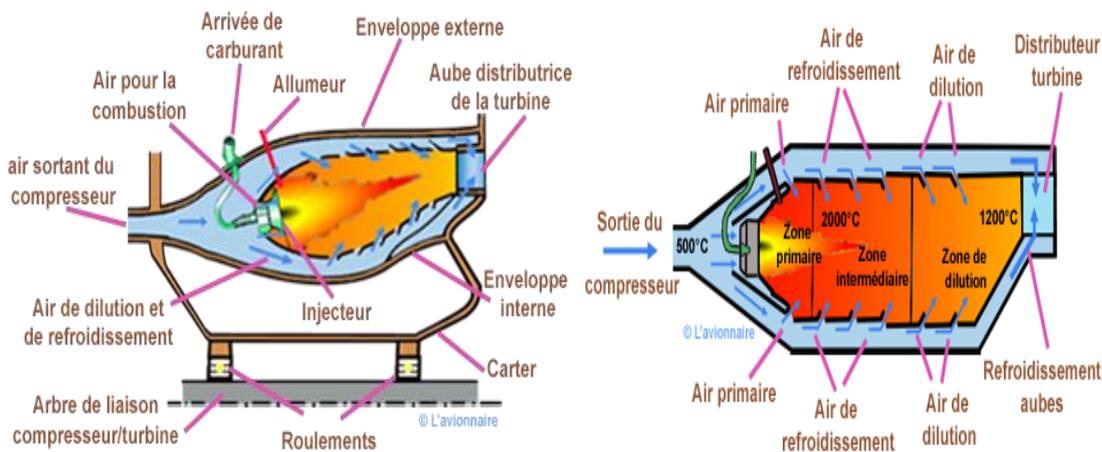


Figure 2.16 : chambre de combustion

2.5.5 Les turbines

Sur un turboréacteur la turbine récupère une partie de l'énergie issue de la combustion des gaz pour le fonctionnement de la soufflante, du compresseur et des accessoires.

Chapitre 2 [Description et fonctionnement du turboréacteur]

Sur un turbopropulseur la turbine récupère le quasi totalité de l'énergie issue de la combustion des gaz pour entraîner l'arbre de transmission de l'hélice, le compresseur et les accessoires.

Comme pour les compresseurs il existe deux sortes de turbines:

- Les turbines **centripètes** très peu utilisées et uniquement pour les réacteurs de faibles puissances.
- Les turbines axiales solution utilisée sur la majorité des turboréacteurs et turbopropulseurs.

Rappelons que sur un turboréacteur double flux la turbine **BP** (haute pression) entraîne le compresseur **HP** et la turbine **B P** (basse pression) entraîne le compresseur **BP** et la soufflante **FAN**.

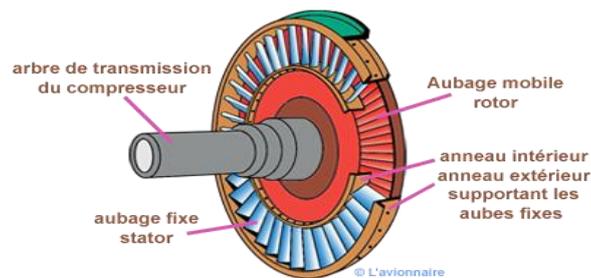


Figure 2.17 : turbine

2.5.6 Les inverseurs de poussée

Le rôle d'un inverseur de poussée lors de l'atterrissage d'un avion est de diminuer la distance de freinage en redirigeant vers l'avant au moins une partie de la poussée générée par le turboréacteur.

Dans cette phase, l'inverseur obstrue la tuyère d'éjection des gaz et dirige le flux d'éjection du moteur vers l'avant de la nacelle, générant de ce fait une contre-poussée qui vient s'ajouter au freinage des roues de l'avion.

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

Ils peuvent être classés en trois catégories principales:

- inverseurs à obstacles
- inverseurs à portes pivotantes
- inverseurs à grilles

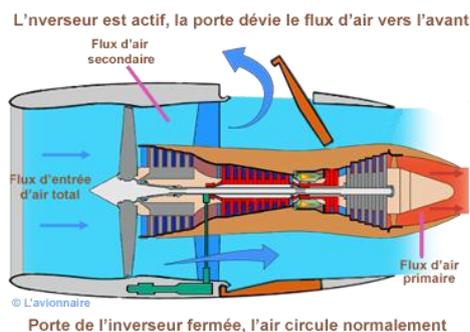


Figure 2.18 : inverseurs à portes pivotantes

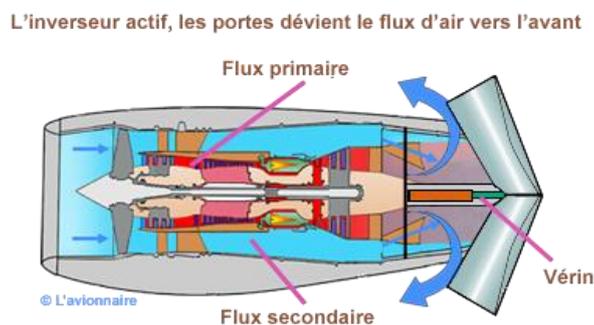


Figure 2.19 : inverseur à obstacles

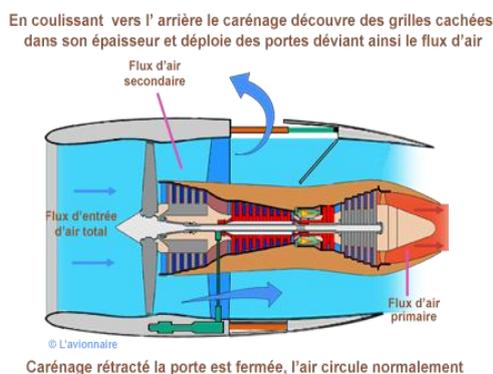


Figure 2.20 : Inverseur à grilles

2.5.7 Les tuyères

Le rôle de la tuyère est d'évacuer les gaz chauds sous pression sortant des turbines en leur communiquant le maximum de vitesse et obtenir le maximum de poussée. Elle est en général de section convergente puis divergente ou simplement convergente.

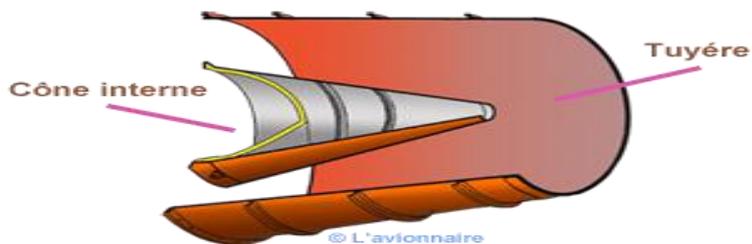


Figure 2.21: tuyère

2.6 L'étude thermodynamique

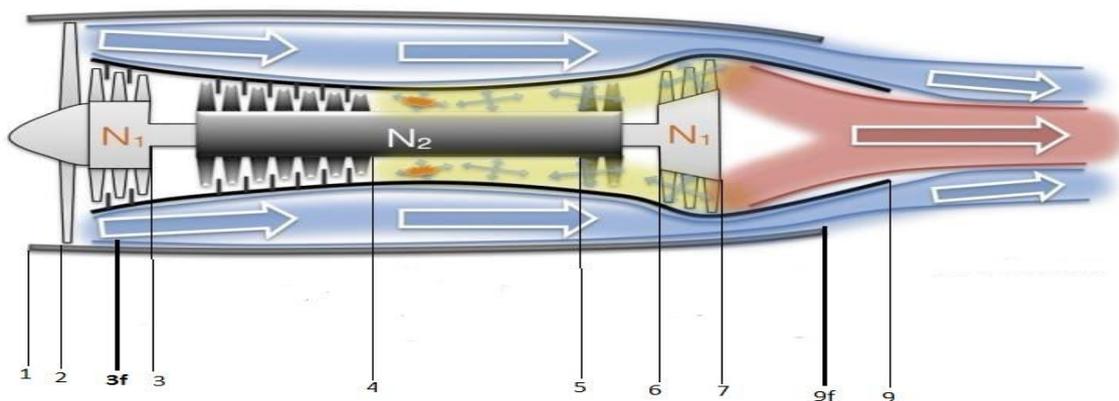


Figure 2.22 : Coupe longitudinale d'un turboréacteur double flux double corps consiste les stations [12]

- Point 0 :

$$\tau_r = 1 + \left[\frac{\gamma_d - 1}{2} \right] \cdot M_0^2 \quad (2.14)$$

$$P_{ir} = \tau_r^{\left[\frac{\gamma_d}{\gamma_d - 1} \right]} \cdot P_0 \quad (2.15)$$

$$P_{t0} = P_{ir} \cdot P_0 \quad (2.16)$$

$$T_{t0} = \tau_r \cdot T_0 \quad (2.17)$$

- Point 1 :

$$P_{t1} = P_{t0} \quad (2.18)$$

$$T_{t1} = T_{t0} \quad (2.19)$$

- Point 2 :

$$P_{t2} = p i_d \cdot P_{t1} \quad (2.20)$$

$$T_{t2} = T_{t1} \quad (2.21)$$

- Point 3 :

$$\frac{n_{ipc} - 1}{n_{ipc}} = \frac{1}{\eta_p p_c} \cdot \left[\frac{\gamma_{ipc} - 1}{\gamma_{ipc}} \right] \quad (2.22)$$

$$\tau_{ipc} = p i_{ipc}^{\left[\frac{n_{ipc} - 1}{n_{ipc}} \right]} \quad (2.23)$$

$$P_{t3} = p i_{ipc} \cdot P_{t2} \quad (2.24)$$

$$T_{t3} = \tau_{ipc} \cdot T_{t2} \quad (2.25)$$

- Point 3f :

$$\frac{n_f - 1}{n_f} = \frac{1}{\eta_{pf}} \cdot \left[\frac{\gamma_f - 1}{\gamma_f} \right] \quad (2.26)$$

$$\tau_f = p i_f^{\left[\frac{n_f - 1}{n_f} \right]} \quad (2.27)$$

$$P_{tf3} = p i_f \cdot P_{t2} \quad (2.28)$$

$$T_{t3} = \tau_f \cdot T_{t2} \quad (2.29)$$

- Point 4 :

$$\frac{n_{hpc} - 1}{n_{hpc}} = \frac{1}{\eta_{hpc}} \cdot \left[\frac{\gamma_{hpc} - 1}{\gamma_{hpc}} \right] \quad (2.30)$$

$$\tau_{hpc} = p i_{hpc}^{\left[\frac{n_{hpc} - 1}{n_{hpc}} \right]} \quad (2.31)$$

$$P_{t4} = p i_{hpc} \cdot P_{t3} \quad (2.32)$$

$$T_{t4} = \tau_{hpc} \cdot T_{t3} \quad (2.33)$$

- Point 5:

$$T_{t5} = T_{t \max} \quad (2.34)$$

$$P_{t5} = p i_{cc} \cdot P_{t4} \quad (2.35)$$

$$f = \frac{c p_{hpt} T_{t5} - c p_{hpc} T_{t4}}{\eta_{cc} P_{ci} - c p_{hpt} T_{t5}} \quad (2.36)$$

- Point 6 :

$$\frac{n_{hpt} - 1}{n_{hpt}} = \eta p_{hpt} \cdot \left[\frac{\gamma_{hpt} - 1}{\gamma_{hpt}} \right] \quad (2.37)$$

$$T_{t6} = T_{t5} - \left[\frac{1}{\eta m_{hp} (1+f)} \cdot \frac{c p_{hpc}}{c p_{hpt}} \cdot (T_{t4} - T_{t3}) \right] \quad (2.38)$$

$$\tau_{hpt} = \frac{T_{t6}}{T_{t5}} \quad (2.39)$$

$$pi_{hpt} = \tau_{hpt}^{\left[\frac{n_{hpt}}{n_{hpt}-1} \right]} \quad (2.40)$$

$$P_{t6} = pi_{hpt} \cdot P_{t5} \quad (2.41)$$

- Point 7 :

$$\frac{n_{lpt}-1}{n_{lpt}} = \eta p_{lpt} \cdot \left[\frac{\gamma_{lpt}-1}{\gamma_{lpt}} \right] \quad (2.42)$$

$$T_{t7} = T_{t6} - \left[\frac{1}{\eta m_{lp} (1+f)} \cdot \frac{cp_{lpc}}{cp_{lpt}} \cdot (T_{t3} - T_{t2}) + \frac{cp_f}{cp_{lpt}} \cdot \lambda \cdot (T_{tf3} - T_{t2}) \right] \quad (2.43)$$

$$\tau_{lpt} = \frac{T_{t7}}{T_{t6}} \quad (2.44)$$

$$pi_{lpt} = \tau_{lpt}^{\left[\frac{n_{lpt}}{n_{lpt}-1} \right]} \quad (2.45)$$

- Point 9 :

$$T_{t9} = \tau_{pn} \cdot T_{t7} \quad (2.46)$$

$$P_{t9} = Pi_{pn} \cdot P_{t7} \quad (2.47)$$

$$M_9 = \left[\left(\frac{2}{\gamma_{pn}-1} \right) \cdot \left(\left[\frac{P_{t9}}{P_9} \right]^{\left[\frac{\gamma_{pn}-1}{\gamma_{pn}} \right]} - 1 \right) \right]^{0.5} \quad (2.48)$$

$$T_9 = \frac{T_{t9}}{1 + \left[\frac{\gamma_{pn}-1}{2} \right] \cdot M_9^2} \quad (2.49)$$

$$V_9 = M_9 \cdot (\gamma_{pn} \cdot r_{bg} \cdot T_9)^{0.5} \quad (2.50)$$

$$V_0 = M_0 \cdot (\gamma_{air} \cdot r_{air} \cdot T_0)^{0.5} \quad (2.51)$$

- Point 9f :

$$P_{tf9} = \tau_{sn} \cdot T_{tf3} \quad (2.52)$$

$$P_{tf9} = p i_{sn} \cdot P_{tf3} \quad (2.53)$$

$$M_{9f} = \left[\left(\frac{2}{\gamma_{sn} - 1} \right) \cdot \left(\left[\frac{P_{tf9}}{P_{f9}} \right]^{\frac{\gamma_{sn} - 1}{\gamma_{sn}}} - 1 \right) \right]^{0.5} \quad (2.54)$$

$$T_{f9} = \frac{T_{t9}}{1 + \left[\frac{\gamma_{sn} - 1}{2} \right] \cdot M_{9f}^2} \quad (2.55)$$

$$V_{9f} = M_{9f} \cdot (\gamma_{sn} \cdot r_{air} \cdot T_{f9})^{0.5} \quad (2.56)$$

2.6.1 Les performances

- a. *Poussé spécifique :*

$$T_{sp} = \frac{(1+f) \cdot V_9 - V_0 + \lambda \cdot (V_{9f} - V_0)}{1 + \lambda} \quad (2.57)$$

- b. *Consommation spécifique*

$$C_{sp} = \frac{3600 \cdot f}{(1 + \lambda) \cdot T_{sp}} \quad (2.58)$$

- c. *Les puissances*

- calorifique

$$P_{cal} = f \cdot \left[\frac{PCI}{1 + \lambda} \right] \quad (2.59)$$

- propulsif

$$P_P = T_{sp} \cdot \frac{V_0}{1000} \quad (2.60)$$

- thermique réelle

$$P_{th} = P_{pr} + \frac{0,5}{1000} \cdot \left[\frac{(1 + f) \cdot (V_g - V_0)^2 + \lambda \cdot (V_{g,f} - V_0)^2}{1 + \lambda} \right] \quad (2.61)$$

d. Les rendements

- **Thermique**

$$\eta_{th} = \frac{P_{th}}{P_{cal}} \quad (2.62)$$

- **Propulsif**

$$\eta_{pr} = \frac{P_{pr}}{P_{th}} \quad (2.63)$$

- **Global**

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}} \quad (2.64)$$

3 .Chapitre 3 : Description et fonctionnement du turbopropulseur

3.1 Introduction

Le terme turbo-prop vient de l'anglais turbo et Propeller (hélice). Il est composé comme le turboréacteur, d'une turbine à gaz sur laquelle a été rajoutée une turbine dite turbine de puissance à un ou plusieurs étages pour transformer l'énergie cinétique et thermique des gaz d'échappement en énergie mécanique, et entraîner ainsi par l'intermédiaire d'un réducteur une hélice. Malheureusement cette énergie n'est pas totalement récupérée, il reste une poussée résiduelle d'échappement des gaz de l'ordre de **10%** environ, pourtant la poussée produite par l'hélice a un rendement supérieur à celle d'un turboréacteur classique.

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

Le but de ce chapitre est d'étudier le principe d'un turbopropulseur et non tel ou tel moteur en particulier.

Il existe plusieurs sortes de turbopropulseurs:

- Les turbopropulseurs à turbine liée
- Les turbopropulseurs à turbine libre
- Les turbopropulseurs à turbine libre inversée

3.2 Différents types de turbopropulseur [9]

3.2.1 Turbopropulseurs à turbine liée

Dans un turbopropulseur à turbine liée la puissance mécanique est transmise par le même arbre au compresseur et à l'hélice par l'intermédiaire du réducteur. Dans ce cas le compresseur et le récepteur (arbre d'entrée du réducteur) ont la même vitesse de rotation. Le régime de rotation de l'hélice est donc directement lié au régime compresseur/turbine de construction simple et légère ce type de turbopropulseur a quand même des inconvénients:

- le débit d'air dans la chambre de combustion dépend directement du régime de rotation compresseur/hélice.
- la régulation de l'hélice est compliquée.

Schéma de principe d'un turbopropulseur à turbine liée composée de trois turbines, de deux compresseurs centrifuges et d'un réducteur épicycloïdal.

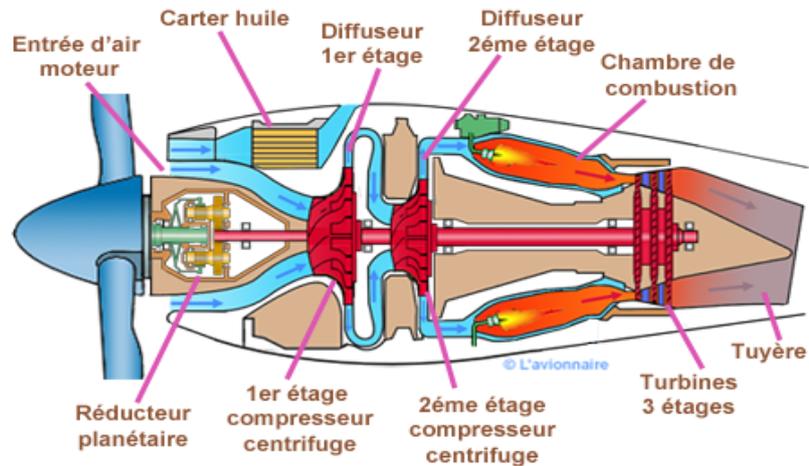


Figure 3.1 : Turbopropulseurs à turbine liée [9]

Ci-dessous le turboprop Roll-Royce Dart qui équipa les Bréguet Alizé, Hawker Siddeley, Fokker 27 etc...

Sa puissance évoluera avec le temps, elle était d'environ 1.000 CV au moment de son développement en 1945 et atteindra plus de 2.000 CV pour les dernières séries.

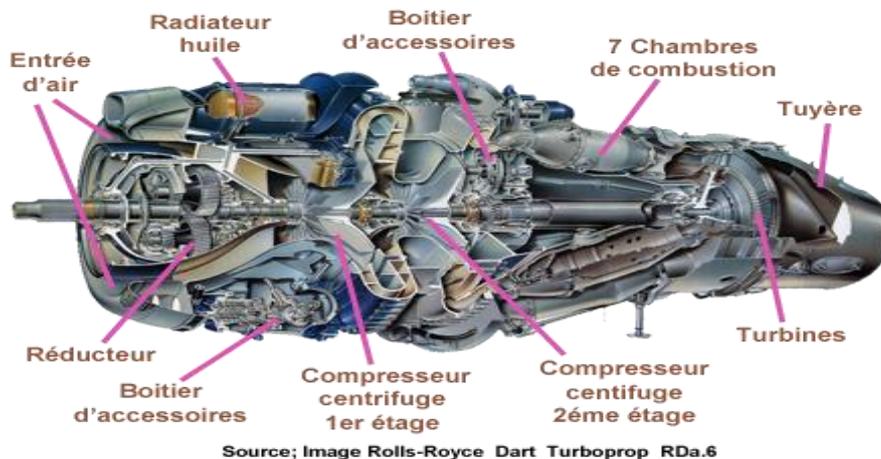


Figure 3.2 : le turboprop Roll-Royce Dart [9]

3.2.2 Turbopropulseurs à turbine libre

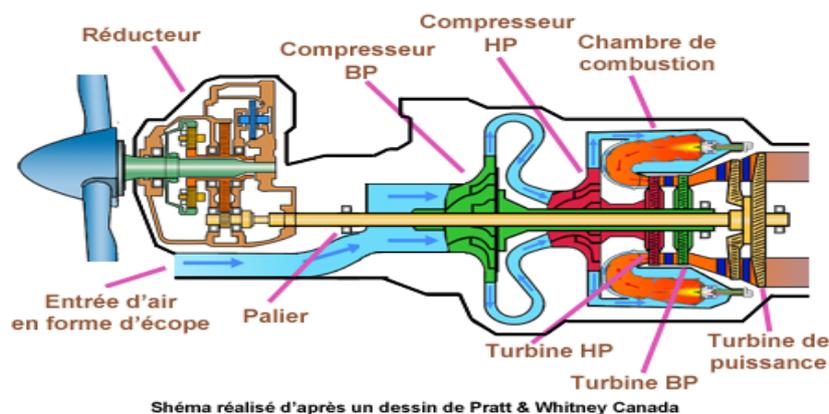
De construction plus complexe, le turbopropulseur à turbine libre comprend généralement trois modules:

- La turbine à gaz constituée d'un ou plusieurs compresseurs et d'une ou plusieurs turbines à un ou plusieurs étages.
- D'une turbine appelée turbine de puissance à un ou plusieurs étages qui entraîne un axe.
- Puis d'un réducteur placé entre l'axe de la turbine de puissance et l'arbre de l'hélice.

Chapitre 3 [Description et fonctionnement du turbopropulseur]

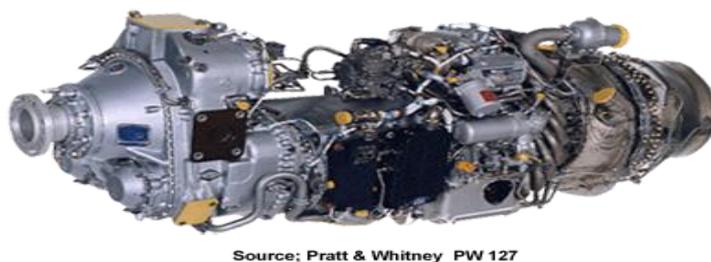
L'axe reliant la turbine de puissance au réducteur passe à l'intérieur de l'axe de liaison de l'attelage compresseur/turbine haute pression et de l'attelage compresseur/turbine basse pression s'il existe.

Le schéma ci-dessous représente un turbopropulseur avec un attelage compresseur/turbine basse pression, un attelage compresseur/turbine haute pression, une chambre de combustion inversée et une turbine de puissance à deux étages qui entraîne un réducteur décalé.



Shéma réalisé d'après un dessin de Pratt & Whitney Canada
Figure 3.3 : Turbopropulseurs à turbine libre[9]

Les moteurs de la famille PW 100/150 de Pratt & Whitney qui équipent les ATR 42 et 72 sont conçus de cette façon. La vitesse de sortie du réducteur des PW 118 à PW 127 se situe entre **1 200 à 1 300 tours/min.**



Source: Pratt & Whitney PW 127
Figure 3.4 : Turbopropulseur PW127 . [9]

La majorité des turbopropulseurs actuels sont équipés de chambres de combustion inversées, ce principe permet de diminuer l'encombrement du moteur. Ci-dessous le schéma de principe de fonctionnement d'une chambre de combustion annulaire inversée type Turboméca.

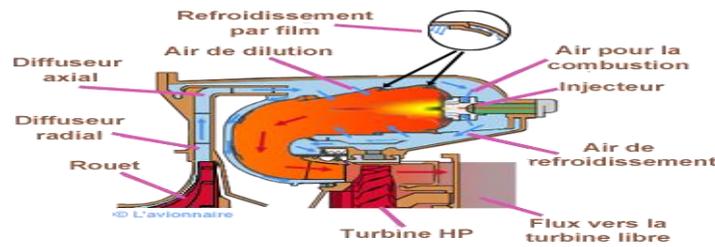


Figure 3.5 : dessous le schéma de principe de fonctionnement d'une chambre de combustion annulaire inversée type Turboméca. [9]

3.2.3 Turbopropulseurs à turbine libre inversée

Dans ce type de turbopropulseur l'axe de sortie se trouve à l'avant ce qui permet de réduire la longueur de l'arbre de l'hélice.

La chambre de combustion à flux inversé, entraîne la diminution de l'encombrement du moteur. Ci-dessous schéma du Pratt & Whitney PT6A avec son réducteur concentrique épicyclique.

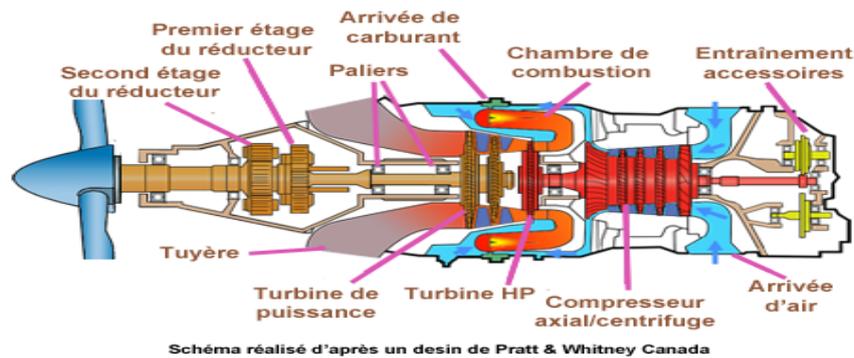


Figure 3.6 : Turbopropulseurs à turbine libre inversée[9]

Sur la photo ci-dessous du PT6A-27/34 on remarque la protection de l'entrée d'air. Cette protection est généralement une grille contre les corps étrangers pouvant résister à l'impact d'un oiseau. Des filtres de protection contre le sable peuvent aussi être installés.

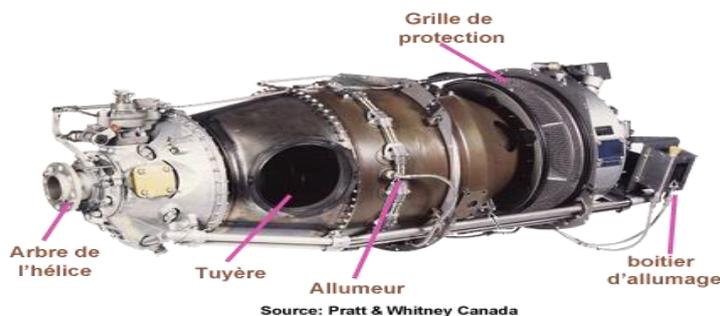


Figure 3.7 : PT6A-27/34 [9]

Chapitre 3 [Description et fonctionnement du turbopropulseur]

L'Europrop International TP400-D6 est un turbopropulseur développé par le consortium européen Europrop International, regroupant les motoristes MTU Aero Engines, Snecma, Rolls-Royce et Industria de Turbo Propulsores (ITP).

Le TP400-D6 est un turbopropulseur triple-corps équipé d'une hélice à huit pales Ratier, Il développe une puissance maximale de 11 600 ch (8 203 kW), Il équipe exclusivement l'avion de transport militaire polyvalent conçu par Airbus, l'Airbus A400M, qui est entré en service en 2013.

3.3 Principe de Fonctionnement

L'air pénètre par l'ouverture dans le moteur, il passe à travers les compresseurs et entre dans la chambre à combustion, à partir de là, le carburant est injecté ; ce mélange air/carburant est ensuite brûlé, ce qui provoque une augmentation de chaleur, la forte dilatation du produit augmente la pression et actionne la turbine. Cette turbine entraîne les compresseurs, ainsi que l'hélice, l'air entre plus vite dans la chambre et la turbine tourne de plus en plus vite, enfin les gaz d'échappements qui possèdent une énergie résiduelle non récupérée par les ailettes des turbines procure une poussée supplémentaire qui s'additionne à celle fournie par l'hélice.

3.4 Élément composant un turbopropulseur [10]

Le turbopropulseur est constitué des mêmes composants que le turboréacteur avec certains organes supplémentaires.

Ce moteur possède donc :

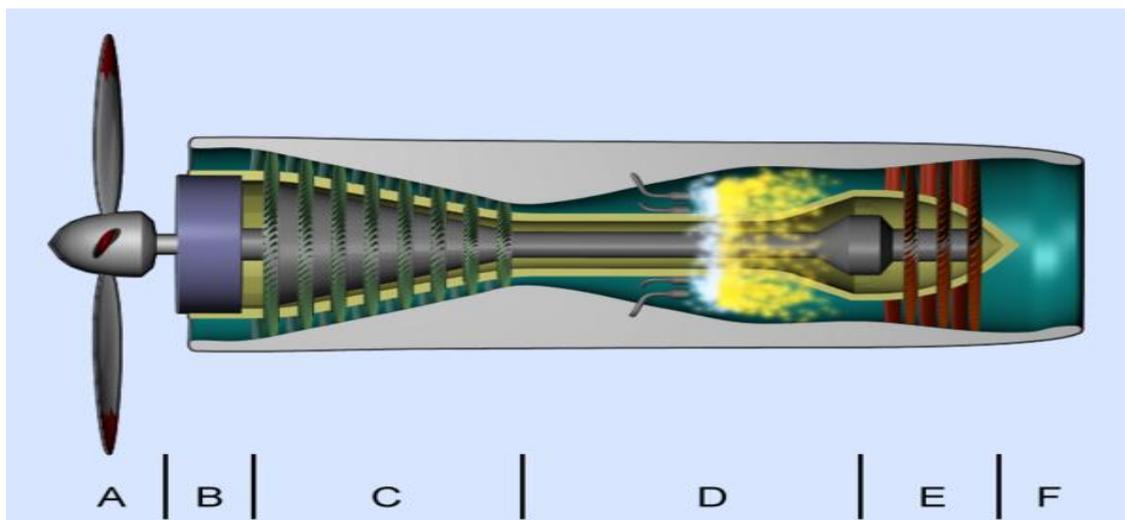


Figure 3.8 : Coupe longitudinale d'un turbopropulseur [10]

Une hélice (A) : Une hélice se compose de deux ou plusieurs pales réunies sur une partie centrale ou moyeu. Chaque pale se comporte comme une aile d'avion.

On appelle bord d'attaque le bord de pale attaquant l'air et bord de fuite le bord opposé.

Le diamètre de l'hélice est celui du cercle décrit par l'extrémité des pales.

L'hélice peut être entraînée directement par le moteur et, dans ce cas, elle est fixée sur un axe solidaire de l'extrémité du vilebrequin. Elle peut être aussi entraînée par l'intermédiaire d'un réducteur et tourne alors à une vitesse inférieure à celle du vilebrequin.

Chaque section de pale de l'hélice est soumise à deux mouvements simultanés : un mouvement de rotation et un mouvement de translation perpendiculaire au précédent.

Si le rendement d'une hélice est proportionnel à la vitesse de rotation et à son diamètre, le rendement moyen ne dépasse guère 0,73 avec des hélices courantes. Il peut atteindre 0,78 à 0,80 pour des hélices bien adaptées.

- **Régulateur et frein hélice :**

Le régulateur de survitesse permet de protéger l'hélice contre les survitesses, en cas de panne ou de mauvais fonctionnement du régulateur **PVM**. Il est réglé pour limiter la vitesse d'hélice à 102% NP (vitesse hélice).

Le frein hélice est une unité hydromécanique installée sur le **RGB** du moteur droit qui permet l'immobilisation de l'hélice et de la turbine libre. Dès lors, la propulsion est assurée par l'utilisation du générateur de gaz. Ce fonctionnement particulier appelé « hôtel mode » fournit à l'aéronef au sol une puissance de servitude pour le conditionnement d'air ainsi que la génération électrique continue et alternative.

Chapitre 3 [Description et fonctionnement du turbopropulseur]

Un réducteur (B) : étant donné que la vitesse de rotation (vitesse angulaire) de la turbine est trop rapide pour alimenter l'hélice, il faut donc un réducteur pour diminuer cette vitesse.

Une entrée d'air (B) : ce conduit permet de convertir l'énergie cinétique de l'air en énergie de pression. Quand l'avion avance, l'air pénètre dans l'ouverture, ce qui apporte la quantité d'air requise au compresseur. Cependant la forme de ce conduit est importante, car il faut que l'air qui entre soit réparti uniformément dans le compresseur, de façon à éviter les turbulences. Il faut aussi étudier sa conception pour que l'entrée ne soit pas à l'origine d'une force de traînée.

Plusieurs compresseurs (C) : ils fournissent la quantité d'air maximale qui peut être chauffée dans l'espace de la chambre à combustion. Chaque compresseur est constitué de la même façon. Il est composé de disques mobiles avec des aubes appelées ROTOR, et de disques d'aubes fixes appelées STATOR. En tournant, les aubes du rotor aspirent l'air amené par le conduit, le flux ainsi créé est stabilisé à l'aide des aubes du stator. Les fonctions des compresseurs sont nombreuses, ils permettent le refroidissement des parties les plus chaudes du moteur, l'alimentation en carburant de la chambre à combustion, la pressurisation de joints d'étanchéité..... Comme dit précédemment, le moteur a divers compresseurs : un compresseur basse pression dont le rotor est de grande taille mais tourne lentement, un compresseur haute pression dont le rotor est de petite taille mais tourne à grande vitesse, un compresseur moyenne pression avec un rotor de taille et de vitesse intermédiaire.

Une chambre à combustion (D) : elle permet de transformer l'énergie chimique du carburant en énergie calorifique. Lorsque l'air comprimé arrive dans la chambre à combustion, le carburant est injecté. La quantité de carburant ajoutée dépend de la quantité d'air qui arrive dans la chambre. Le mélange air/carburant s'enflamme, la chaleur créée produit une forte dilatation du mélange, ce qui aboutit à une grande force de poussée.

Une turbine (E) : elle permet de transformer l'énergie cinétique et thermique en énergie mécanique. La turbine est reliée aux compresseurs par un axe central, ainsi lorsque la turbine commence à tourner, grâce au mécanisme des gaz d'échappements qui frappent ses ailettes, les compresseurs tournent aussi.

Une tuyère (F) : elle convertit la pression des gaz en énergie cinétique. La forme doit être telle que la pression du gaz qui sort soit la plus faible possible. C'est pourquoi le tuyau doit être assez petit pour que la vitesse du gaz soit élevée.

3.5 Etude thermodynamique [11]

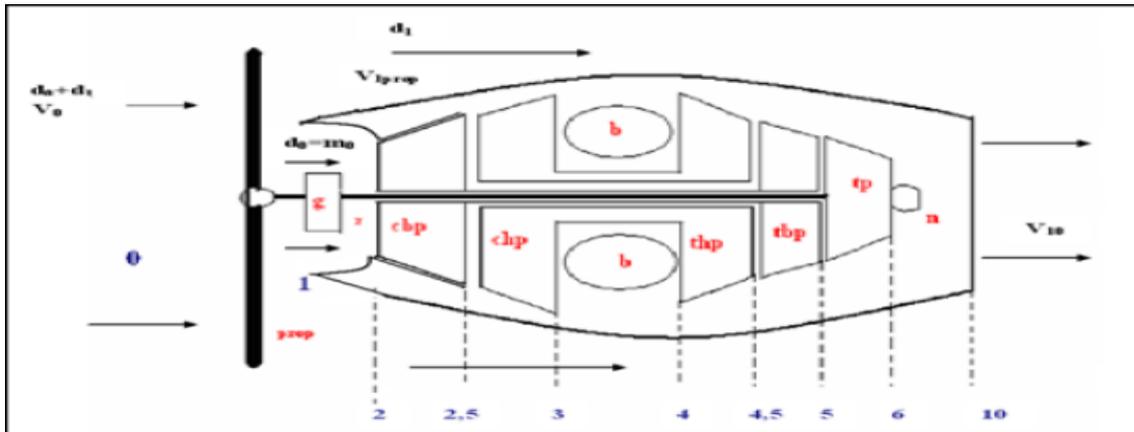


Figure 3.9: turbopulseur à turbine libre.

➤ Entrée d'air :

- Rapport de température :

$$\tau_R = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_0^2 \quad (3.1)$$

- Rapport de pression :

$$\pi_r = \tau_r^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (3.2)$$

- Rapport de pression au diffuseur :

$$\pi_d = \pi_{d \max} \cdot \eta_r \quad (3.3)$$

➤ Compresseur basse pression (BP) :

- Rapport de pression :

$$\pi_{cbp} = \left(\frac{\pi \cdot R_1 \cdot N_1}{30} \right) \cdot \left(\frac{\eta_{cbp} \cdot \mu}{C_{P_c} (T_{t2})} \right) + 1 \quad (3.4)$$

- Rapport de température :

$$\tau_{cbp} = \pi_{cbp}^{\left(\frac{\gamma_c - 1}{\eta_p \gamma_c} \right)} \quad (3.5)$$

➤ Compresseur haute pression (HP) :

- Rapport de pression :

$$\pi_{chp} = \left(\frac{\mu R_2 N_2}{30} \right)^2 \cdot \left(\frac{\mu \cdot \eta_{chp}}{c_p T_{t2} \tau_r} \right) + 1 \quad (3.6)$$

- Rapport de température :

$$\tau_{chp} = \pi_{chp}^{\left(\frac{\gamma_c - 1}{\eta_p \gamma_c} \right)} \quad (3.7)$$

➤ Chambre de combustion :

- Rapport de température :

$$\tau_b = \frac{C_{P_b}}{C_{P_a}} \cdot \frac{T_{t4}}{T_0 \tau_r \tau_d \tau_b \tau_{chp} \tau_{cbp}} \quad (3.8)$$

- Rapport de pression :

$$\pi_b = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} \quad (3.9)$$

- Dosage :

$$f = \frac{\left(\tau_b - \frac{C_{P_a}}{C_{P_b}} \right) \tau_b}{(\eta_{CI} P_{CI}) / (C_{P_b} T_{t4}) - 1} \quad (3.10)$$

➤ Turbine haute pression (HP) :

- Rapport de température :

$$\tau_{thp} = 1 - \frac{\tau_r \tau_{cbp} \cdot (\tau_{chp} - 1)}{(1+f) \cdot \tau_\lambda \cdot \eta_{ml}} \quad (3.11)$$

- Rapport de pression :

$$\pi_{thp} = \tau_{thp}^{\left(\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1) \cdot \eta_p} \right)} \quad (3.12)$$

- Turbine basse pression (BP) :
- Rapport de température :

$$\tau_{tbp} = 1 - \frac{\tau_r \cdot \tau_d \cdot (\tau_{cbp} - 1)}{(1+f) \cdot \tau_\lambda \eta_{ml}} \quad (3.13)$$

- Rapport de pression :

$$\pi_{thp} = \tau_{thp}^{\left(\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1) \eta_p}\right)} \quad (3.14)$$

- Turbine libre :
- Chute d'enthalpie :

$$\Delta H = CP_{TP} \cdot T_{t5} \cdot \left(-\frac{P_0}{P_{t5}}\right)^{\frac{1-\gamma_{tp}}{\gamma_{tp}}} \quad (3.15)$$

- Fraction de chute d'enthalpie :

$$\alpha = 1 - \frac{V_0^2}{2\Delta h} \left(\frac{\eta_m}{\eta_{pr}^2 \eta_g^2 \eta_{tp}^2}\right) \quad (3.16)$$

- Rapport de température :

$$\tau_{tp} = 1 - \frac{\eta_{tp} \cdot a \cdot \Delta h}{CP_{tp} T_{t5}} \quad (3.17)$$

- Rapport de pression :

$$\pi_{tp} = \left[\frac{\tau_{tp} - 1}{\eta_{tp}} + 1 \right]^{\frac{\gamma_{tp}}{\gamma_{tp} - 1}} \quad (3.18)$$

- Tuyère :
- Rapport de pression :

$$\pi_n = \frac{P_{t10}}{P_{t6}} \quad (3.19)$$

- Rapport de température :

$$\tau_n = \pi_n^{\left(\frac{\gamma_{tp} - 1}{\eta_p \gamma_{tp}} \right)} \quad (3.20)$$

- Vitesse a la sortie de la tuyère :

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot c_{ptp} \cdot T_{t6} \eta_N \cdot \left(\frac{P_0}{P_{t6}} \right)^{\frac{\eta_N - 1}{\eta_N}}} \quad (3.21)$$

3.6 Les Performances du moteur

a. - Poussée spécifique

$$T_S = \beta \cdot (V_{1p} - V_0) + (1 + f) \cdot V_{10} - V_0 \quad (2.22)$$

$$V_{1p} = \frac{\sqrt{2 \cdot P_e}}{2} + V_0^2 \quad (3.23)$$

$$P_{e=m_a} \cdot (1 + f) \cdot r_g \cdot \Delta h \quad (3.24)$$

$$\beta = \frac{D}{m_a} \quad (3.25)$$

b. - Puissance spécifique équivalent

$$P_{eq} = P_e + \frac{T_N}{8.5} \quad (3.26)$$

$$P_{uiseq} = \frac{\beta \cdot (V_{1p} - V_0) + (1+f) \cdot V_{10} - V_0 \cdot (V_{1p} + V_0)}{2} \quad (3.27)$$

c. Consommation spécifique

$$C_{SPE} = \frac{f}{P_{uiseq}} \quad (3.28)$$

d. Rendement propulsif

$$\eta_{pr} = \frac{\eta_{prop} \cdot P_{uiseq}}{P_{uiseq} + \frac{1}{2} \cdot (1+f) \cdot V_{10}^2} \quad (3.29)$$

e. Rendement thermique

$$\eta_{th} = \frac{P_{uiseq} + \frac{1}{2} \cdot (1+f) \cdot V_{10}^2}{f \cdot h_{pr}} \quad (3.30)$$

f. Rendement global

$$\eta_{gl} = \eta_{th} \cdot \eta_{pr} \quad (3.31)$$

4 Chapitre 4 : Interprétation des résultats

4.1 Introduction

Le présent chapitre a pour objet d'étudier le comportement du turboréacteur et

Du turbopropulseur au point fixe (altitude de croisière).

On va déterminer les propriétés thermodynamiques (pression totale et la température totale) en chaque station et les performances et cela pour les deux moteurs (turboréacteur double flux double corps et le turbopropulseur double corps).

Une étude paramétrique est ensuite menée pour déterminer l'influence de certains paramètres sur les performances des deux moteurs.

Dans l'étude paramétrique on a fait varier les paramètres suivants :

- Le nombre de mach de vol
- Le rapport de pression du compresseur
- La température maximale du cycle

Les performances évaluées pour les deux moteurs sont :

- La poussée spécifique
- La consommation spécifique
- La poussée totale
- Le rendement thermique
- Le rendement propulsif.
- Le rendement global.

4.2 Logiciel Gasturb13

Ce programme permet en plus de tracer les cycles thermodynamiques sur les différents diagrammes populaires (T-s, h-s et p-v), d'étudier les performances des éléments tournants de la machine, notamment le compresseur et la turbine.

GASTURB permet d'étudier les performances des éléments tournants (compresseurs, soufflantes, turbines) des moteurs à réaction en vol à partir d'une conception au point fixe.

4.3 Etude des paramètres du turboréacteur double corps et double flux au point fixe

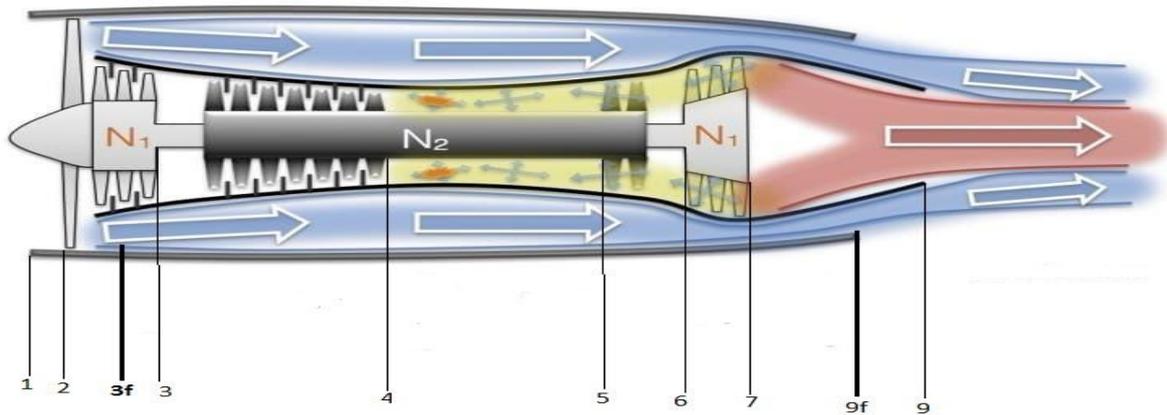


Figure 4.1: Coupe longitudinale d'un turboréacteur double corps double flux (Turbofan)[12]

Le logiciel de calcul EES (Engineering Equation Solver) est utilisé pour déterminer les propriétés thermodynamiques et les performances du Turbofan.

Les résultats obtenus sont regroupés dans le tableau suivant :

| les stations | ¹ $P_{t,i}$ (kPa) | ² $T_{t,i}$ (k) | ³ $P_{tf,i}$ (kPa) | ⁴ $T_{tf,i}$ (k) |
|--------------|------------------------------------|----------------------------------|-------------------------------------|-----------------------------------|
| [0] | 34,5 | 244,4 | | |
| [1] | 34,5 | 244,4 | | |
| [2] | 33,46 | 244,4 | | |
| [3] | 83,66 | 328 | 83,66 | 328 |
| [4] | 382,4 | 531,3 | | |
| [5] | 371 | 1450 | | |
| [6] | 207,1 | 1286 | | |
| [7] | 68,67 | 1020 | | |
| [8] | | | | |
| [9] | 67,3 | 1020 | 81,99 | 328 |

4.3.1 L'étude paramétrique de turboréacteur double flux double corps

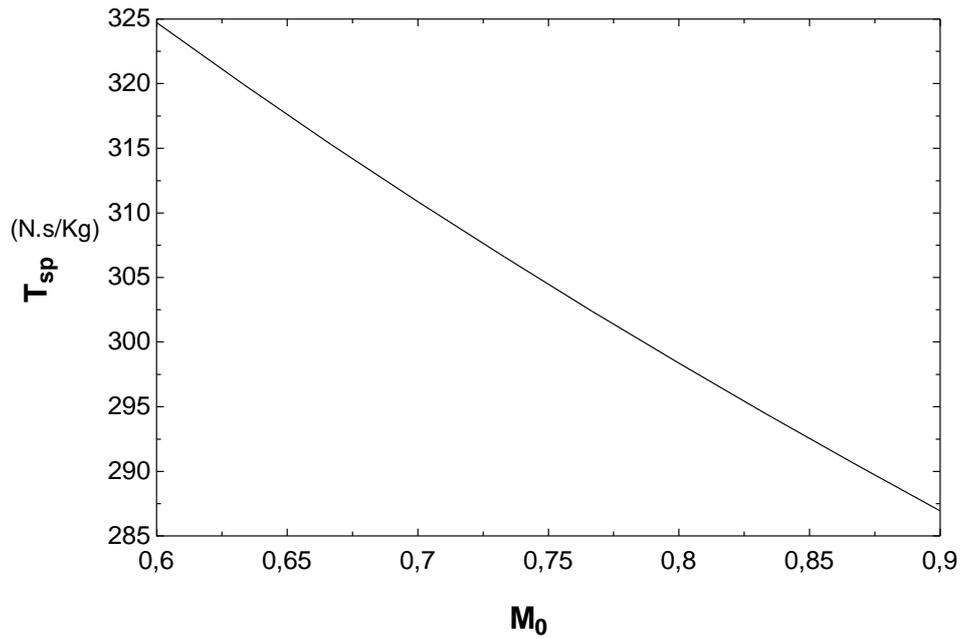


Figure 4.2: Evolution de la poussée spécifique en fonction du nombre de Mach

La poussée spécifique diminue en fonction du nombre de Mach, en raison de, l'augmentation de la vitesse du vol et la constance du dosage.

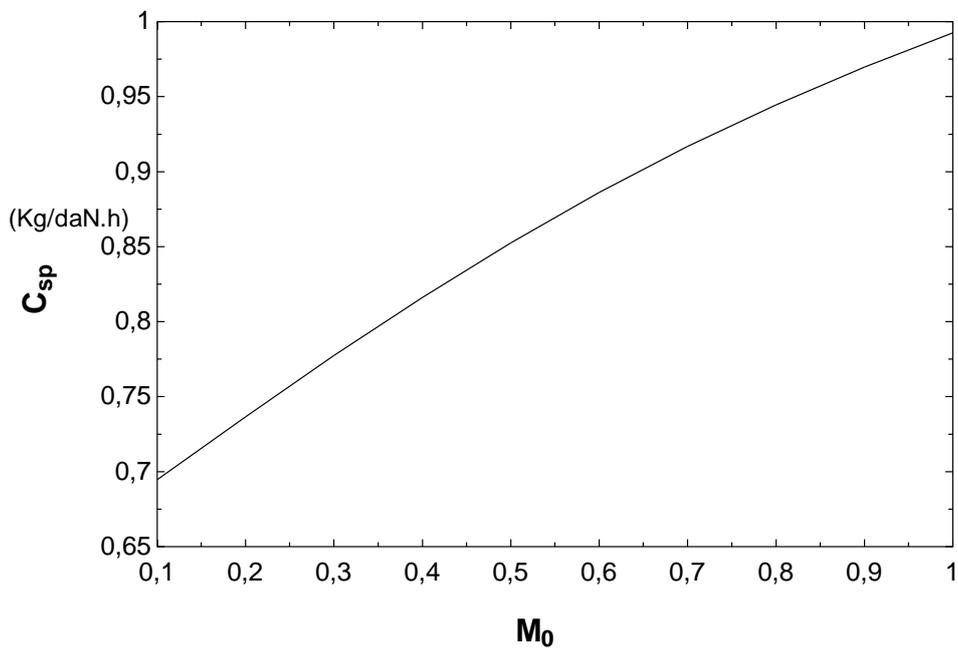


Figure 4.3 : Evolution de consommation spécifique, en fonction du nombre de Mach.

La consommation spécifique augmente en fonction du nombre de Mach à cause de la diminution de la poussée spécifique et la constance du dosage.

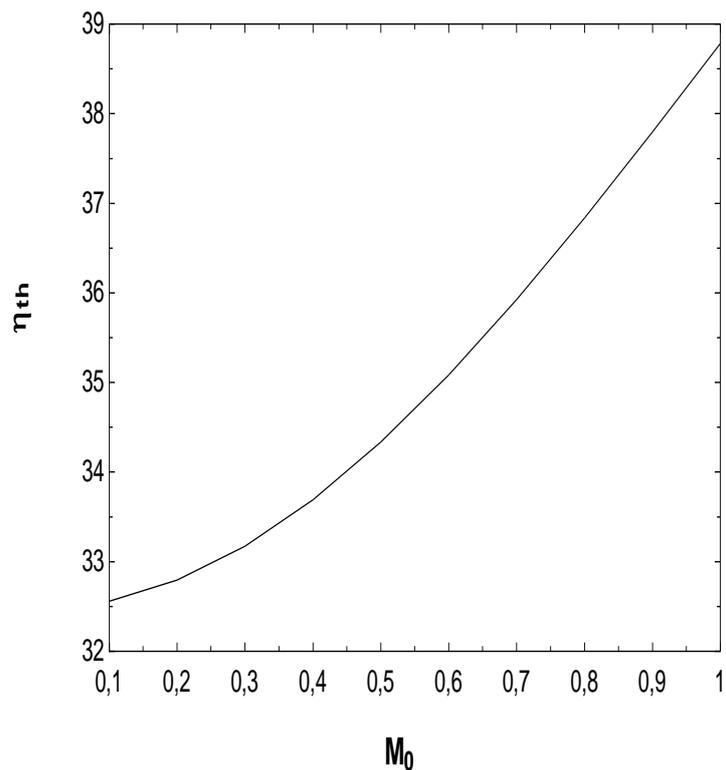


Figure 4.4 : Evolution du rendement thermique, en fonction du nombre de mach

Le rendement thermique augmente à cause de l'augmentation de la puissance thermique et la diminution de la puissance calorifique ($\eta_{th} = \frac{P_{th}}{P_{cal}}$)

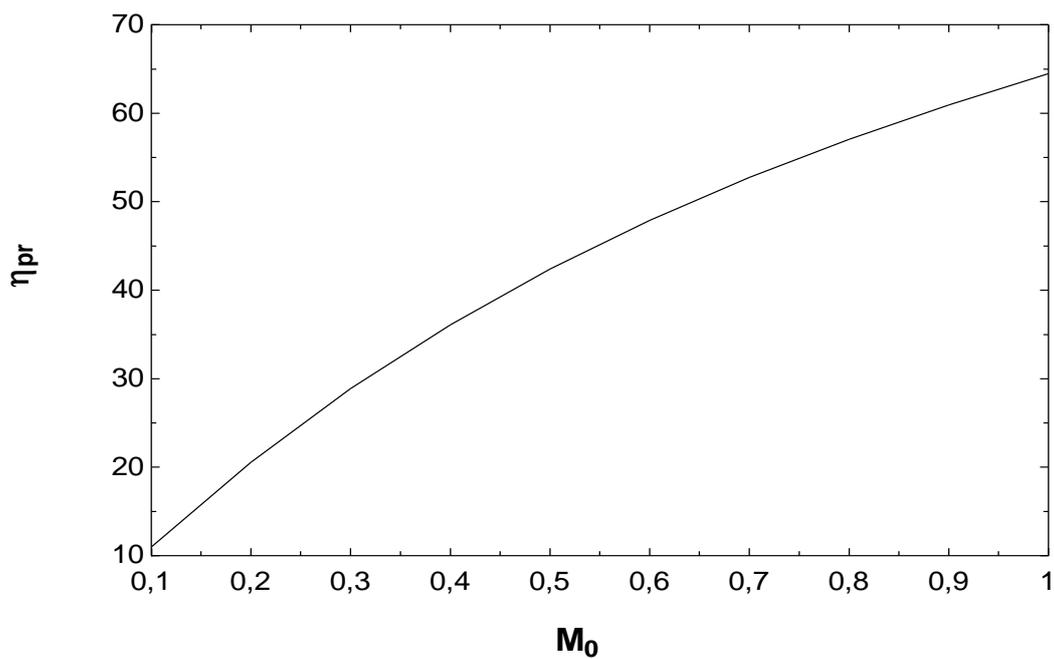


Figure 4.5 : Evolution du rendement propulsif, en fonction du nombre de mach

Le rendement propulsif augmente à cause de l'augmentation de la puissance propulsif .
L'augmentation de la puissance propulsif est plus importante que celle de la puissance thermique ($\eta_{pr} = \frac{P_{pr}}{P_{th}}$).

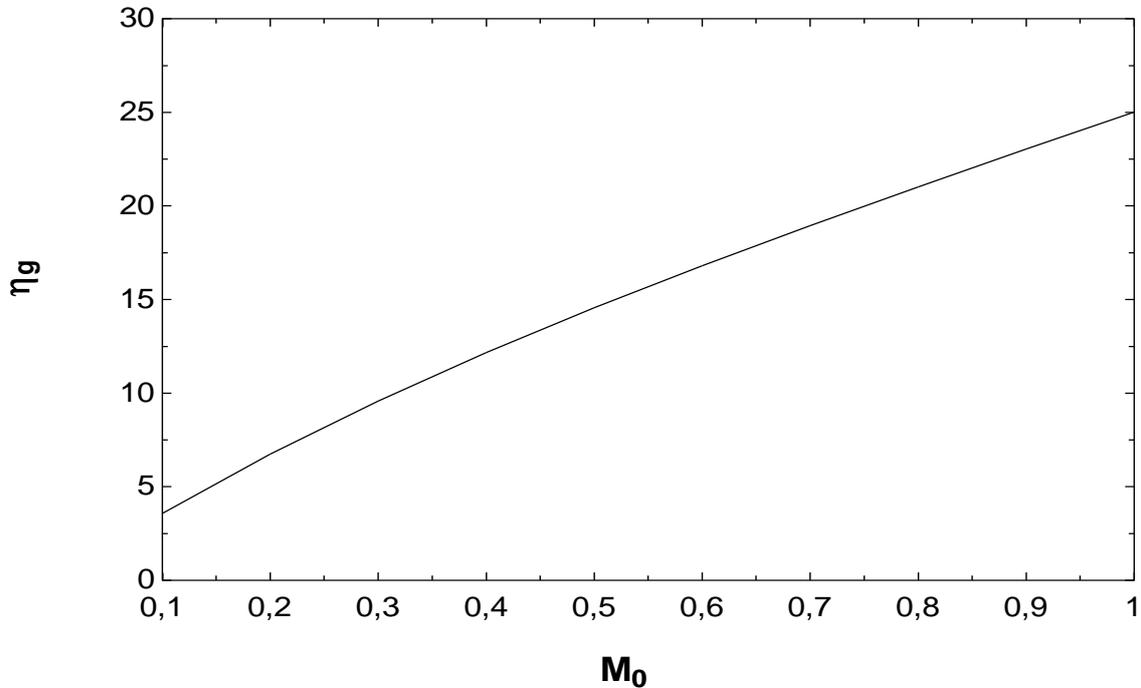


Figure 4.6 : évolution de rendement global par rapport au nombre de mach

Le rendement global augmente à cause de l'augmentation de la puissance propulsive et la diminution insignifiante de puissance calorifique ($\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}}$).

- **Note :** les rendements sont multipliés par 100 (x100)

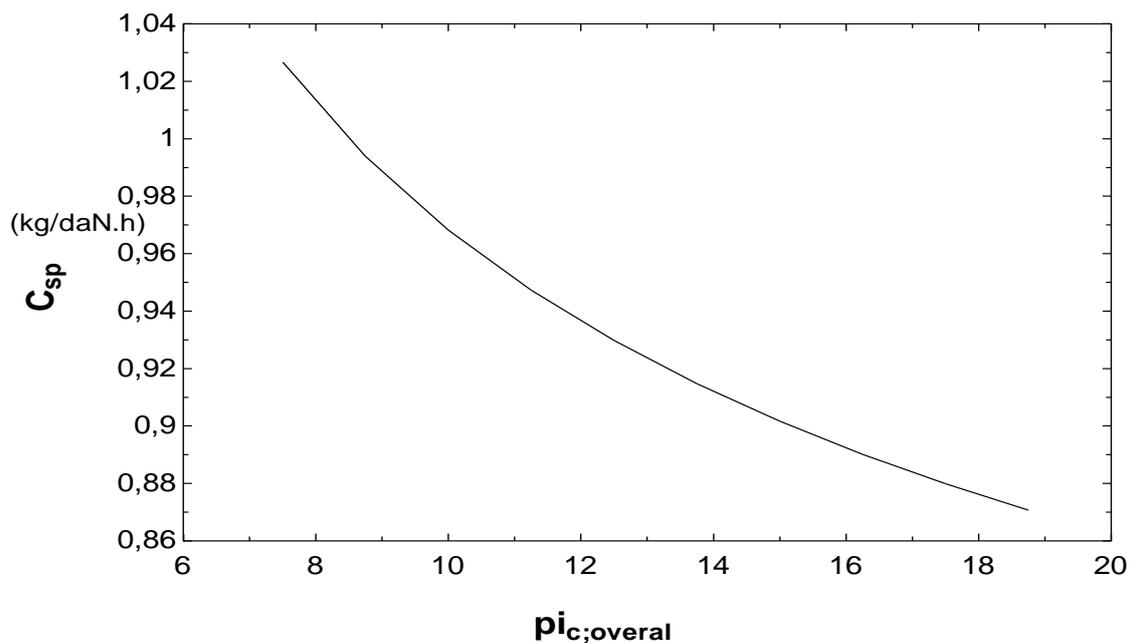


Figure 40.7 : Evolution de la consommation spécifique, en fonction du taux de compression.

La consommation spécifique diminue par rapport au taux de compression à cause de l'augmentation de la poussée spécifique et la constance du dosage.

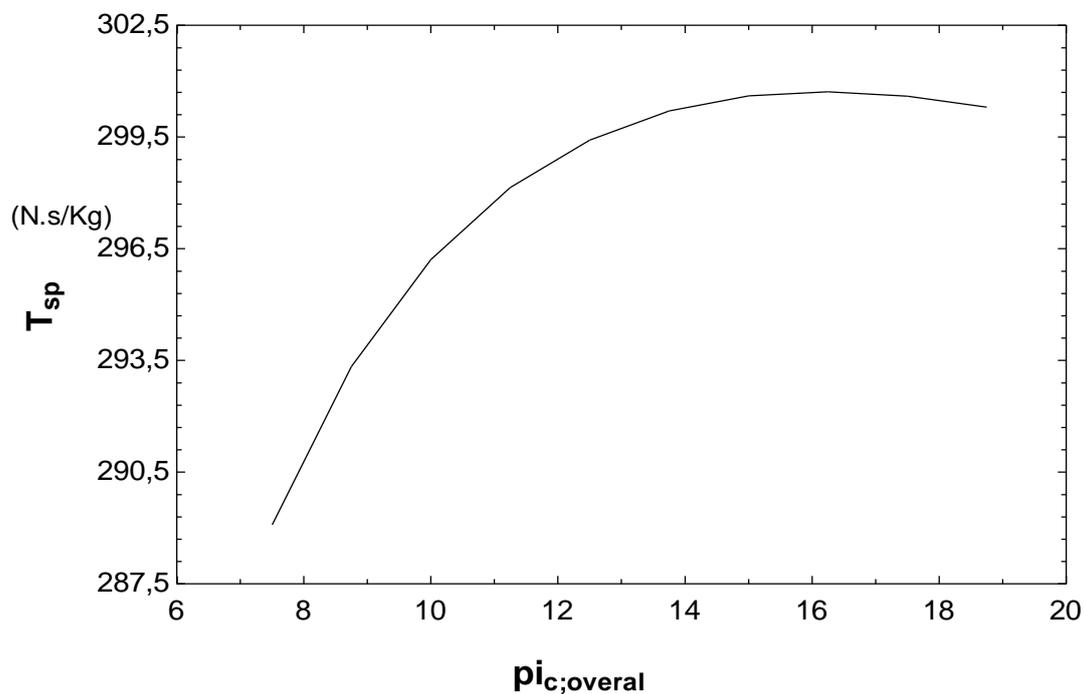


Figure 4.8: Evolution de la poussée spécifique, en fonction du taux de compression

La poussée spécifique augmente en fonction du taux de compression à cause de l'augmentation de la vitesse d'éjection (V_9) et la constance du dosage.

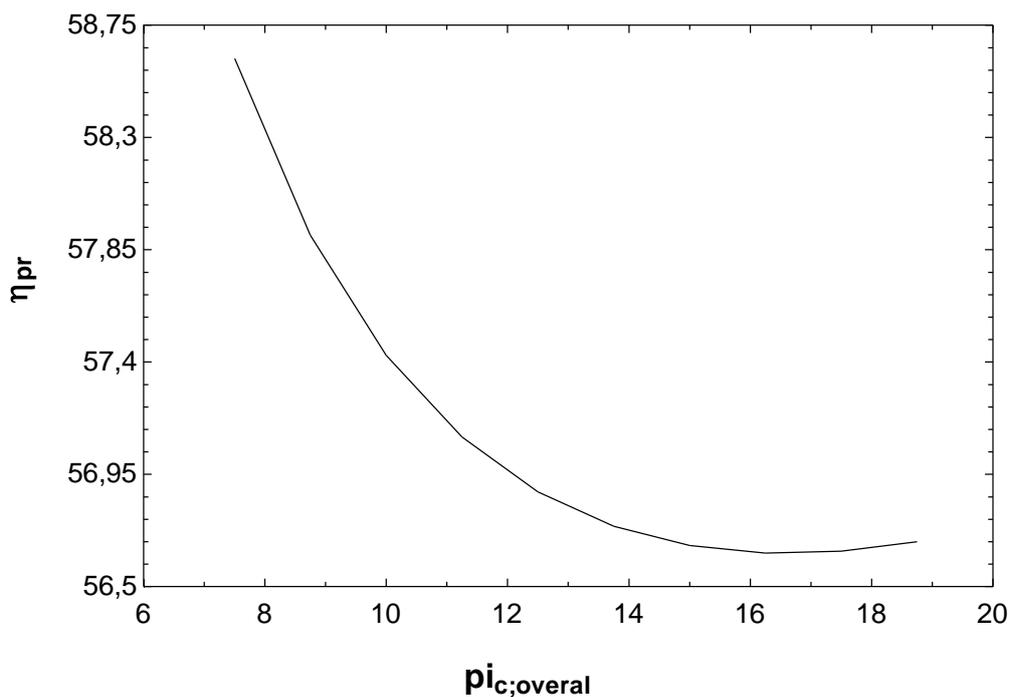


Figure 4.9 : Evolution de rendement propulsif en fonction du taux de compression

Le rendement propulsif démunie en fonction du taux de compression à cause de l'augmentation importante de la puissance thermique et l'augmentation insignifiante de la puissance propulsif ($\eta_{pr} = \frac{P_{pr}}{P_{th}}$).

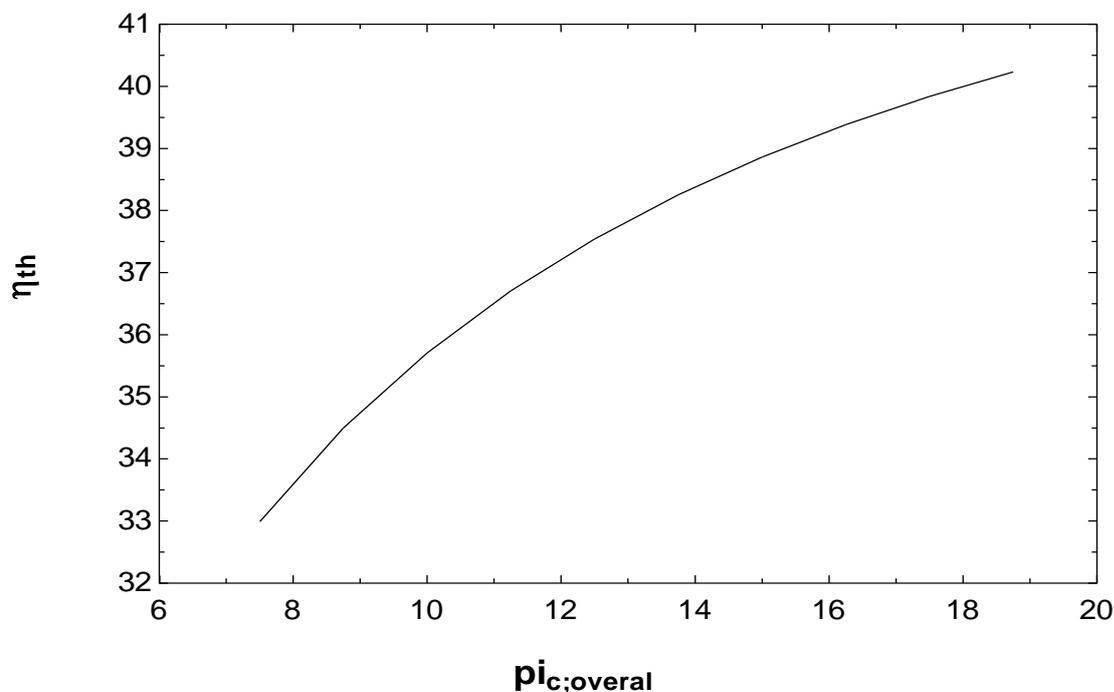


Figure 4.10: Evolution de rendement thermique en fonction du taux de compression.

Chapitre 4 [interprétation des résultats]

Le rendement thermique augmente par rapport au taux de compression à cause de l'augmentation de la puissance thermique et diminution de la puissance calorifique ($\eta_{th} = \frac{P_{th}}{P_{cal}}$).

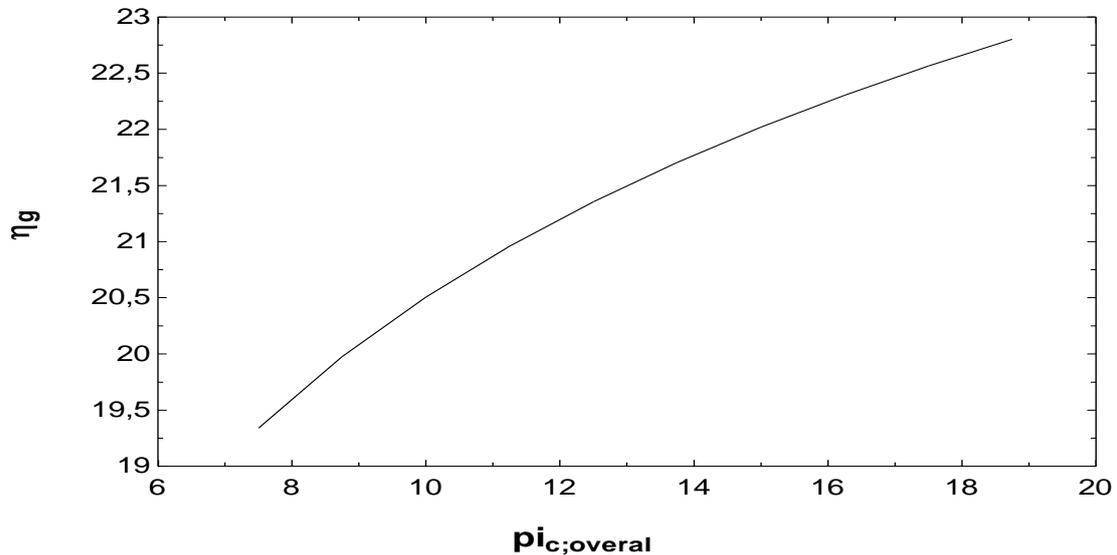


Figure 4.11: Evolution de rendement global en fonction du taux de compression

- **Note :** les rendements sont multipliés par 100 (x100)

Le rendement global augmente en fonction du taux de compression à cause de l'augmentation de la puissance propulsif et la diminution de la puissance calorifique ($\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}}$).

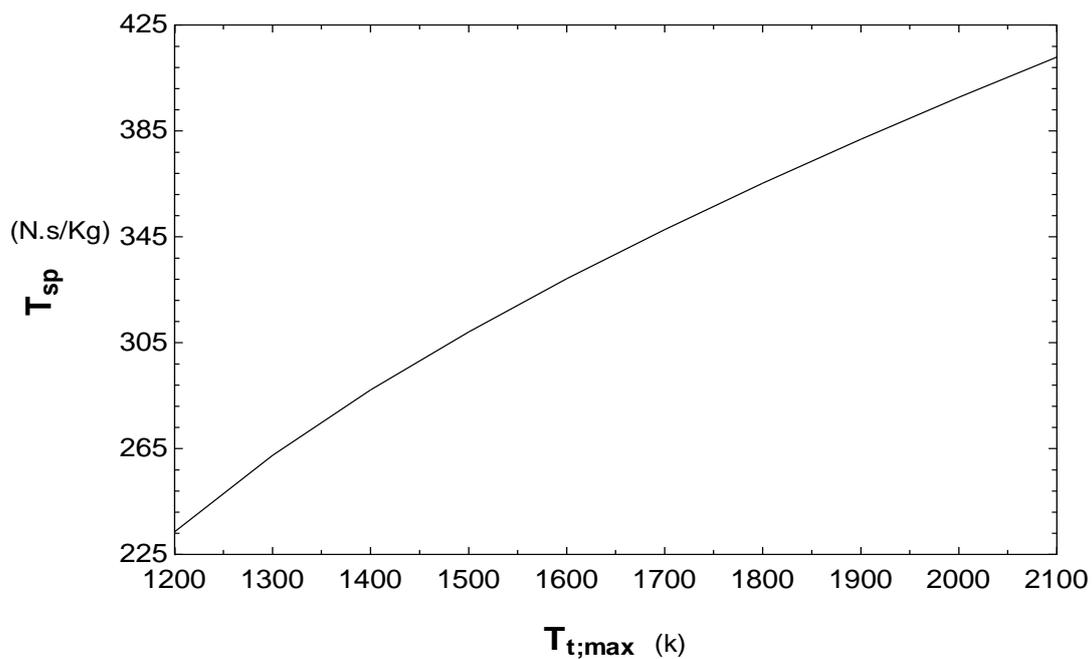


Figure 4.12 : Evolution de la poussée spécifique, en fonction du la température maximale

Chapitre 4 [interprétation des résultats]

La poussée spécifique augmente en fonction de la température de combustion en raison de l'augmentation de la vitesse d'éjection (V_9) et l'augmentation du dosage.

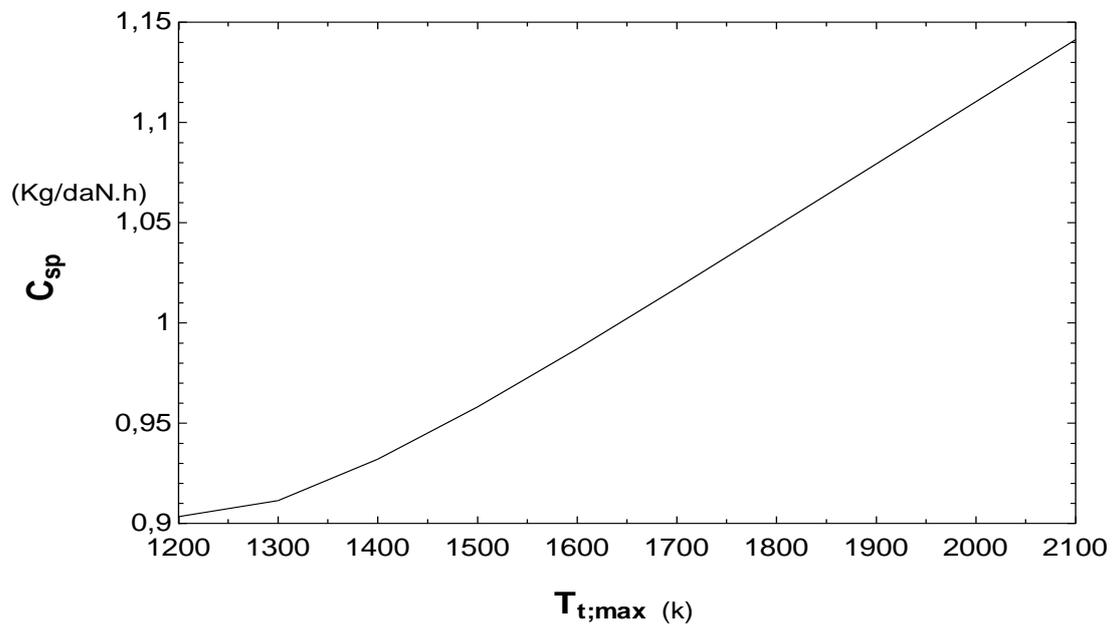


Figure 4.13: évolution de la consommation spécifique en fonction de la température maximale

La consommation spécifique augmente en fonction de la température maximale en raison de l'augmentation dosage.

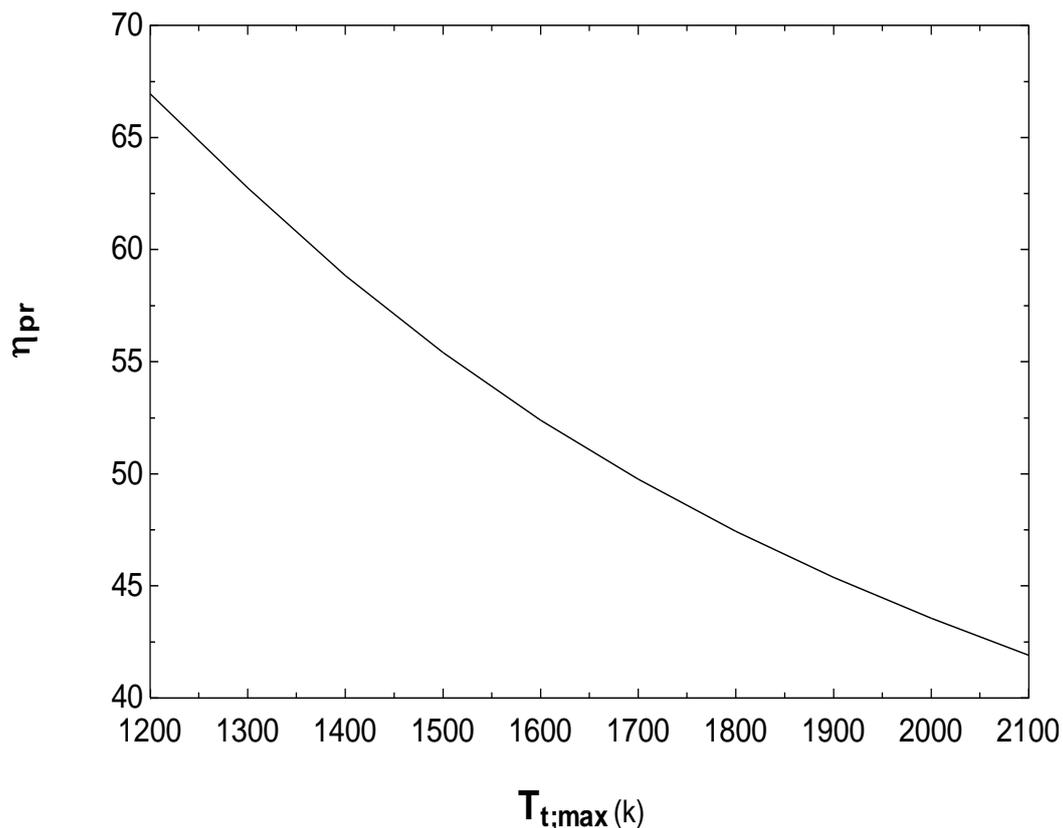


Figure 4.14: évolution de rendement propulsif en fonction de la température maximale

Le rendement propulsif diminue en fonction de la température de combustion à cause de l'augmentation de la puissance thermique.

l'augmentation de la puissance thermique est plus importante que celle de la puissance propulsif ($\eta_{pr} = \frac{P_{pr}}{P_{th}}$).

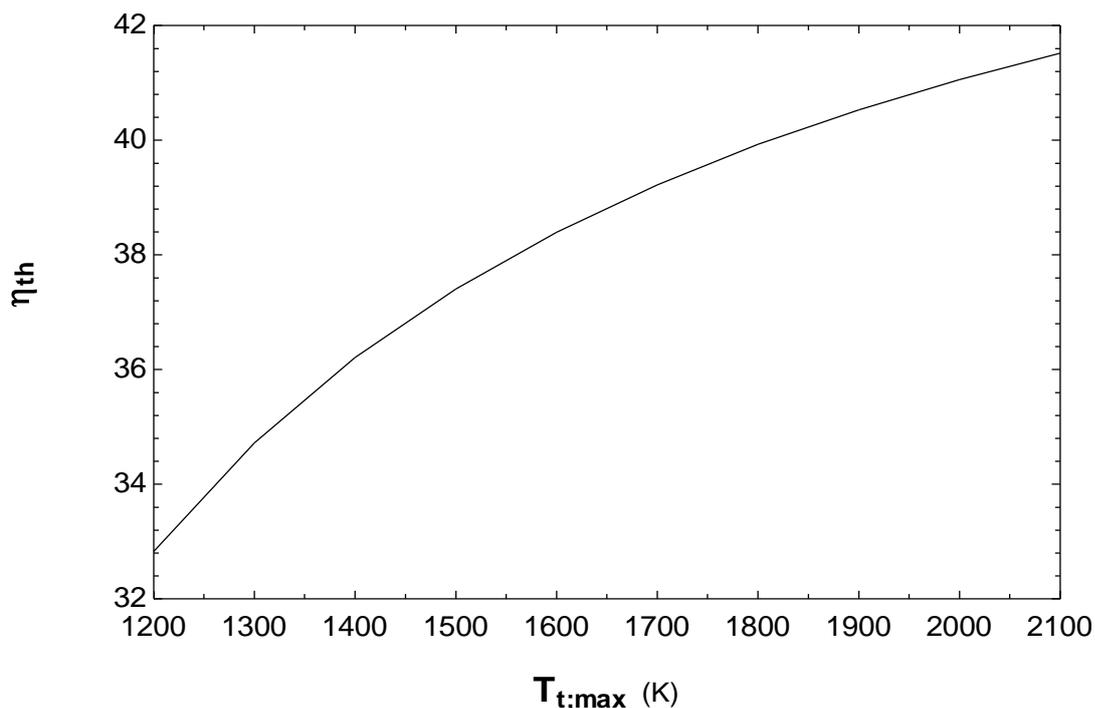


Figure 4.15: Evolution de rendement thermique en fonction du la température maximale

Rendement thermique augmente en fonction de la température de combustion en raison de l'augmentation importante de la puissance thermique.

l'augmentation de la puissance thermique est plus importante que celle de la puissance propulsif ($\eta_{th} = \frac{P_{th}}{P_{cal}}$).

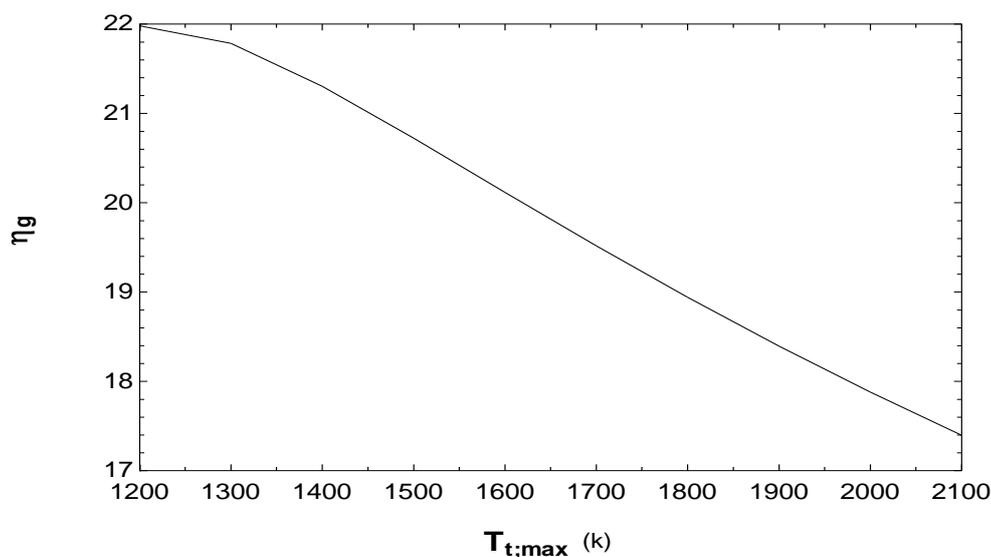


Figure 4.16: Evolution de rendement global en fonction du la température maximale

Le rendement global diminue en fonction de la température de combustion à cause de l'augmentation importante de la puissance calorifique.

l'augmentation de la puissance calorifique est plus importante que celle de la puissance propulsif ($\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}}$).

- **Note :** les rendements sont multipliés par 100 (x100)

4.4 Etude des paramètres du turbopropulseur double corps au point fixe et en vol:

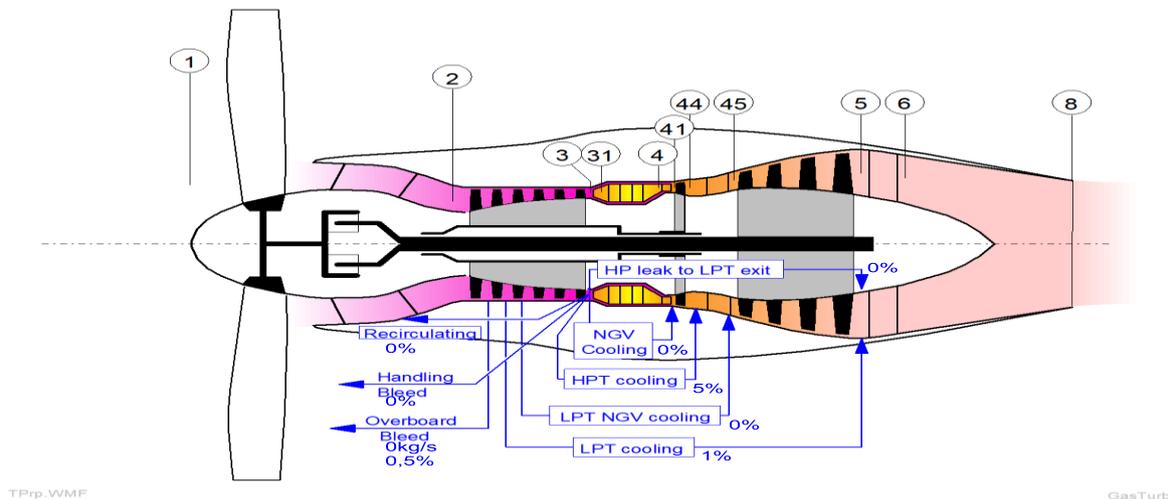


Figure 4.17 : coupe longitudinale d'un turbopropulseur double corps consiste les stations[GASURB 13]

Le logiciel de calcul GasTurb13 est utilisé pour déterminer les propriétés thermodynamiques et les performances du turbopropulseur double corps.

Les résultats obtenus sont regroupés dans le tableau suivant :

Chapitre 4 [interprétation des résultats]

| Station | W kg/s | T K | P kPa | WRstd kg/s |
|---------|-----------|---------|----------|---------------|
| amb | | 288,15 | 101,325 | |
| 1 | 3,465 | 288,15 | 101,325 | |
| 2 | 3,465 | 288,15 | 100,312 | 3,500 |
| 3 | 3,430 | 657,99 | 1304,053 | 0,403 |
| 31 | 3,240 | 657,99 | 1304,053 | |
| 4 | 3,314 | 1450,00 | 1264,931 | 0,595 |
| 41 | 3,314 | 1450,00 | 1264,931 | 0,595 |
| 43 | 3,314 | 1120,44 | 332,922 | |
| 44 | 3,487 | 1099,22 | 332,922 | |
| 45 | 3,487 | 1099,22 | 324,599 | 2,126 |
| 49 | 3,487 | 865,76 | 106,495 | |
| 5 | 3,521 | 862,51 | 106,495 | 5,797 |
| 6 | 3,521 | 862,51 | 104,365 | |
| 8 | 3,521 | 862,51 | 104,365 | 5,915 |
| Bleed | 0,017 | 657,99 | 1304,046 | |

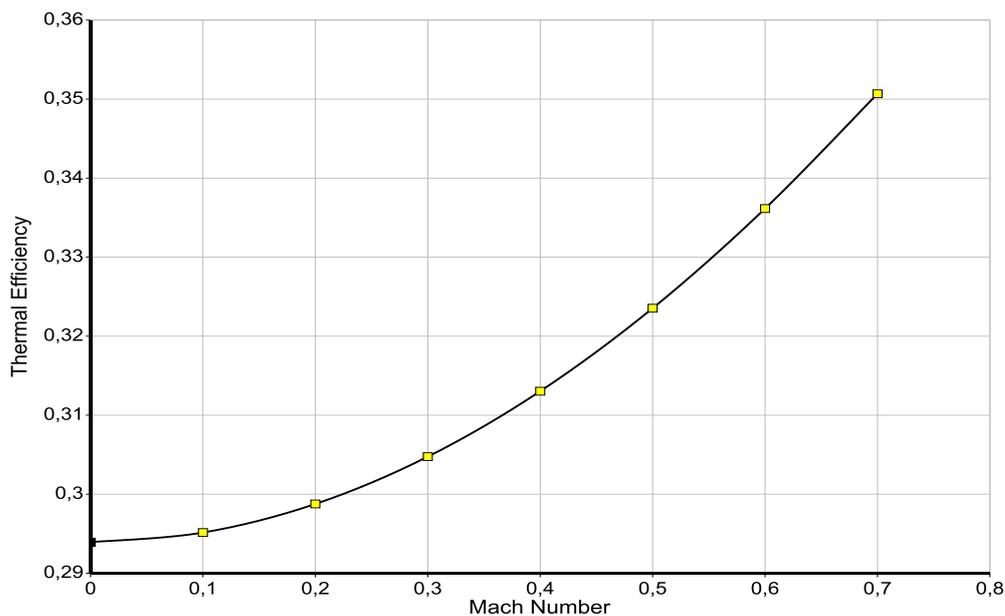
Propeller Thrust kN = 19,50
 Total Thrust kN = 19,93

- Les rendements :

| Efficiencies: | isent | polytr | RNI | P/P |
|---------------|--------|--------|-------|--------|
| Compressor | 0,8200 | 0,8705 | 0,990 | 13,000 |
| Burner | 0,9990 | | | 0,970 |
| HP Turbine | 0,8500 | 0,8285 | 1,888 | 3,799 |
| LP Turbine | 0,8900 | 0,8755 | 0,666 | 3,048 |

4.4.1 L'étude paramétrique de turbopropulseur double corps :

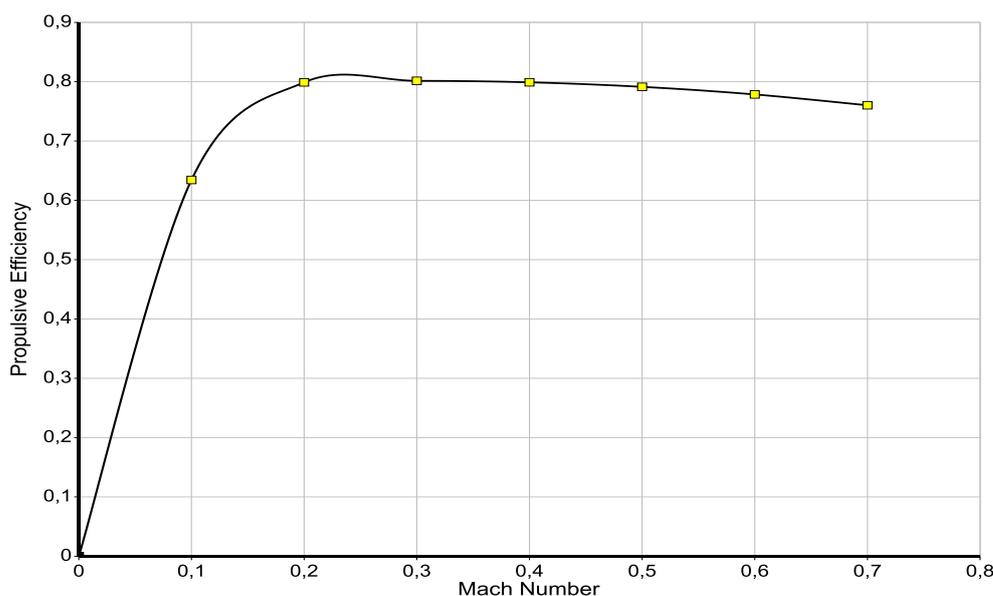
Mach Number = 0 ... 0,7



21/07/2019

GasTurb 13

Mach Number = 0 ... 0,7



21/07/2019

GasTurb 13

Figure 4.18: Evolution des rendements propulsif et thermique en fonction du nombre de mach

Le rendement thermique augmente en fonction du nombre de mach en raison de diminution du dosage et l'augmentation de la vitesse d'échappement. Le rendement propulsif augmente jusqu'à un point optimal après il diminue par rapport en nombre de mach.

Chapitre 4 [interprétation des résultats]

Et on a le rendement global = rendement propulsif * rendement thermique .alors on a le rendement global augment jusque 0,26 au nombre de mach égale 0,9.
Cette augmentation s'explique par l'augmentation de puissance équivalente.

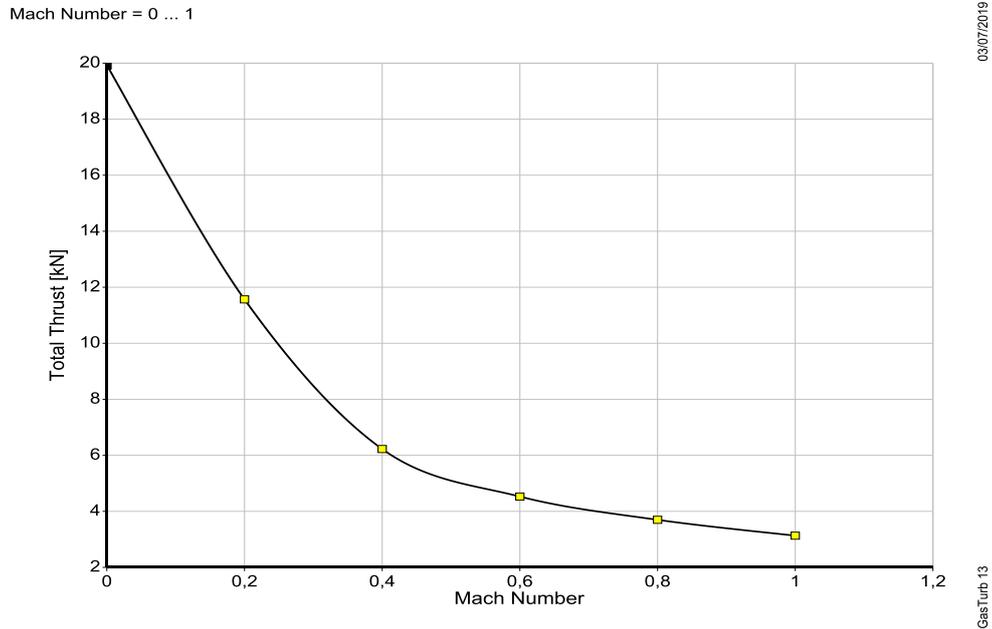
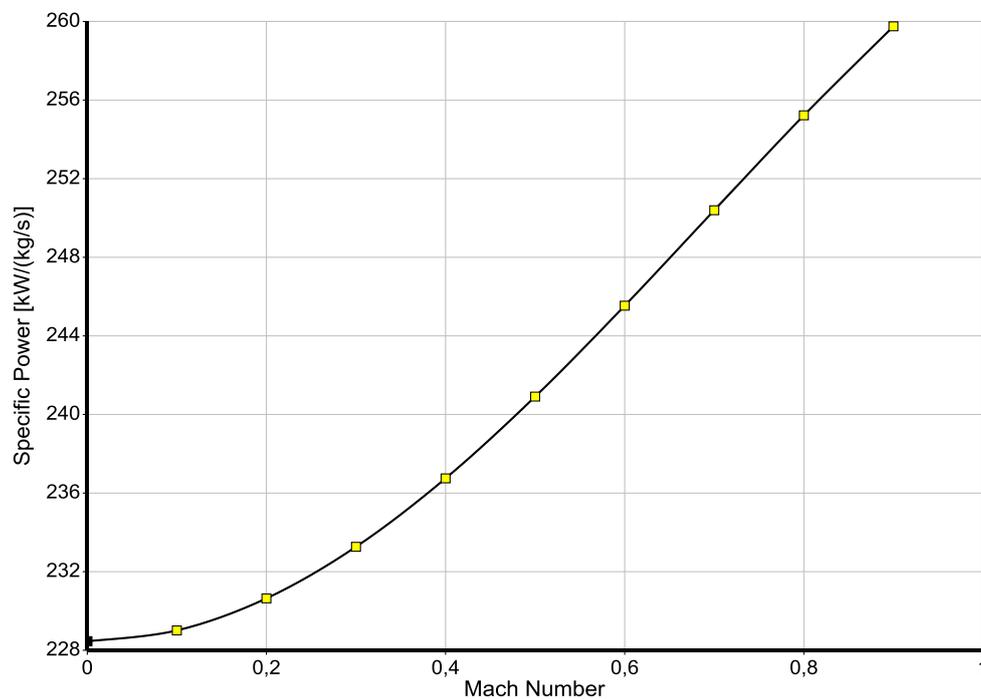


Figure 4.19 : Evolution de la poussée total en fonction du nombre de mach

La poussé totale diminue en fonction du nombre de mach à cause de l'augmentation de la vitesse du vol.

Mach Number = 0 ... 0,9



10/07/2019

GasTurb.13

Figure 4.20 : Evolution de la puissance spécifique en fonction du nombre de mach

L'augmentation la puissance spécifique en fonction du nombre de mach en raison de l'augmentation de la poussée et l'augmentation de vitesse du vol.

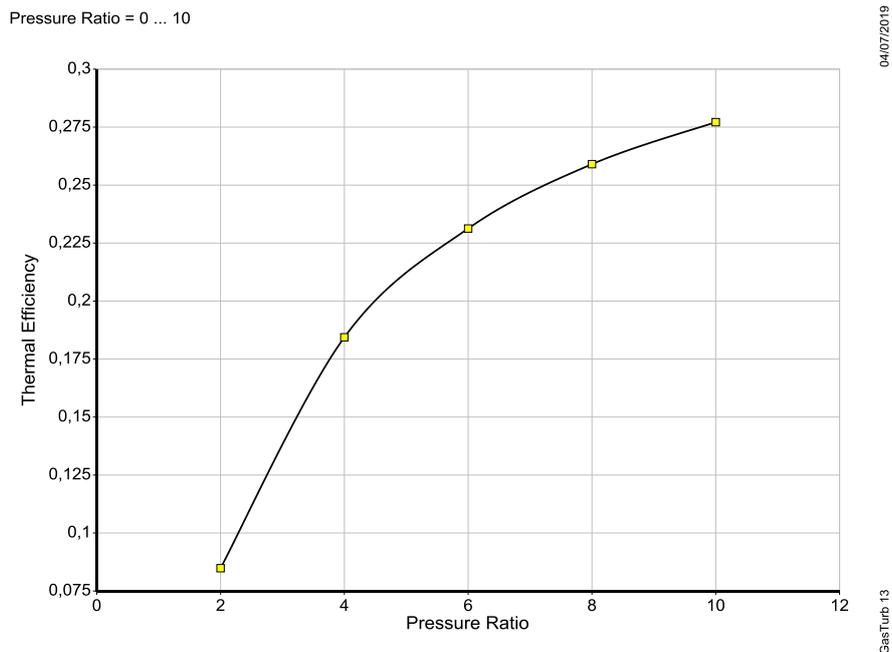


Figure 4.21 : Evolution de rendement thermique en fonction du taux de compression.

Le rendement thermique augmente en fonction du taux de compression.

Cette augmentation s'explique par l'augmentation de la puissance équivalente.

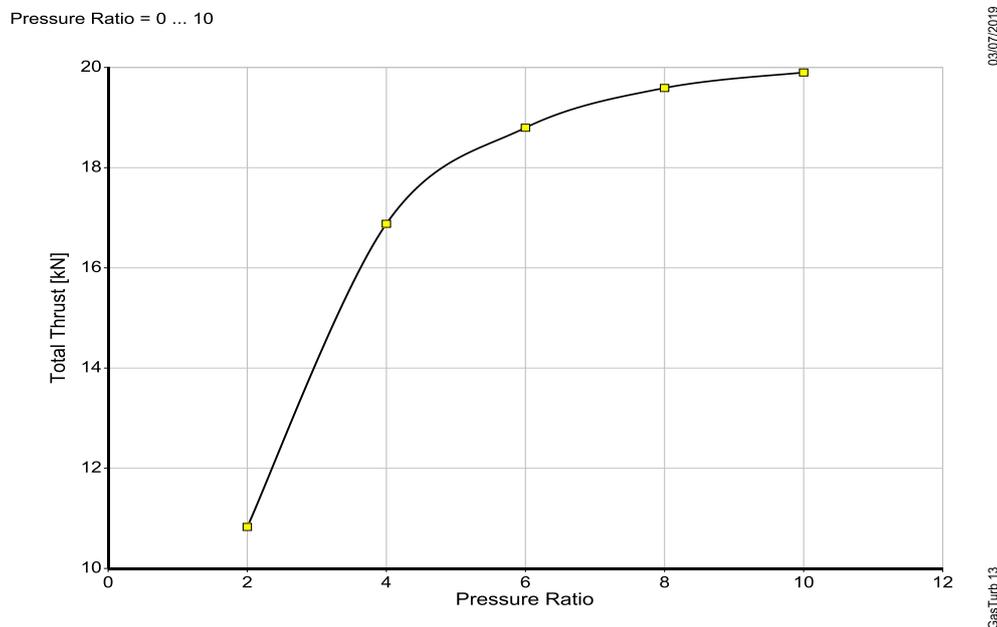
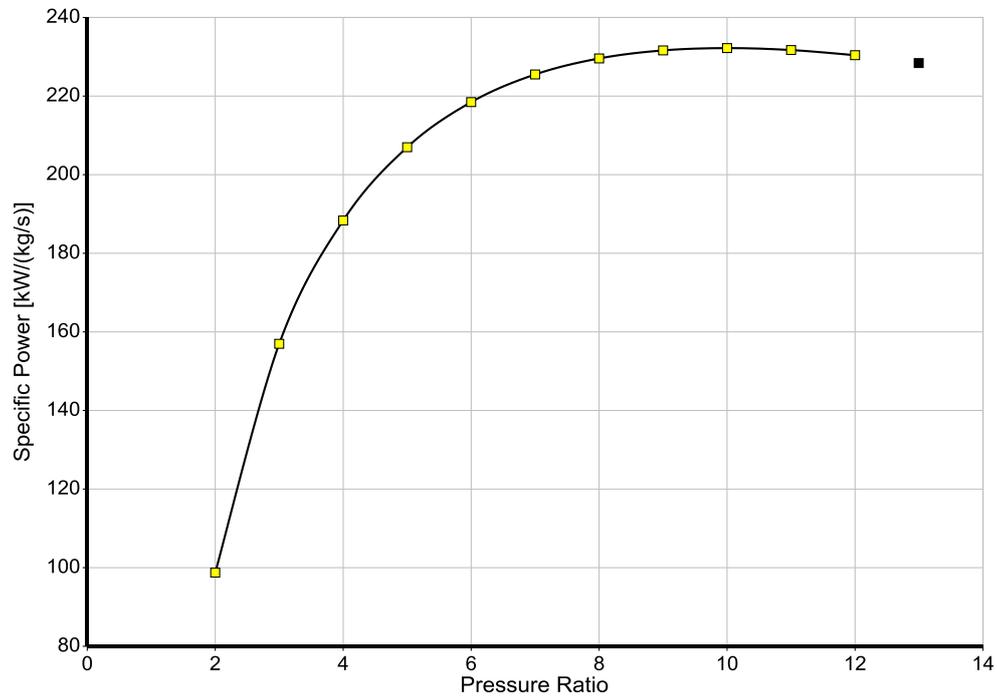


Figure 4.22: Evolution de la poussée total en fonction du taux de compression

La poussée totale augmente avec l'augmentation du taux de compression en raison de l'augmentation du travail de la turbine.

Pressure Ratio = 0 ... 12



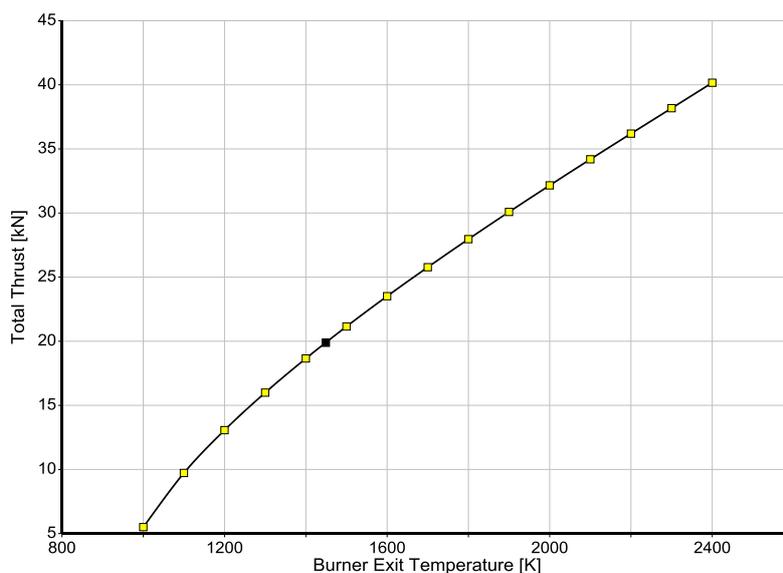
10/07/2019

GasTurb.13

Figure 4.23 : Evolution de la puissance spécifique en fonction de taux de compression

La puissance spécifique augmente en fonction du taux de compression à cause de l'augmentation de la poussée.

Burner Exit Temperature = 1000 ... 2400 [K]



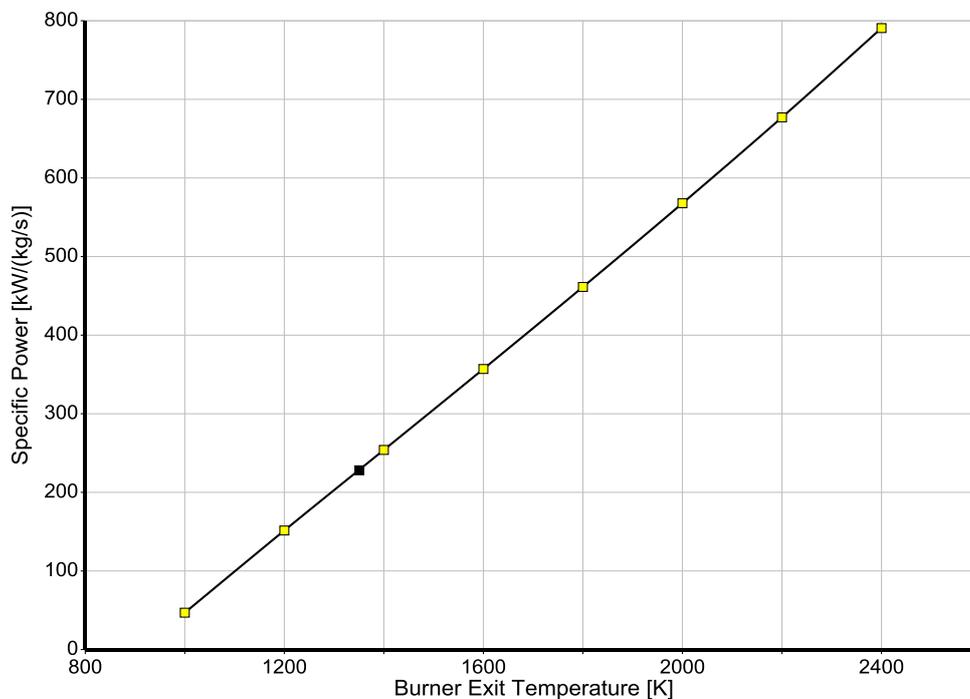
03/07/2019

GasTurb 13

Figure 4.24: Evolution de la poussée total en fonction de la température maximale

La poussée totale augmente en fonction de la température maximale à cause l'augmentation du dosage et la constance de la vitesse du vol.

Burner Exit Temperature = 0 ... 2400 [K]



10/07/2019

GasTurb 13

Figure 4.25 : Evolution de la puissance spécifique en fonction de la température maximale

Chapitre 4 [interprétation des résultats]

L'augmentation de la puissance spécifique par rapport à la température maximale à cause de l'augmentation du dosage.

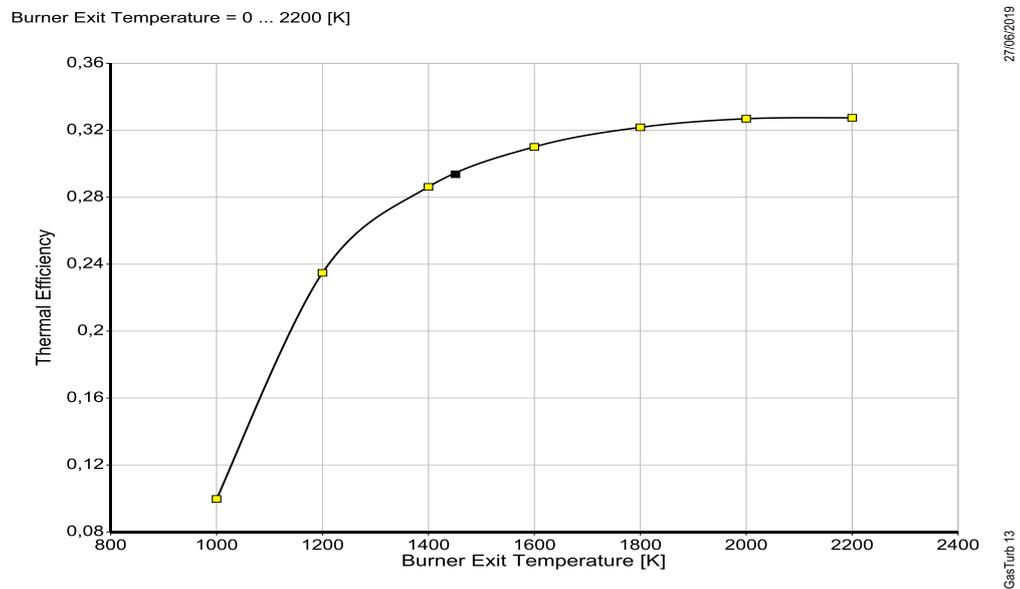


Figure 4.26 : Evolution de rendement thermique en fonction de la température maximale

Le rendement thermique augmente en fonction de la température maximale en raison de l'augmentation de la puissance équivalente.

Conclusion générale

Le présent mémoire nous a permis, à travers l'étude du turbopropulseur double corps et du turboréacteur double flux double corps, de déterminer l'influence de certains paramètres sur les performances des ces deux moteurs.

On a utilisé le logiciel de calcul EES (Engineering Equation Solver) pour déterminer les propriétés thermodynamiques et les performances du Turbofan, et le logiciel de calcul GasTurb13 pour déterminer les propriétés thermodynamiques et les performances du turbopropulseur double corps.

Suite à ces résultats et après une analyse, nous pouvons dresser une étude comparative entre les deux moteurs.

- Au point de vue rendement, le turbopropulseur présente des rendements plus élevées dans les faibles vitesses de vol.
- Le turbopropulseur, du fait de sa consommation spécifique plus faible, offre un cout d'exploitation plus fiable, et une endurance plus grande dans la durée.
- Le turboréacteur offre une grande poussée, donc des vitesses de vol maximales plus grandes par rapport au turbopropulseur.
- Les niveaux de vibration et le niveau de bruit du turbopropulseur sont plus faibles par rapport au turboréacteur.
- Les turbofans sont plus efficaces à haute altitude. Pour les distances courtes, les turbopropulseurs sont plus éco énergétiques que les turbofans. Sur les vols plus longs, les moteurs à réaction (turbofan) gagnent sont plus performants.

Références bibliographique :

- [1] **Klaus Hunecke**, “Jet Engines: Fundamentals of Theory, Design and Operation”, Motorbooks International Publishers & Wholesalers, ISBN: 0-7603-0459-9, 2003.
- [2] The Jet Engine, 5th Edition, Rolls Royce, ISBN: 978-1-119-06599-9, 288 pages, August 2015
- [3] **Jean Claude Thévenin**, « Le turboréacteur, moteur des avions à réaction », acam.asso.fr/histo/turbo.pdf
- [4] **K. G. Kyprianidis**, “Future Aero Engine Designs: An Evolving Vision, Advances in Gas Turbine Technology”, InTech, Dr. Ernesto Benini (Ed.), ISBN: 978-953-307-611-9 , doi: 10.5772/19689, 2011
- [5] <https://fr.wikipedia.org/wiki/Turboréacteur>
- [6] **Korsia, J.-J.** (2009). VITAL – European R&D Programme for Greener Aero-Engines, ISABE, 2009 Proceedings, ISABE-2009-1114, Montreal, Canada.
- [7] <http://www.flightlearnings.com/2010/03/06/types-of-turbine-engines>
- [8] <https://www.lavionnaire.fr/MotorTurboReact.php>
- [9] <https://www.lavionnaire.fr/MotorTurboProp.php>
- [10] <http://lesmoteursdavion.lescigales.org/turbopropulseur.htm>
- [11] Element of gas turbine propulsion, Jack .D: Mattingly, Edition: 1996.
- [12] <http://flightdeckfocus.com/how-a-jet-engine-works/>
- [13] <https://www.safran-group.com/fr/societe/safran-aircraft-engines>
- [14] **Jean-Claude Thevenin** AAAF- Juin 2004 3ème Edition.
- [15] <https://www.aeronestv.com/fr/lifestyle/comment-ca-marche/1633-comment-fonctionne-un-moteur-d-avion.html>

Mémoires consultés :

- Mr.BOURAI Djamel et Mr .MEKHLLOUFI Amirouche
Etude comparative d'un turbopropulseur et d'un Turboréacteur
Université Abderrahmane Mira de Béjaïa, Génie Mécanique, Energétique
- Mr.BENTAALLAH Mohammed et Mr.MAHI Rami Hamza
Etude Thermoénergétique du moteur CFM56-7B au point fixe (décollage)
Université Abou Bekr Belkaid de Tlemcen, Génie Mécanique, Génie Thermique et
Energie Renouvelable
- Mdm .KHODJA HADJER et Mdm.ZIADI-CHIBANE SARA
Etude des performances d'un turboréacteur double flux CFM56-7B
Université de Boumerdès, Génie mécanique, Énergétique et Environnement

Site Consulté :

- <https://www.lavionnaire.fr>
- <https://www.privatefly.fr/>
- <https://www.wikipedia.org/>
- <http://lesmoteursdavion.lescigales.org>