



الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
La République Algérienne Démocratique et Populaire
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي
Ministère de L'Enseignement Supérieur & la Recherche Scientifique
جامعة عبد الحميد بن باديس - مستغانم
Université Abdel Hamid Ben Badis – Mostaganem
كلية العلوم والتكنولوجيا
Faculté des Sciences et de la Technologie
قسم الهندسة الميكانيكية
Département Génie Mécanique



N° d'ordre : M...../GM/2019

MEMOIRE DE FIN D'ETUDE MASTER ACADEMIQUE

Filière : Génie Mécanique

Spécialité : Energétique

Thème

**ANALYSE DES PERFORMANCES ENERGETIQUES D'UN
TURBOREACTEUR DOUBLE-FLUX DOUBLE-CORPS**

Présenté par :

- ❖ Karim BAKRETI
- ❖ Hamza Bendehiba GUETARNI

Soutenu le 06/07/2019 devant le jury composé de :

Président	Pr. N. RETIEL	Université de Mostaganem UMAB
Examineur	Dr. A. KHALDI	Université de Mostaganem UMAB
Encadreur	Dr. A. GUERMAT	Université de Mostaganem UMAB

Année Universitaire : 2018 / 2019

DÉDICACE

Je dédie ce modeste travail à :

*Mes chers parents pour leurs immenses efforts et sacrifices fournis pour mon
éducation, pour mon instruction et mon bien-être.*

J'espère avoir répondu aux espoirs que vous avez fondés en moi.

*Que dieu tout puissant vous garde et vous procure santé, bonheur et longue vie
inchallah*

A moi-même

*A mon très cher frère Mohammed et mes sœurs pour leur soutien et leurs
orientations accordées.*

A mon adorable neveu Ahmed.

*A tout mes amis de la section du master 2 de département Génie
Mécanique.*

Hamza

DEDICACE

Je dédie ce modeste travail :

A mes chers parents pour leur bonne éducation, leurs conseils et surtout leur soutien dans les moments difficiles.

J'espère avoir répondu aux espoirs que vous avez fondés en moi.

*Que dieu tout puissant vous garde et vous procure santé, bonheur et longue vie
inchallah*

A moi-même

A mon cher frère Boumedienne qui n'a jamais hésité à me donner des conseils, soutien et surtout de l'orientation

A tous mes amis qui ont toujours été heureux de mon succès.

Karim

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 encadreur M.A.GUERMAT

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

On voudrait également exprimer nos vifs remerciements aux membres du jury Pr. N. RETIEL et Dr. A. KHALDI pour avoir Accepté d'évaluer notre travail.

Nos remerciements vont également à l'ensemble des enseignants du département Génie Mécanique.

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

Notre reconnaissance va également à tous nos amis.

Table des matières

DEDICACE	i
Remerciements	iii
MOTS CLES	ix
LISTE DES ABREVIATION	ix
LISTE DES SYMBOLES	x
Résumé	xii
INTRODUCTION GENERALE	xiii
CHAPITRE I : GENERALITES SUR LES TURBOREACTEURS	1
I-1- Définitions	2
I-2- Historique	2
I-3- Principe général de fonctionnement et cycle thermodynamique	3
I-3-1- L'action et la réaction	3
I-3-2- Principe de fonctionnement	4
I-3-3- Le cycle thermodynamique du turboréacteur	4
I-4- Composants principaux d'un turboréacteur	5
I-4-1- Le diffuseur	5
I-4-2- La soufflante	6
I-4-3- Les compresseurs	6
I-4-3-1) Les compresseurs axiaux	6
I-4-3-2) Les compresseurs centrifuges	7
I-4-4- La chambre de combustion	8
I-4-5- Les turbines	9
I-4-5-1) Les turbines axiales	9
a) Le distributeur	9
b) Le rotor	10
I-4-5-2) Les turbines centripètes	10
I-4-6- La tuyère d'éjection	10
I-4-7- Les paliers et les enceintes	11
I-4-8- Les boîtiers d'accessoires	11
I-4-9- Le système de régulation	12
I-5- Les différents types de turboréacteur	13
I-5-1- Le turboréacteur à compresseur centrifuge	13

I-5-2- Le turboréacteur à compresseur axial	13
I-5-2-1) Turboréacteur simple flux mono-corps	13
I-5-2-2) Turboréacteur simple flux double-corps.....	13
I-5-2-3) Turboréacteur double flux mélangés	14
I-5-2-4) Turboréacteur avec postcombustion	14
I-5-2-5) Turboréacteur double flux avec grande soufflante.....	14
I-6- Paramètres de performances d'un turboréacteur	15
I-6-1- La poussée	15
I-6-2- La poussée spécifique	16
I-6-3- La consommation spécifique	16
I-6-4- Le rendement thermodynamique théorique	16
I-6-5- Le rendement thermique réel	16
I-6-6- Le rendement interne	16
I-6-7- Le rendement de propulsion	17
I-6-8- Le rendement global	17
I-7- Croisière et point fixe	17
CHAPITRE II : LE TURBOREACTEUR DOUBLE FLUX DOUBLE CORPS	18
II-1- Caractéristiques du turboréacteur double flux double corps	19
II-1-1- La gamme de poussées	19
II-1-2- La puissance	19
II-1-3- La masse	19
II-1-4- Le débit d'air absorbé	19
II-1-5- La consommation en carburant	19
II-1-6- La fiabilité	20
II-1-7- Le bruit	20
II-1-8- La pollution atmosphérique	20
II-2- Cycle thermodynamique	20
II-2-1- Cycle à double flux séparés	20
II-2-2- Cycle à double flux mélangés	21
II-3- Avantages et inconvénients d'un turboréacteur double flux	22
II-3-1- Les avantages	22
II-3-2- Les inconvénients	22
II-4- Domaine d'application	23

II-5- Paramètres de performances adaptés au turboréacteur double flux double corps	23
.....	
II-5-1- Cas d'un turboréacteur à double flux séparés	24
II-5-1-1) La poussée	24
II-5-1-2) La poussée spécifique	24
II-5-1-3) La consommation spécifique	24
II-5-1-4) La puissance calorifique	25
II-5-1-5) La puissance thermodynamique ou thermique théorique	25
II-5-1-6) La puissance thermodynamique ou thermique réelle	25
II-5-1-7) La puissance de propulsion	25
II-5-1-8) Le rendement thermodynamique théorique	25
II-5-1-9) Le rendement thermique réel	26
II-5-1-10) Le rendement interne	26
II-5-1-11) Le rendement de propulsion	26
II-5-1-12) Le rendement global	26
Tapez le titre du chapitre (niveau 3)	26
II-5-2- Cas d'un turboréacteur à double flux mélangés	27
II-5-2-1) La poussée	27
II-5-2-2) La poussée spécifique	27
II-5-2-3) La consommation spécifique	27
II-5-2-4) La puissance calorifique	27
II-5-2-5) La puissance thermodynamique ou thermique théorique	27
II-5-2-6) La puissance thermodynamique ou thermique réelle	27
II-5-2-7) La puissance de propulsion	27
II-5-2-8) Le rendement thermodynamique théorique	28
II-5-2-9) Le rendement thermique réel	28
II-5-2-10) Le rendement interne	28
II-5-2-11) Le rendement de propulsion	28
II-5-2-12) Le rendement global	28
II-5-2-13) Le taux de dilution	28
CHAPITRE III : MODELISATION DU TURBOREACTEUR CFM56-7B	29
III-1- Introduction	30
III-2- Présentation du turboréacteur CFM56-7B	30

III-3- Calcul des paramètres de performances du CFM56-7B	31
III-3-1- Décomposition du CFM56-7B	31
III-3-2- Données et hypothèse de calcul	31
III-3-2-1) Hypothèse de calcul	31
III-3-2-2) Données de calcul	31
III-3-3- Calcul des paramètres de performances pour un cas constant	32
III-3-3-1) Calcul de la vitesse et du nombre de Mach au point A	32
III-3-3-2) Calcul de la pression et de la température au point B	33
III-3-3-3) Calcul de l'enthalpie au point C	33
III-3-3-4) Calcul de la pression, la température et l'enthalpie au point E	33
III-3-3-5) Calcul de l'enthalpie et de la température au point B'	34
III-3-3-6) Calcul de l'enthalpie, la température et la vitesse au point E''	35
III-3-3-7) Calcul de l'enthalpie, la température et la vitesse au point F''	35
III-3-3-8) Calcul des débits massique	37
III-3-3-9) Calcul de la poussée	37
III-3-3-10) Calcul de la poussée spécifique	37
III-3-3-11) Calcul de la consommation spécifique	38
III-3-3-12) Calcul de la puissance calorifique	38
III-3-3-13) Calcul de la puissance thermique théorique	38
III-3-3-14) Calcul de la puissance thermique réelle	38
III-3-3-15) Calcul de la puissance de propulsion	38
III-3-3-16) Calcul du rendement thermodynamique théorique	39
III-3-3-17) Calcul du rendement thermique (thermodynamique) réel	39
III-3-3-18) Calcul du rendement interne	39
III-3-3-19) Calcul du rendement de propulsion	39
III-3-3-20) Calcul du rendement global	39
III-3-4- Calcul des paramètres de performances pour un cas variable	39
III-3-4-1) Organigramme du programme de calcul	39
III-3-4-2) Résultats et discussion	45
a) Analyse du rendement thermique théorique	45
b) Analyse du rendement thermique réel	46
c) Analyse du rendement interne	46
d) Analyse du rendement de propulsion	47

e) Analyse du rendement global.....	48
f) Analyse de la poussée spécifique en fonction de la consommation spécifique	48
III-3-4-3) Conclusion	49
CONCLUSION GENERALE	50
Les références bibliographiques	51
Annexe	52

MOTS CLES :

Turboréacteur - Turboréacteur double flux double corps - Performances énergétique
- Température de fin de combustion - Taux de compression.

LISTE DES ABREVIATION :

APU : auxiliary power unit ;

AGB : accessory gearbox ;

GP7200 : General Electric Pratt & Whitney série 7200 ;

GE90-115B : Série GE90 (de General Electric) type 115 Boeing ;

A320 : Airbus 320 ;

B777 : Boeing 777 ;

IFSD : In Flight Shut Down ;

CFM56-7B : Série CFM56 (de CFM INTERNATIONAL) type 7 Boeing.

LISTE DES SYMBOLES :

- C_{pa} : chaleur spécifique à pression constante de l'air en [$\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{k})$] ;
 C_{pg} : chaleur spécifique des gaz de fin de combustion en [$\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{k})$] ;
 C_{pm} : chaleur spécifique à pression constante du flux mélangé en [$\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{k})$] ;
 C_{sp} : consommation spécifique en [$\text{kg}/(\text{h}\cdot\text{N})$] ;
 CH : consommation horaire en [kg/h] ;
 F : poussée en [N] ;
 F_{sp} : poussée spécifique en [$\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$] ;
 m_a : débit massique d'air en [kg/s] ;
 m_c : débit massique du carburant en [kg/s] ;
 m_e : débit massique d'air extérieur (du flux secondaire) en [kg/s] ;
 m_i : débit massique d'air intérieur (du flux primaire) en [kg/s] ;
 m : débit massique total ($m_a + m_c$) en [kg/s] ;
 P_o : pression d'entrée en [pa] ;
 P_s : pression de sortie en [pa] ;
 PCI : pouvoir calorifique inférieur du carburant en [J/kg] ;
 P_{cal} : puissance calorifique en [w] ;
 P_{th-t} : puissance thermique (thermodynamique) théorique en [w] ;
 P_{th-r} : puissance thermique réelle en [w] ;
 P_p : puissance de propulsion en [w] ;
 S_s : section de sortie en [m^2] ;
 T_c : température de fin de combustion en [k] ;
 T_o : température d'entrée d'air (température de l'atmosphère) en [k] ;
 T_s : température de sortie des gaz chauds en [k] ;
 T_{si} : température de sortie du flux primaire en [k] ;
 T_{sis} : température de sortie isentropique en [k] ;
 T_{sr} : température de sortie réelle en [k] ;
 V_o : vitesse d'entrée d'air en [m/s] ;
 V_s : vitesse de sortie des gaz chauds en [m/s] ;
 V_{se} : vitesse de sortie du flux secondaire en [m/s] ;
 V_{si} : vitesse de sortie du flux primaire en [m/s] ;
 η_{th} : rendement thermodynamique théorique ;
 η_{tr} : rendement thermique réel ;
 η_i : rendement interne ;
 η_p : rendement de propulsion ;

η_g : rendement global ;

λ : taux de dilution ;

τ : Taux global de compression.

Résumé :

Les turboréacteurs double flux double corps sont des engins très utilisés dans le domaine du transport aérien, à cause de leurs bonnes performances énergétiques par rapport aux turboréacteurs simple flux. Parmi ces moteurs double flux, on parle souvent du CFM56-7B de CFM INTERNATIONAL, l'un des turboréacteurs les plus performants au monde. Ce mémoire traite l'étude et l'analyse des performances énergétique du CFM56-7B pour un fonctionnement au point fixe. Après une présentation des principes fondamentaux des moteurs à réaction, une description détaillée et une classification des moteurs à réaction, notre étude c'est concentré sur le calcul des différents paramètres de performances (poussée spécifique ; consommation spécifique ; rendement thermodynamique théorique ; rendement thermodynamique réel ; rendement interne ; rendement de propulsion et rendement global), et l'analyse des résultats, pour aboutir à la fin à la possibilité d'amélioration de ces performances.

Abstract :

Double-body double-jet turbojets are machines that are widely used in the air transport sector, because of their good energy performance compared to single-flow turbojets. Among these dual flow engines, CFM56-7B of CFM INTERNATIONAL is often referred to as one of the worlds most advanced turbojet engines. This thesis deals with the study and analysis of the energy performance of the CFM56-7B for fixed point operation. After a presentation of the basic principles of jet engines, a detailed description and classification of jet engines, our study focuses on the calculation of different performance parameters (specific thrust, specific consumption, theoretical thermodynamic efficiency, real thermodynamic efficiency internal efficiency, propulsion efficiency and overall efficiency), and the analysis of the results, ultimately leading to the possibility of improving these performances.

INTRODUCTION GENERALE :

Voler c'est le plus vieux rêve de l'être humain. Il est devenu réalité avec l'apparition de l'avion. Au fur et à mesure des découvertes, des formes et des structures ont été développées en vue d'adapter l'avion à nos besoins. Depuis sa création, il y a un siècle exactement, l'avion a conquis le monde pour devenir aujourd'hui un moyen de transport incontournable. D'abord utilisé comme appareil de guerre lors des Première et Seconde Guerres Mondiales, il se transforme très rapidement en avion de ligne. Toujours plus puissants, plus rapides, plus grands, et plus nombreux, les avions n'ont pas fini d'évoluer. Le cœur d'un avion est le moteur, c'est un organe très sensible, très complexes et extrêmement chers. Le turboréacteur est la forme la plus complexe d'un moteur d'avion à réaction d'où la nécessité d'une bonne maîtrise de sa conception qui repose elle-même a des calculs délicats.

Par ailleurs, l'industrie aéronautique est très compétitive, elle s'intéresse surtout aux turboréacteurs double flux doubles corps en vue de leur rendement et leur fiabilité, ils sont considérablement améliorés depuis leurs débuts, cependant leur coût est très important, et représente en général pour un avion civil le tiers du coût total de l'appareil.

Mais actuellement, l'écologie fait rage, le développement durable devient un enjeu capital. L'objectif est maintenant de réduire au maximum la consommation de carburant et donc les rejets des gaz polluants des avions. Pour cela, les ingénieurs et chercheurs travaillent activement sur ce moteur dans le but de protéger l'environnement.

Notre travail consiste sur l'étude d'un turboréacteur double flux double corps de type **CFM56-7B** ayant comme objectifs l'analyse des différentes performances énergétiques, tel que les rendements et l'influence des différents paramètres, comme le taux de compression et la température de combustion, sur ces performances.

Notre travail est divisé en trois chapitres : On a débuté avec les revues bibliographiques dans le premier chapitre où on traite aussi les éléments composants du turboréacteur et son principe de fonctionnement. Dans le deuxième chapitre, l'accent est mis sur le turboréacteur double flux double corps, ses caractéristiques, son domaine d'opération et les calculs nécessaires de ses performances. Le troisième chapitre est consacré pour l'étude du turboréacteur de type **CFM56-7B** où on a élaboré un programme qui a pour but de calculer les différents critères de performances en fonction de certains nombres de paramètres suivi d'une analyse et discussion des courbes obtenues.

CHAPITRE I : GENERALITES SUR LES TURBOREACTEURS

I-1- Définitions :

Le turboréacteur ou bien ce qu'on appelle souvent le moteur d'avion est une machine de propulsion qui transforme le potentiel d'énergie chimique contenu dans un carburant qui est généralement du kérosène associé à l'air ambiant qui représente le comburant, en énergie cinétique permettant de générer une force de réaction dans un milieu élastique opposée au sens d'éjection. La poussée générée résulte de l'accélération d'une certaine quantité d'air entre l'entrée (diffuseur) et la sortie (tuyère d'éjection) ^[1].

Afin d'injecter une quantité d'air suffisante en masse, un accroissement de la pression à vitesse à peu près constante est assuré par le compresseur d'entrée. Le contact de l'air chaud avec le carburant injecté au niveau de la chambre de combustion provoque la combustion qui génère une quantité importante d'énergie sous forme des gaz chauds. Une partie de cette énergie produite est récupérée par une turbine située juste après la chambre de combustion pour entraîner certains accessoires, dont le compresseur fait partie. L'autre partie du flux chaud produit la poussée ou une partie de cette poussée (selon le type de réacteur) par détente dans la tuyère d'éjection ^[2].



Figure I-1 : Réacteur de l'A380

I-2- Historique :

Dans les années 1930, grâce à l'ingénieur britannique Frank Whittle et l'inventeur allemand Hans von Ohain le monde a connu des nouveaux types de moteur d'avion, il s'agit donc des turboréacteurs. A l'âge de 22 ans, Frank Whittle imagine qu'un avion peut propulser pour la première fois sans hélices et essaie sans succès d'obtenir un soutien financier de l'armée pour le développement de son idée. Il persiste alors seul dans le développement de cette motorisation et imagine l'utilisation de deux turbines, l'une à l'entrée pour amener l'air vers la chambre de combustion et l'autre pour mélanger le carburant à l'air. En 1935, grâce à des dons privés, il construit le premier prototype de turboréacteur (Le W1) afin de le tester à travers un banc d'essai en avril 1937 ^[3].

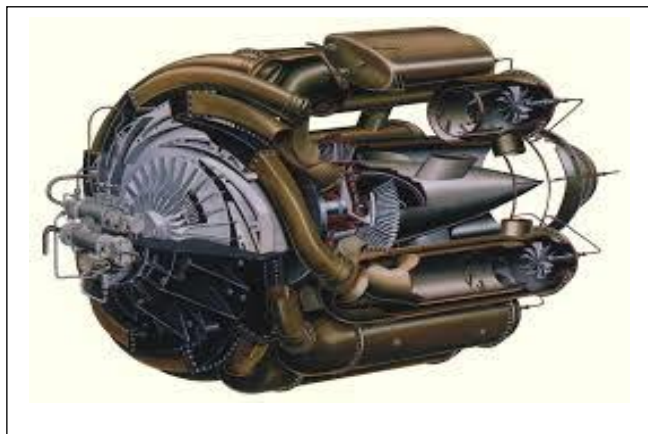


Figure I-2 : Le premier turboréacteur de Frank Whittle (W1)

En 1934 l'inventeur et le physicien allemand Hans von Ohain fait appel à l'Université de Göttingen pour développer un nouveau type de propulseur aéronautique, il s'agit d'un moteur dont la combustion se fait selon un cycle continu, ce moteur est similaire à celui de Whittle sur le dessin, mais différent sur les éléments internes. Von Ohain fait voler le premier turboréacteur sur un « Heinkel He 178 » en 1939, premier aéronef conçu pour être propulsé par ce type de moteurs ^[4].



Figure I-3 : Le Heinkel He 178

Les premiers turboréacteurs dessinés par Whittle et Von Ohain sont conçus sur la technologie des compresseurs centrifuges. Ces turboréacteurs nécessitent un moteur de grand diamètre à l'entrée pour pouvoir comprimer correctement l'air, un inconvénient qui pénalise leurs performances, en particulier leur vitesse maximale. En 1940, Anselm Franz développe un turboréacteur fondé sur le principe des compresseurs axiaux, dont la section frontale est beaucoup plus restreinte ce qui a permis d'avoir un rendement meilleur. Il construit en 1944 Le « Junkers Jumo 004 », qui devient après non seulement le premier turboréacteur moderne mais également le premier produit aéronautique en série ^[5].

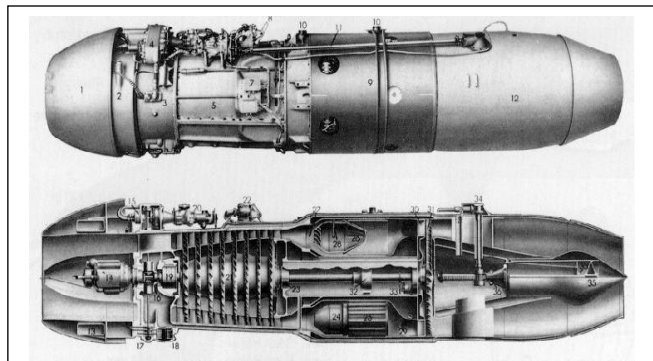


Figure I-4 : Le Junkers Jumo 004

I-3- Principe général de fonctionnement et cycle thermodynamique :

I-3-1- L'action et la réaction :

Le principe de propulsion des avions à réaction s'appuie sur la troisième loi énoncée par Issac Newton en 1687 (l'action et la réaction). Prenons comme exemple un ballon que l'on gonfle. La paroi du ballon subit une certaine pression et se dilate. Si le ballon est bien fermé la résultante des forces de pression à l'intérieur du ballon est nulle (schéma de gauche). Maintenant ouvrons l'embouchure du ballon (schéma de droite), les gaz en s'échappant

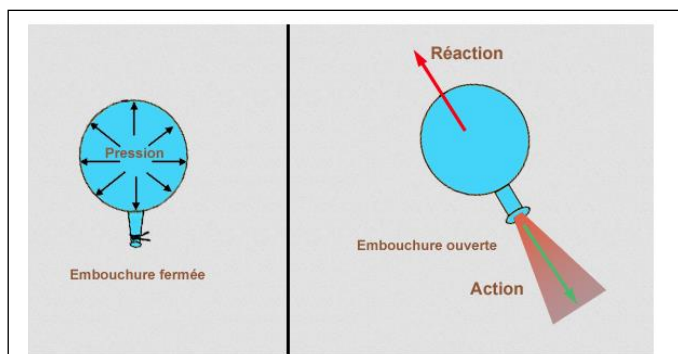


Figure I-5 : Principe d'action et de réaction

créent l'énergie de propulsion (action) et provoquent le déplacement du ballon vers l'avant (réaction tant que la pression interne des gaz sera suffisante) ^[6].

I-3-2- Principe de fonctionnement :

Le fonctionnement des turboréacteurs s'appuie sur le principe d'action-réaction :

il s'agit d'accélérer une masse d'air pour créer une force de poussée, qui par réaction va propulser l'avion. Toutes les architectures des turboréacteurs reposent sur les quatre mêmes étapes, à savoir : Admission - Compression - Combustion - Détente. Au démarrage, grâce à un système appelé l'APU (pour le cas d'un démarreur électrique) ou grâce à un groupe pneumatique (pour le cas d'un démarreur pneumatique), le compresseur est mis en rotation ce qui permet d'aspirer et de comprimer l'air ambiant pour l'envoyer vers une ou plusieurs chambres de combustion. Simultanément une pompe entraînée par l'intermédiaire d'un boîtier d'accessoire injecte du carburant (kérosène). Le mélange air comprimé/carburant est enflammé dans la chambre de combustion par une ou plusieurs bougies (allumeurs), ce qui permet de dilater fortement les gaz. Ces gaz traversent une ou plusieurs turbines qui entraînent à l'aide d'un arbre rotatif le compresseur et les accessoires indispensables au fonctionnement du réacteur (pompe à carburant, alternateur, ...), ce qui permet d'assurer la continuité du mouvement. Les gaz s'échappent ensuite dans une tuyère de section convergente afin de les accélérer en sortie. Après quelques secondes, lorsque le régime de rotation est suffisant, le démarreur est désaccouplé et la bougie éteinte, le turboréacteur peut alors fonctionner de façon autonome ^[6].

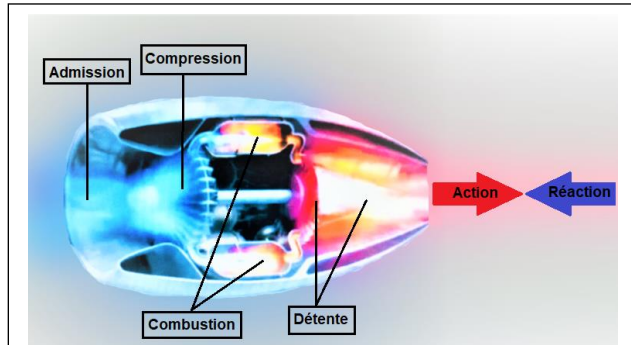


Figure I-6 : Principe de fonctionnement d'un turboréacteur

Après quelques secondes, lorsque le régime de rotation est suffisant, le démarreur est désaccouplé et la bougie éteinte, le turboréacteur peut alors fonctionner de façon autonome ^[6].

I-3-3- Le cycle thermodynamique du turboréacteur :

Le cycle Thermodynamique du Turboréacteur comprend quatre stades où l'air subit des modifications physiques ou chimiques :

- 1- L'admission ;
- 2- La compression ;
- 3- La combustion ;
- 4- La détente.

On distingue de T_0 à T_1 : la compression dynamique au niveau du diffuseur, de T_1 à T_2 : la compression mécanique au niveau du compresseur, de T_2 à T_3 : la combustion (l'apport calorifique) au niveau de la chambre de combustion, de T_3 à T_4 : la détente dans la turbine actionnant le compresseur et de T_4 à T_5 : la détente dans la tuyère propulsive ^[7].

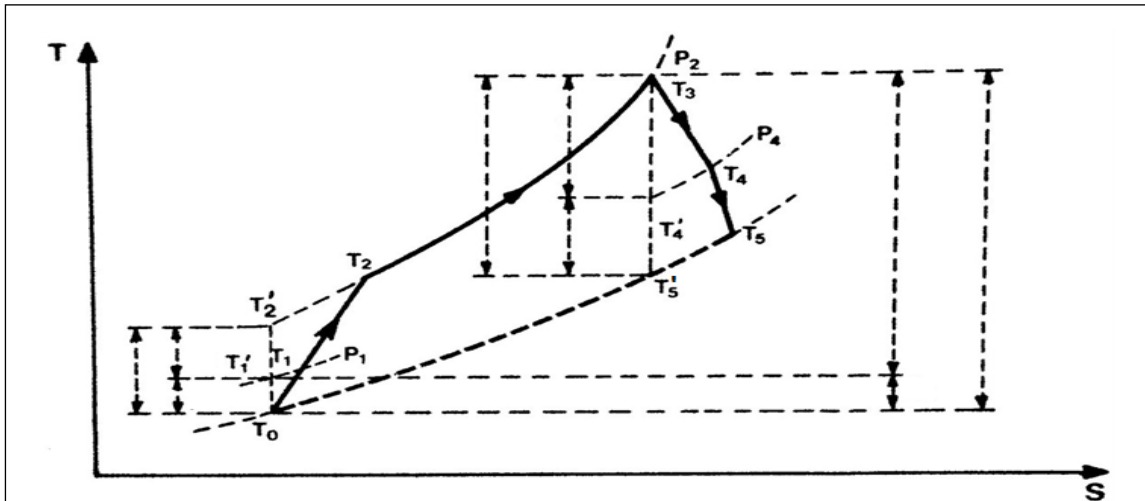


Figure I-7 : Diagramme (T-S) du cycle réel d'un turboréacteur simple flux en vol

I-4- Composants principaux d'un turboréacteur et fonctionnement de chaque composant :

La conception d'un turboréacteur est fortement complexe à travers plusieurs étapes qui se terminent par l'assemblage de différents éléments dont on distingue essentiellement : le diffuseur ; la soufflante (Fan) ; les compresseurs ; la chambre de combustion ; les turbines ; la tuyère d'éjection ; les paliers et les enceintes ; les boîtiers d'accessoires ; le système de régulation.

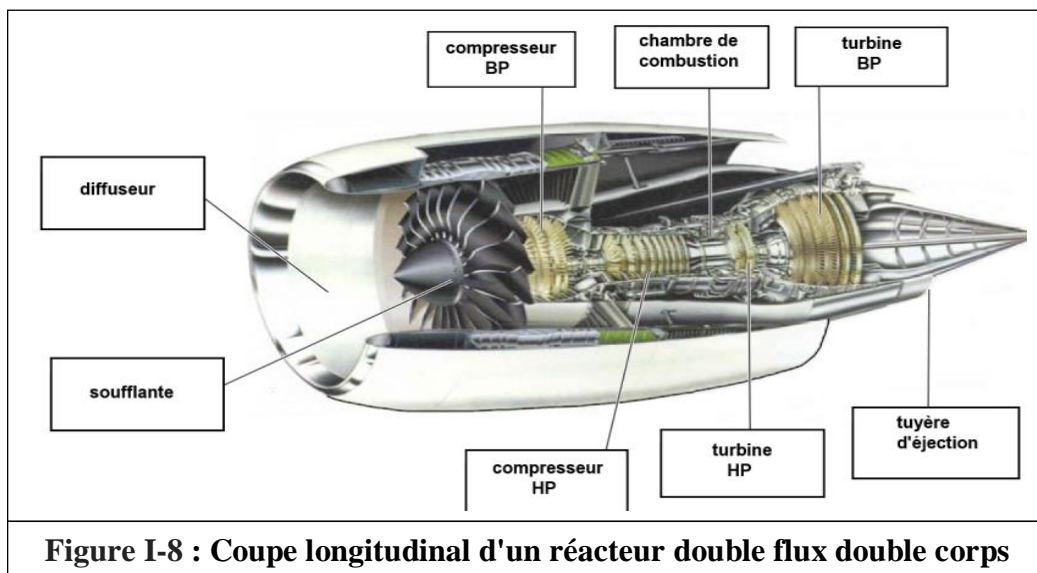


Figure I-8 : Coupe longitudinale d'un réacteur double flux double corps

I-4-1- Le diffuseur :

Appelé également « manche d'entrée d'air », construit généralement de matériaux qui absorbent le bruit, le diffuseur représente alors le premier composant qui se connecte directement au flux d'air. Son rôle est d'alimenter la soufflante ou les compresseurs en air à des vitesses convenables (environ la moitié de la célérité du son locale) et de façon homogène ^[8].

I-4-2- La soufflante :

Dans la plupart des turboréacteurs, une soufflante est toujours placée avant le compresseur. Elle est constituée de plusieurs pales de grandes dimensions dont l'incidence varie le long de pale. Dans un turboréacteur à double flux, la soufflante permet d'accélérer l'air admis par le diffuseur qui se divise après en deux parties : un flux secondaire (flux froid), et un flux primaire (flux chaud). Le flux secondaire représente la plus grande partie qui passe par le redresseur secondaire, et permet à l'éjection de créer 75% jusqu'à 80% de la poussée totale, tandis que le flux primaire passe par le redresseur primaire, ce qui augmente légèrement sa pression avant d'être comprimé à nouveau en passant par les deux compresseurs (BP et HP). Pour le cas d'un turboréacteur mono flux, la totalité d'air aspiré par la soufflante suivra le même chemin que celle du flux primaire pour un turboréacteur double flux (voir le principe de fonctionnement). Une soufflante peut être considérée comme un étage de compression dont le rapport de pression est faible par rapport aux compresseurs [9].



Figure I-9 : La soufflante du GE90

I-4-3- Les compresseurs :

Le rôle du compresseur est d'aspirer et de comprimer l'air pour l'amener à des, pression, température et vitesse optimales à l'entrée de la chambre de combustion.

- Il existe deux sortes principales de compresseurs :
 - les compresseurs axiaux
 - les compresseurs centrifuges.

Il y a également un autre type mixte : le compresseur « axialo-centrifuge ».

I-4-3-1) Les compresseurs axiaux :

Un compresseur axial résulte d'un empilage de plusieurs étages composés chacun d'un « aubage mobile » et un « aubage fixe ». Considérons d'abord un tel étage de compresseur. L'aubage mobile (roue ou rotor) est constitué d'un disque circulaire sur lequel sont fixées des « aubes » qui se ressemblent à des petites ailes (ailettes), il tourne devant

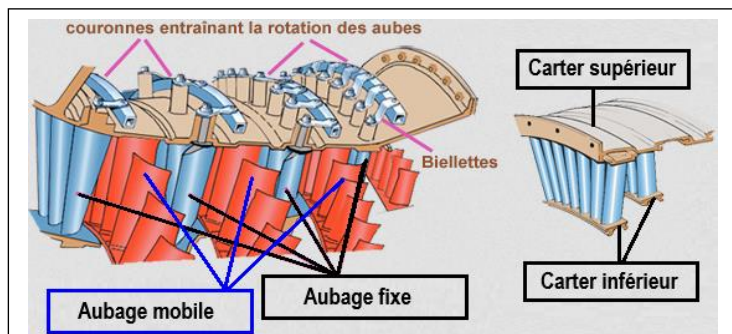


Figure I-10 : Une partie d'un compresseur axial

l'aubage fixe (grille fixe ou stator), qui est porté par le carter du compresseur dont les aubes sont réglables en position autour de leurs axes pour optimiser l'écoulement des gaz. La compression de l'air s'effectue en deux phases :

- Premièrement, l'aubage mobile procure une accélération aux particules d'air, en les déviant par rapport à l'axe du moteur (en augmentant leurs vitesses relatives).
- Deuxièmement, l'aubage fixe qui le suit, ralentit ces particules et transforme une partie de leur vitesse en pression. Cet aubage s'appelle aussi «redresseur», car il ramène l'écoulement de l'air accéléré par l'aubage mobile, dans l'axe du moteur.

Sur le plan aérodynamique, les performances d'un étage de compresseur sont caractérisées par trois grandeurs : débit d'air (Q_v), taux de compression ou rapport de pression (P/P_0) et son rendement (η). En fait les instruments de mesures du moteur suivent plutôt le régime de rotation (N en **tr/mn**), mais ce qui compte sur le plan aérodynamique ce sont les vitesses mécaniques (vitesses d'entraînement) ($U = N \cdot \text{Rayon} \cdot \pi / 30$ en **m/s**) et surtout les vitesses d'écoulement devant et dans les aubages. Un compresseur complet possède toute une succession d'étages, dont l'allongement des aubes (la hauteur des ailettes) varie le long du compresseur, il devient de plus en plus faible au fur et à mesure qu'on progresse dans le compresseur, pour compenser les variations de la masse volumique du fluide et pour garder la vitesse axiale constante [8].

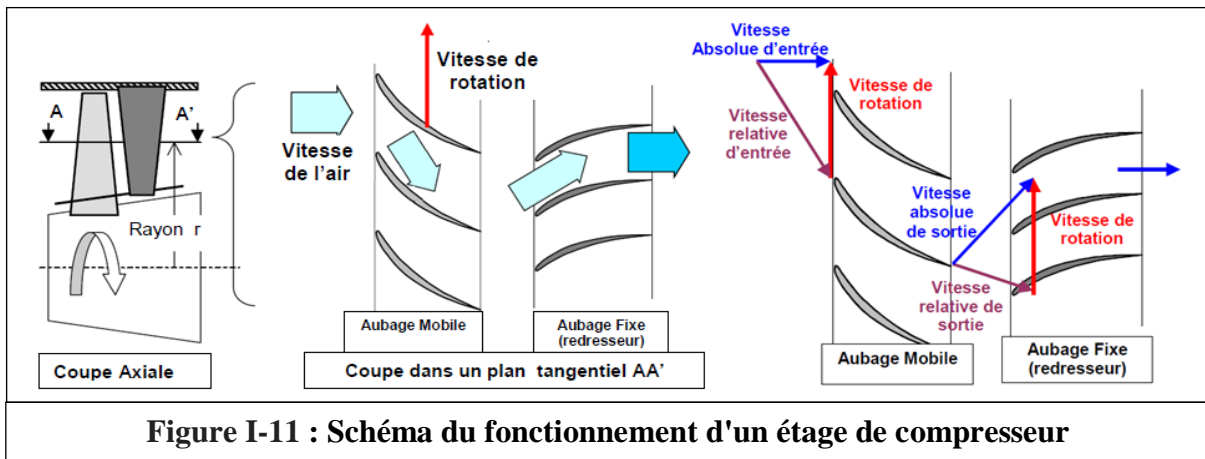


Figure I-11 : Schéma du fonctionnement d'un étage de compresseur

I-4-3-2) Les compresseurs centrifuges :

Un compresseur centrifuge est constitué d'un « rouet » à palettes radiales et de deux diffuseurs : un radial et l'autre axial (voir la figure ci-dessous).

Dans un compresseur centrifuge, le rouet aspire l'air axialement et le refoule radialement après l'avoir accéléré et comprimé, grâce à l'effet de la force centrifuge. Cet air est ensuite redressé en passant par le diffuseur radial puis le diffuseur axial, ce qui transforme une partie de sa vitesse en pression. Un collecteur récupère finalement cet air comprimé pour l'amener dans l'axe de la chambre de combustion. Un tel compresseur présente l'avantage de fournir un taux de compression en 1 étage, supérieur à celui d'un compresseur axial en 5 étages. En contrepartie, son encombrement radial est important et conduit à des maîtres couples rédhibitoires en

matière de poussée. En revanche, le compresseur centrifuge est souvent utilisé dans les moteurs des hélicoptères dont le but est beaucoup moins de pousser que de faire tourner leurs pales [8].

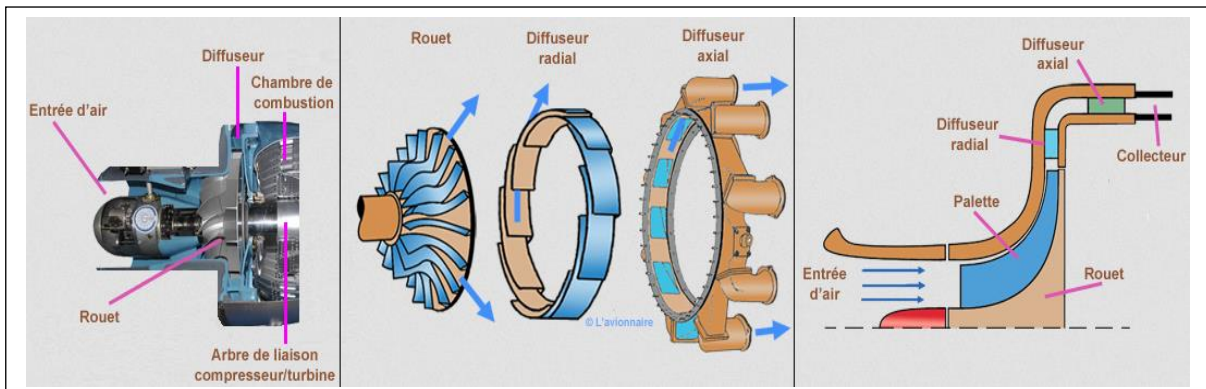


Figure I-12 : Compresseur centrifuge avec un schéma descriptif

I-4-4- La chambre de combustion :

Située entre le compresseur HP et la turbine HP, la chambre de combustion est destinée alors à chauffer l'air qui sort du dernier étage de compresseur HP afin de lui apporter l'énergie nécessaire à faire mouvoir la ou les turbines et à donner suffisamment de poussée à l'éjection [8]. Il est bien évident que le fonctionnement d'une chambre de combustion varie d'un constructeur à un autre, mais le fonctionnement général reste relativement identique. L'air qui pénètre dans la chambre de combustion se répartit en plusieurs circuits. Une grande partie passe par la tête du foyer pour alimenter les systèmes d'injection et donc contribuer à la combustion, tandis que l'autre partie la contourne. L'air de contournement sert à la fois au refroidissement des parois, à diluer et à bien mélanger l'écoulement dans le foyer (voir le schéma ci-dessous). La chambre de combustion peut être partagée en trois zones thermiques : une zone primaire, une zone secondaire et une zone de dilution. La température varie aux alentours de 2000°C entre la zone primaire et la zone secondaire pour arriver à la sortie de la chambre avec une valeur d'environ de 1200°C [10].

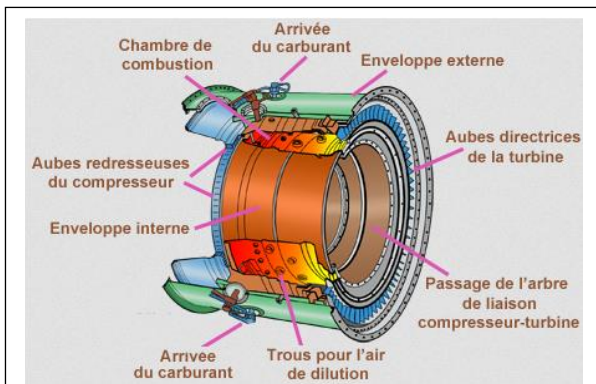


Figure I-13 : Chambre de combustion

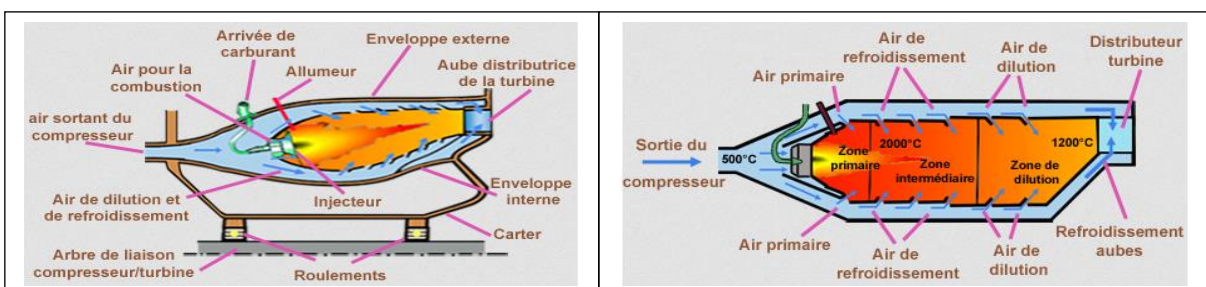


Figure I-14 : Circuits d'air et zones thermiques dans la chambre de combustion

I-4-5- Les turbines :

Sur un turboréacteur, la turbine a pour rôle de récupérer une partie de l'énergie issue de la combustion des gaz pour faire entraîner le compresseur, la soufflante et autres accessoires, à l'aide d'un arbre de transmission (arbre de liaison). Comme pour les compresseurs il existe deux sortes de turbines:

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

Dans un turboréacteur double corps la turbine HP entraîne le compresseur HP tandis que la turbine BP entraîne le compresseur BP et la soufflante ^[10].

I-4-5-1) Les turbines axiales :

Une turbine axiale peut comporter un ou plusieurs étages selon les besoins en énergie, un étage est constitué d'un aubage fixe (distributeur ou stator) suivi d'un aubage mobile (roue mobile ou rotor). Sortant de la chambre de combustion les gaz de fin de combustion vont se détendre dans le distributeur, ce qui va accélérer l'écoulement en le déviant. Sous l'effet de cet écoulement la roue mobile tourne comme le montre la figure ci-contre ^[10].

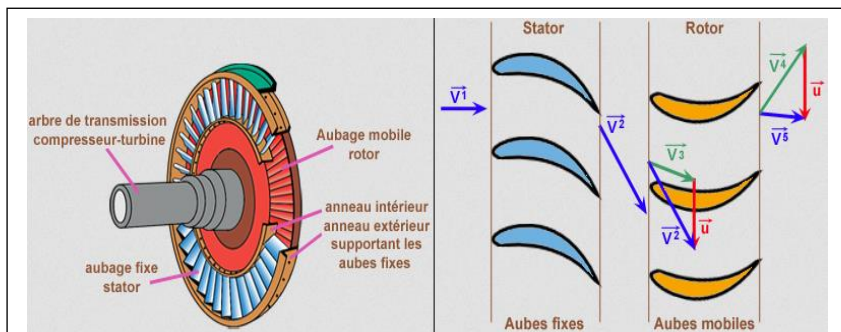


Figure I-15 : Un étage d'une turbine axiale

le distributeur, ce qui va accélérer l'écoulement en le déviant. Sous l'effet de cet écoulement la roue mobile tourne comme le montre la figure ci-contre ^[10].

a) Le distributeur :

Le distributeur est constitué d'un ensemble des aubes directrices maintenues par un anneau intérieur et un anneau extérieur (voir la figure ci-contre). Son rôle est de diriger l'écoulement des gaz sortant de la chambre de combustion sur les aubes de rotor de la turbine. Pour les turbines à plusieurs étages, chaque distributeur est intercalé entre les rotors de la turbine pour redresser les filets d'air. Ces aubes directrices étant exposées aux gaz chauds de combustion, ce qui nécessite un refroidissement pour atténuer les contraintes thermiques qui peuvent endommager l'aube. L'aube directrice est pourvue d'une cloison interne qui épouse

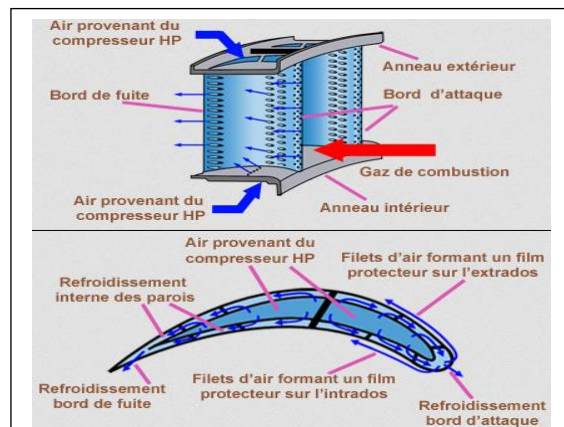


Figure I-16 : Aubes d'un distributeur

sa forme. Des trous répartis sur cette cloison vont permettre à l'air de refroidir la paroi interne de l'aube. Après avoir refroidi les surfaces internes, l'air s'échappe par des trous sur le bord d'attaque afin de le refroidir. Une rangée de trous disposée de chaque côté du bord d'attaque permet de refroidir l'intrados et l'extrados par recouvrement de film. Une autre rangée de trous disposée sur le bord de fuite en assurant le refroidissement par convection [10].

b) Le rotor :

Comme les aubes directrices du distributeur les ailettes du rotor sont exposées aux gaz chauds de combustion, il est donc nécessaire de les refroidir. Le principe est le même que pour les aubes directrices. De l'air provenant du compresseur HP pénètre à l'intérieur de l'ailette puis s'échappe par le bord d'attaque en créant un refroidissement par film protecteur sur l'extrados et l'intrados, et par convection sur le bord de fuite [10].

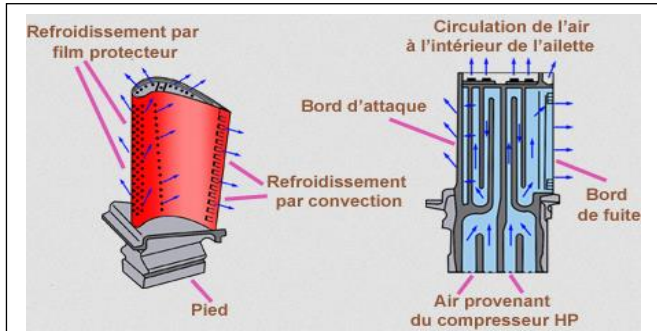


Figure I-17 : Ailette d'un rotor

I-4-5-2) Les turbines centrifètes :

Une turbine centrifète comporte, en suivant le sens d'écoulement des gaz de fin de combustion : un distributeur, une roue mobile et un diffuseur. Le rôle du distributeur est d'orienter et d'accélérer le flux des gaz chauds. La roue doit être centrifète ou hélico-centrifète mais toujours ouverte afin de diminuer sa masse et son moment d'inertie. Elle doit être calculée pour qu'au point d'adaptation le fluide sorte axialement afin d'entrer convenablement dans le diffuseur qui relie entre la turbine et la tuyère d'éjection [11].

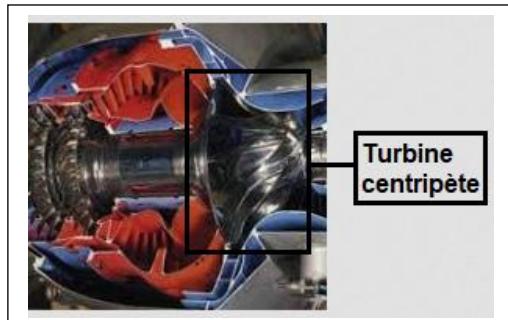


Figure I-18 : Turbine centrifète

I-4-6- La tuyère d'éjection :

Dans le cas le plus simple (turbo réacteur simple-flux subsonique), la tuyère ressemble à un gros tuyau d'une section généralement convergente qui accélère l'air en sortie de la turbine et l'amène à la vitesse d'éjection optimale (pour obtenir le maximum de poussée). Si le turbo réacteur possède une réchauffe (une postcombustion), la tuyère est à

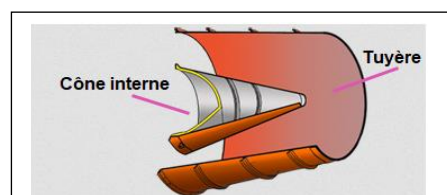


Figure I-19 : Coupe d'une tuyère d'éjection

section variable (convergente puis divergente ou simplement convergente) pour s'adapter à diverses conditions de fonctionnement. La variation de section se fait généralement en fermant plus ou moins, grâce à des volets montés à la périphérie de la tuyère [8].

I-4-7- Les paliers et les enceintes :

Les arbres de transmission « turbine/compresseur » doivent pouvoir tourner à des très grandes vitesses, tout en restant rigoureusement rectilignes et parfaitement dans l'axe du turbo réacteur. Ils doivent pouvoir aussi supporter des efforts de plusieurs tonnes ainsi qu'un minimum de balourds accidentels. Pour cette raison, des organes mécaniques appelés « paliers » (sont généralement à roulements à billes ou à rouleaux) sont mis en place pour supporter et guider ces arbres de transmission en s'appuyant sur des structures fixes du turbo réacteur. Ces structures fixes sont à l'image des chambres-palier pressurisées et maintenues par des bras fixés au carter du turbo réacteur. Ces chambres comprennent des joints d'étanchéité et permettent de contenir un liquide de lubrification (généralement de l'huile) injectée par une pompe au niveau des paliers, afin de contribuer au bon rendement du turbo réacteur et donc à sa moindre consommation de carburant. A la fin de la lubrification, l'huile doit être refroidie par du carburant et renouvelée pour compenser les fuites. Pour éviter le déplacement vers l'avant ou vers l'arrière des ensembles mobiles, le palier amont est un palier de butée (roulement à billes). En fait, le déplacement longitudinal des arbres et donc celui des corps, est contrôlé dans des « enceintes » pressurisées. Celles ci contiennent des pistons solidaires aux arbres, sur lesquels s'exercent des efforts de pression variables selon les cas de vol [8].

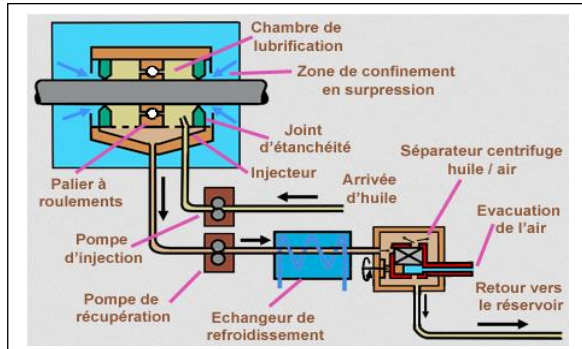


Figure I-20 : Principe de lubrification d'un palier

« enceintes » pressurisées. Celles ci contiennent des pistons solidaires aux arbres, sur lesquels s'exercent des efforts de pression variables selon les cas de vol [8].

I-4-8- Les boîtiers d'accessoires :

Un boîtier d'accessoires ou **AGB** (accessory gearbox) 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 générateurs électriques - les pompes hydrauliques - les pompes de

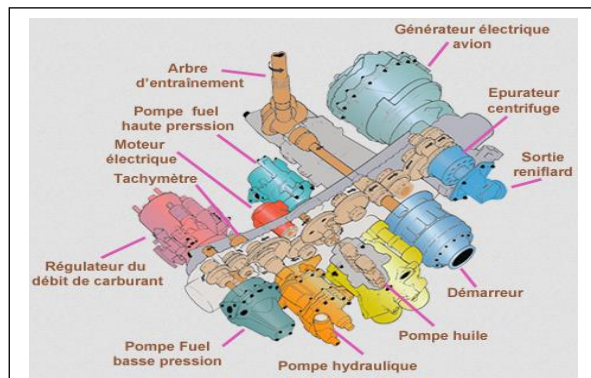


Figure I-21 : Boîtier d'accessoires

carburant - les pompes pour lubrification, etc. Dans les turboréacteurs de la famille CFM, les boîtiers d'accessoires sont généralement montés dans la zone du compartiment de soufflante. Ils sont plus précisément suspendus à des brides formées sur le carter métallique de rétention de ce compartiment de soufflante. Ils peuvent être également montés dans le compartiment central du turboréacteur, et plus particulièrement autour du compresseur haute pression ^[10].

I-4-9- Le système de régulation :

C'est le système qui permet d'obtenir la poussée demandée sans toutefois franchir les limites de la sécurité : ce système gère bien évidemment l'arrivée du combustible, mais aussi les systèmes à géométrie variable de la machine (section de tuyère, calages variables des aubes fixes du compresseur et de la turbine, ...). Il est composé d'un ensemble d'équipements liés par des lois de fonctionnement qui résultent soit des lois de l'hydraulique et de la mécanique lorsque cette régulation est hydromécanique, soit des lois implantées dans un ordinateur lorsque la régulation est numérique (les valeurs des débits, des températures, des pressions, ...). Cet ensemble d'équipements est géré par un ordinateur programmé, fixé sur le carter du turboréacteur. La régulation a pour but d'éviter en priorité :

- les survitesses des arbres transmission ;
- les surchauffes au niveau des turbines et de la chambre de combustion ;
- les baisses imprévues de poussée ;
- les zones de fonctionnement dangereuses ou aléatoires ;
- les extinctions du turboréacteur, ...

Pour vérifier l'action des consignes, le système de régulation utilise une instrumentation répartie sur l'ensemble du turboréacteur : elle peut être doublée lorsque la sécurité de vol ou la sûreté du turboréacteur est en jeu. Avec la régulation de type numérique, le turboréacteur peut désormais dialoguer avec les calculateurs de l'aéronef et donc parfaitement assurer la symbiose entre le système propulsif et le système aéronef. Cette symbiose peut aller jusqu'à l'intégration au système de commande de vol (cas des tuyères vectorielles) ^[12].

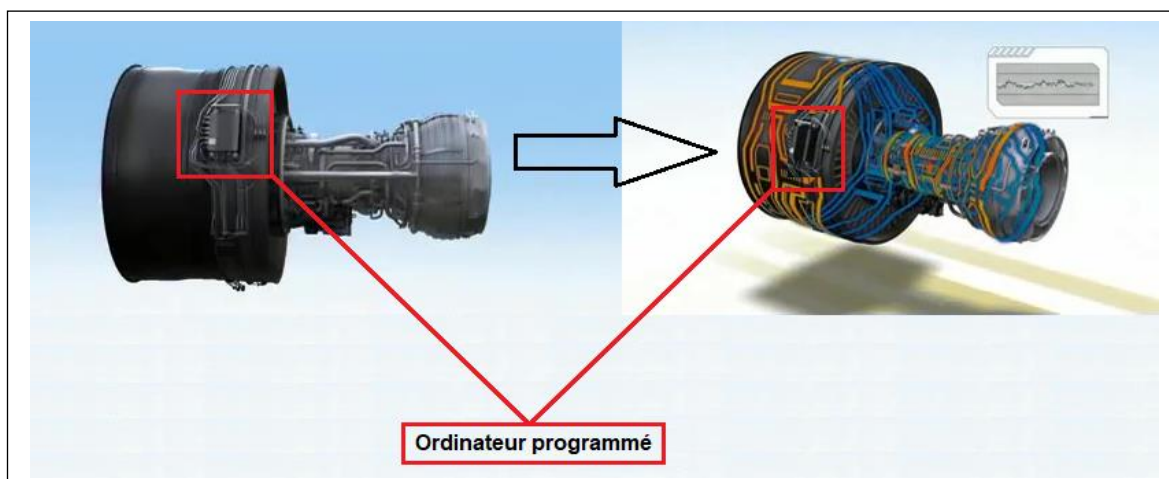


Figure I-22 : Le système de régulation du turboréacteur GE 90

I-5- Les différents types de turboréacteur :

I-5-1- Le turboréacteur à compresseur centrifuge :

Ce type de turboréacteur comprend un compresseur centrifuge lié mécaniquement par un arbre à une turbine, il offre l'avantage d'être simple à fabriquer. Sa faible longueur malgré son grand diamètre, a fait que ce type devient un moteur compact idéal pour les hélicoptères. Le turboréacteur à compresseur centrifuge est moins performant que celle à compresseur axial, la raison pour la quelle, il est rarement utilisé pour les avions ^[13].

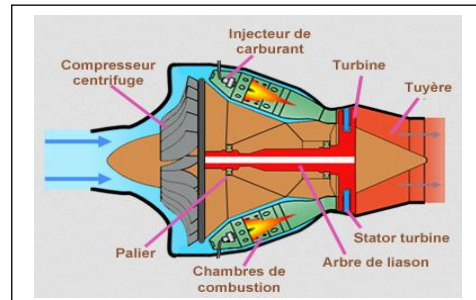


Figure I-23 : Turboréacteur à compresseur centrifuge

I-5-2- Le turboréacteur à compresseur axial :

I-5-2-1) Turboréacteur simple flux mono-corps :

C'est le type le plus simple, il comprend un compresseur à plusieurs étages lié mécaniquement par un arbre à une turbine à un ou plusieurs étages, ce qui fait que l'ensemble tourne à la même vitesse. Ce type de turboréacteur peut être conçu soit avec plusieurs chambres de combustion (chambres séparées), ou avec une seule chambre de combustion annulaire ^[13].

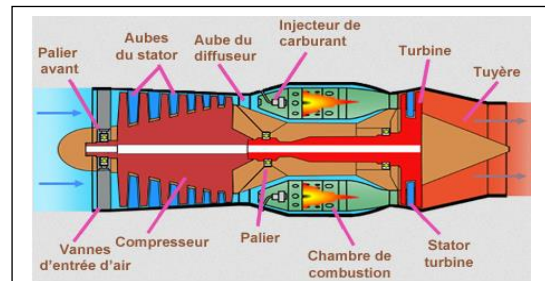


Figure I-24 : Turboréacteur simple flux mono-corps

I-5-2-2) Turboréacteur simple flux double-corps :

Pour augmenter la puissance, certains réacteurs ont un second compresseur relié à une seconde turbine. L'ensemble compresseur et turbine en rouge (figure ci-contre) constitue le corps haute pression qui tourne à une vitesse N_2 , tandis que l'ensemble compresseur et turbine en gris constitue le corps basse pression qui tourne à une vitesse $N_1 \neq N_2$. A noter que l'arbre de liaison du corps haute pression passe à l'intérieur de l'arbre du corps basse pression ^[13].

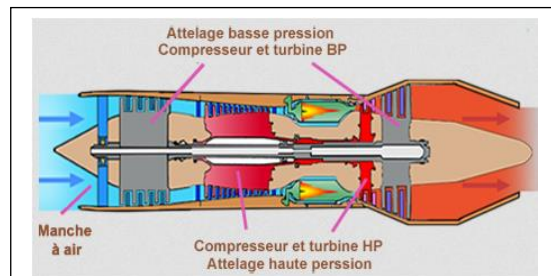


Figure I-25 : Turboréacteur simple flux double-corps

I-5-2-3) 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 haute pression, le compresseur haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression. Le flux secondaire ou flux froid contourne toute la partie chaude du réacteur. Les deux flux se rejoignent et se mélangent dans la tuyère avant d'être éjectés ^[13].

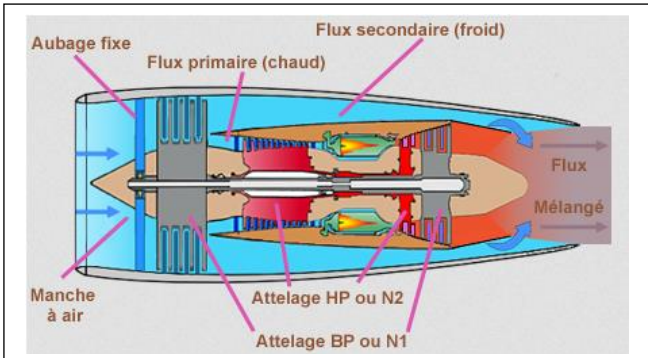


Figure I-26 : Turboréacteur double flux mélangés

I-5-2-4) Turboréacteur avec postcombustion :

Après la première combustion du carburant qui a lieu dans la chambre de combustion, la postcombustion appelée également réchauffe, située juste avant la tuyère d'éjection, provoque une deuxième combustion, en injectant du carburant (Kérosène) se forme de vapeur dans l'air initial qui contient encore environ un tiers de l'oxygène, ce qui permet d'avoir un écoulement à forte vitesse qui sera accéléré encore en sortant par la tuyère d'éjection. 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 ^[13].

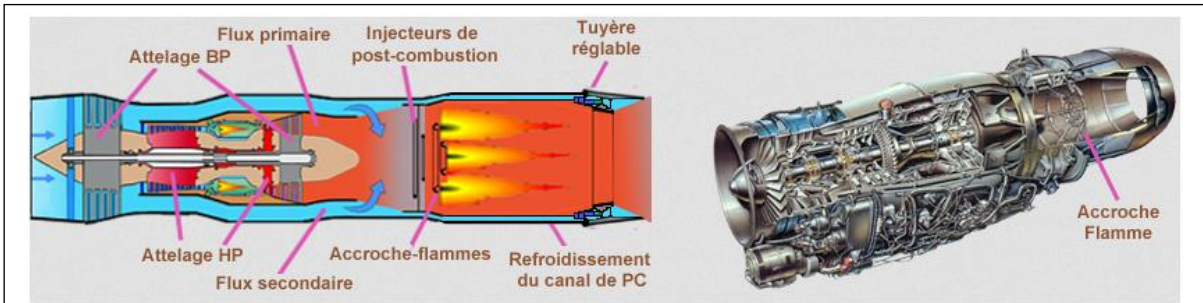


Figure I-27 : Turboréacteur avec postcombustion

I-5-2-5) Turboréacteur double flux avec grande soufflante :

Dans ce type de réacteur, il existe une grande soufflante située à l'amont du turboréacteur, entraînée par l'arbre basse pression, et qui reçoit la totalité de l'air aspiré, sera divisé après en deux parties : La majeure partie constitue le flux secondaire, l'autre partie constitue le flux 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 chemin secondaire est faiblement accélérée d'où une diminution du bruit. Malheureusement la soufflante de fort diamètre engendre d'autres bruits en aval et en amont notamment dans les phases d'approches lorsque la vitesse du jet est réduite. Le rapport entre le débit d'air du flux secondaire et celui du flux primaire s'appelle rapport de dilution ou taux de dilution. Ce rapport était de 1 au début des années 70 (moteur JT8D Boeing 737), il est actuellement supérieur à 8 comme le GP7200 de « Engine Alliance »^[13].

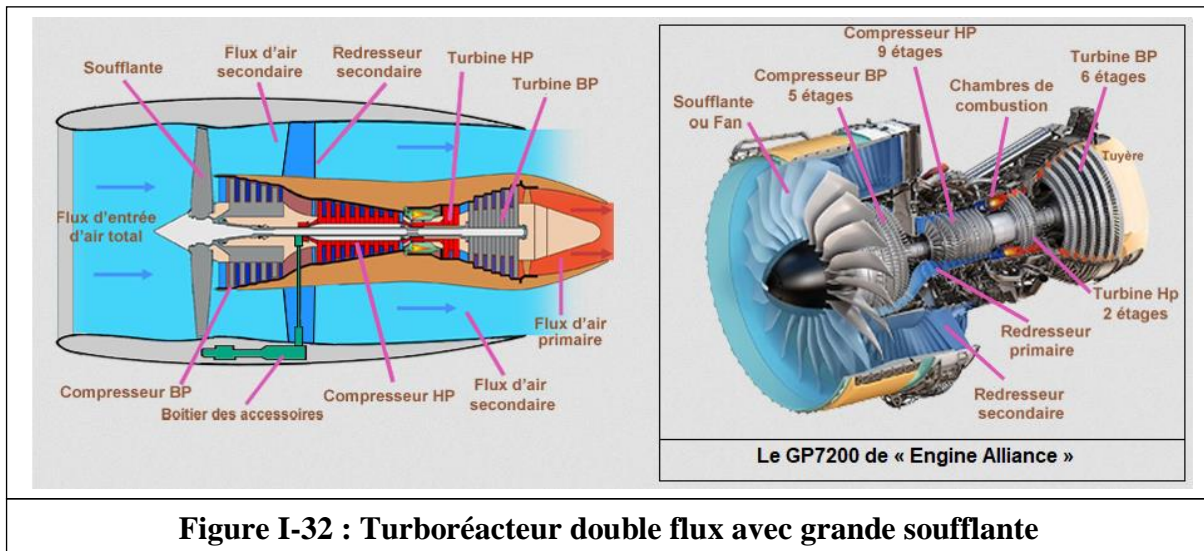


Figure I-32 : Turboréacteur double flux avec grande soufflante

I-6- Paramètres de performances d'un turboréacteur :

Les paramètres de performances varient relativement d'un turboréacteur à un autre selon le type (simple flux, simple flux avec postcombustion, double flux séparés...), pour cela on choisit le cas d'un turboréacteur simple flux. Pour un turboréacteur simple flux, on distingue les paramètres de performance suivants :

- La poussée ;
- La poussée spécifique ;
- La consommation spécifique ;
- Le rendement thermodynamique ou thermique ;
- Le rendement interne ;
- Le rendement de propulsion ;
- Le rendement global.

I-6-1- La poussée :

La poussée est la force de réaction à l'action des gaz chauds accélérés et éjectés sur l'air ambiant :

$$F = m_a \times (V_s - V_0) + m_c \times V_s + (P_s - P_0) \times S_s$$

Si la tuyère est adaptée ($P_s = P_0$), donc l'équation de poussée devient :

$$F = m_a \times (V_s - V_0) + m_c \times V_s$$

I-6-2- La poussée spécifique :

C'est le rapport entre la poussée et le débit massique total (débit massique d'air + débit massique du carburant) :

$$F_{sp} = F / (m_a + m_c)$$

I-6-3- La consommation spécifique :

C'est le rapport entre la consommation massique horaire et la poussée :

$$C_{sp} = CH / F$$

Or

$$CH = 3600 \times m_c$$

Et donc :

$$C_{sp} = (3600 \times m_c) / F$$

I-6-4- Le rendement thermodynamique (thermique) théorique :

C'est le rapport entre la puissance thermique théorique (mécanique) et la puissance calorifique :

$$\eta_{th} = P_{th-t} / P_{cal}$$

Or

$$P_{cal} = m_c \times PCI$$

Et

$$P_{th-t} = P_{cal} - m \times C_{pg} \times (T_s - T_0)$$

I-6-5- Le rendement thermique (thermodynamique) réel :

C'est le rapport entre la puissance thermique réelle (cinétique) et la puissance calorifique :

$$\eta_{tr} = P_{th-r} / P_{cal}$$

Or

$$P_{th-r} = 1/2 \times m_a \times (V_s^2 - V_0^2) + 1/2 \times m_c \times V_s^2$$

I-6-6- Le rendement interne :

C'est le rapport entre la puissance thermique réelle (cinétique) et la puissance thermique théorique (mécanique) :

$$\eta_i = P_{th-r} / P_{th-t}$$

I-6-7- Le rendement de propulsion :

C'est le rapport entre la puissance de propulsion et la puissance thermique réelle :

$$\eta_p = P_p / P_{th-r} \quad \text{Or} \quad P_p = F \times V_0 = [m_a \times (V_s - V_0) + m_c \times V_s] \times V_0$$

I-6-8- Le rendement global :

C'est le rapport entre la puissance de propulsion et la puissance calorifique :

$$\eta_g = P_p / P_{cal}$$

I-7- Croisière et point fixe :

La croisière représente la phase du vol située entre le décollage et l'atterrissage. Lors de cette phase, l'aéronef atteint une vitesse, dite vitesse de croisière, correspondant au régime des moteurs prévu pour la partie courante d'un vol, c'est-à-dire sans la phase de montée et d'approche en vue de l'atterrissage. Durant cette phase l'aéronef suit un trajet dans une configuration optimale du point de vue de sa consommation en carburant, appelée "croisière économique" ^[14].

Le point fixe représente les situations où le turboréacteur peut fonctionner à son régime maximal sans être propulsé, elles sont souvent sur terre à l'image des bancs des essais.

**CHAPITRE II : LE
TURBOREACTEUR DOUBLE
FLUX DOUBLE CORPS**

II-1- Caractéristiques du turboréacteur double flux double corps :

II-1-1- La gamme de poussées :

Elle s'exprime en **N** (Newton). La gamme de poussée des turboréacteurs double flux est très vaste. La poussée maximale (au point fixe) varie de 1319 **daN** (déca-Newton) pour le plus petit, à 40 000 **daN** pour le plus grand (le GE90-115B de GENERAL ELECTRIC).

Pour les turboréacteurs double flux équipant les avions de transports civils tels que les A320, les Boeing 737..., le plus puissant de la famille la plus célèbre, celle des CFM56 de CFM INTERNATIONAL, a une poussée maximale de 15 100 **daN** ^[8].

II-1-2- La puissance :

Ce n'est pas une grandeur très utilisée (les motoristes et les avionneurs préfèrent la poussée). Pour le plus grand des moteurs cités ci-dessus, elle est de l'ordre de 80 **MW** (Méga-Watt). Ceci représente environ 110 000 **CV**, 1000 fois plus qu'une automobile de tourisme de classe moyenne ^[8].

II-1-3- La masse :

Elle varie de 295 **Kg** pour le plus petit jusqu'à 7 500 **Kg** pour le plus grand des turboréacteurs, soit environ 50 fois plus élevée que celle du moteur d'une automobile moyenne ^[8].

II-1-4- Le débit d'air absorbé :

Le plus grand turboréacteur absorbe environ 1500 **kg/s**, soit plus de 1 100 **m³/s**, dont il ne brûle toutefois que le 1/20 de l'oxygène qu'il absorbe, ce qui est encore moins au régime maximal. Pour le turboréacteur le plus petit, le débit d'air absorbé est de l'ordre de 28,1 **kg/s** ^[8].

II-1-5- La consommation en carburant :

Elle dépend avant tout de la poussée du moteur. Pour comparer les performances des turboréacteurs entre eux, on utilise la notion de « consommation spécifique » qui s'exprime en **Kg/(daN.h)**. Elle varie d'un turboréacteur à un autre, soit autour de 0,55 en vol de croisière. Pour le plus grand turboréacteur double flux (GE 90), en croisière toujours, la consommation effective de carburant est de plus de 3000 **kg/h**, soit près de 4000 **l/h** (litres par heure). Cela représente environ 400 **litres** au 100 **km**, soit environ 80 fois plus qu'une automobile économique ^[8].

Il ne faut toutefois pas perdre de vue que la consommation au décollage et en montée est beaucoup plus importante qu'en croisière. Finalement, sur un vol complet de 10 000 **km**, un B777 équipé de deux GE 90 consommera en moyenne de l'ordre de 1800 **litres** au 100 **km**, pour environ 400 passagers avec leurs bagages, soit environ 5 **litres** aux 100 **km** par passager ^[8].

II-1-6- La fiabilité :

Elle conditionne la sécurité des personnes et des biens. C'est une notion statistique qui s'apprécie d'abord pour les divers constituants, puis globalement au niveau du turboréacteur. A ce niveau on utilise couramment le « taux d'arrêt du moteur en vol » (IFSD). La plupart des turboréacteurs double flux se situe à moins d'un arrêt pour 500 000 **heures** de vol, ou encore moins d'un arrêt pour 400 millions de **km**. Pour donner une représentation plus imagée, on peut dire qu'un turboréacteur moderne doit pouvoir faire plus de deux allers et retours Terre-planète Mars (lorsqu'elle est à sa plus grande distance de la Terre), et ceci sans panne ^[8].

II-1-7- Le bruit :

Des progrès très importants ont été accomplis depuis le début de l'ère des turboréacteurs double flux double corps, des réductions supérieures à 10 **dB** (décibel) ont été constatées aussi bien au décollage, qu'au survol et à l'atterrissage. Les recherches qui sont menées actuellement et qui vont encore se poursuivre, devraient permettre d'obtenir des réductions de bruit du même ordre de grandeur dans les vingt ans à venir ^[8].

II-1-8- La pollution atmosphérique :

Les émissions polluantes qui résultent de la combustion du kérosène dans les turboréacteurs, représentent un véritable problème pour les scientifiques et les industriels. Actuellement, la situation est la suivante :

- Le transport aérien participe à moins de 5% aux émissions polluantes au voisinage des zones habitées.
- Le gaz carbonique (CO₂) émis par le transport aérien ne contribue que pour 2 % à l'effet de serre autour du globe terrestre.
- L'impact des oxydes d'azote (NO_x) est non mesurable.

Grâce aux nouvelles technologies des turboréacteurs double flux et grâce à une réduction de plus de 50% des consommations spécifiques, les émissions polluantes ont été globalement réduites de 50% (chiffre bien entendu variable suivant les espèces de « polluant » : oxydes de carbone, oxydes d'azote, ...) ^[8].

II-2- Cycle thermodynamique :**II-2-1- Cycle à double flux séparés :**

Dans un cycle à double flux séparés, le transfert d'énergie entre le flux primaire et le flux secondaire s'effectue uniquement sous forme mécanique. Le cycle ordinaire **ABCDF** est parcouru par le flux primaire caractérisé par le débit massique m_i , tandis que le cycle **AB"D** est parcouru par le flux secondaire caractérisé par le débit massique m_e ^[7].

Au départ l'air qui caractérise le flux primaire sera comprimé de **A** à **B** au niveau du diffuseur puis au niveau du compresseur basse pression et haute pression. Ensuite, cet air comprimé se mélange avec du carburant pulvérisé au niveau de la chambre de combustion ce qui provoque la combustion de **B** à **C** qui génère une quantité très importante d'énergie sous forme des gaz chauds. Après, les gaz chauds vont se détendre de **C** à **D** dans la turbine haute pression et de **D** à **E** dans la turbine basse pression. A la fin de ce cycle, ce qui reste comme énergie sera transformé en vitesse par détente dans la tuyère d'éjection primaire de **E** à **F** permettant d'avoir un bon rendement propulsif. Au moyen de la détente supplémentaire **DE**, on communique au flux secondaire une énergie ($h_{B''} - h_A$) grâce à une soufflante accouplée mécaniquement à l'avant du turboréacteur (ce qui permet d'accélérer le flux secondaire), tandis que la détente **CD** est destinée à fournir le travail du compresseur haute pression ^[7].

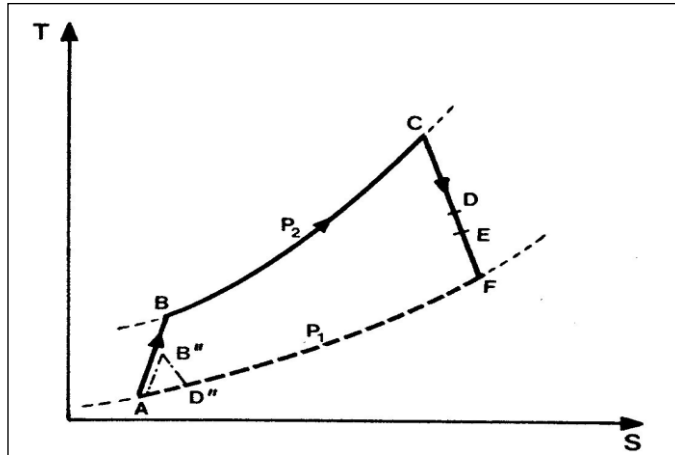


Figure II-1 : Diagramme (T-S) du cycle thermodynamique à double flux séparés

Le flux secondaire subit simplement une compression partielle de **A** à **B''** suivie d'une détente dans la tuyère d'éjection secondaire de **B''** à **D''**, en fournissant une puissance exercée modérée, un peu inférieure à la puissance mécanique qu'il a reçue, et donc il bénéficie lui aussi d'un bon rendement propulsif ^[23].

II-2-2- Cycle à double flux mélangés (à dilution) :

Après avoir fourni comme précédemment de l'énergie mécanique au flux secondaire, on peut aussi élever son niveau énergétique à celui du flux primaire en les mélangeant : c'est alors le cycle à dilution. Le point représentatif **E''** du mélange a pour enthalpie la moyenne pondérée de celle des constituants. Le mélange entraîne une augmentation d'entropie, mais la puissance propulsive ne sera pas affectée de façon significative. La détente motrice **E''F''** s'opère ensuite dans une tuyère unique. Le flux de dilution, prélevé en **B'** après la soufflante, est mélangé à celui sortant de la turbine basse pression (**E**), le mélange à température intermédiaire (**E''**) est détendu de **E''** à **F''** dans la tuyère ^[7].

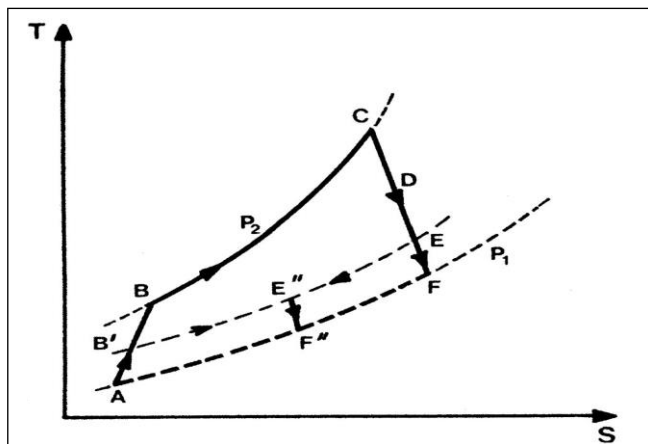


Figure II-2 : Diagramme (T-S) du cycle à dilution

II-3- Avantages et inconvénients d'un turboréacteur double flux :

II-3-1- Les avantages :

- ❖ La poussée développée est plus grande que celle développée par le turboréacteur à simple flux.
- ❖ Le poids par unité de poussée est inférieur à celui du turbopropulseur.
- ❖ Dans les turboréacteurs à doubles flux : les gaz d'échappement sont noyés dans le flux d'air supplémentaire, il en résulte une nette diminution du bruit issu de la combustion et des organes en mouvement. Ce résultat a induit une quasi obligation de commercialisation d'avion avec ce type de réacteur pour une amélioration de la qualité de vie à bord de l'avion mais aussi aux abords des aéroports.
- ❖ Le turboréacteur double flux est moins polluant par rapport aux autres types.
- ❖ Un turboréacteur à double flux **développe** une plus grande poussée pour le décollage et l'ascension. De plus, il est bien plus économique aux vitesses plus basses.

II-3-2- Les inconvénients :

- ❖ La surface frontale est plus grande par à celle du turboréacteur simple flux.
- ❖ La consommation du carburant est plus élevée par rapport à celle du turbopropulseur.
- ❖ Le diamètre extérieur et la carène sont plus par rapport au turboréacteur simple flux.
- ❖ Comme tous les autres types, le turboréacteur double flux double corps nécessitent au démarrage d'être lancé, en fait c'est le compresseur qui doit dans un premier temps être mis en fonctionnement avant que la turbine puisse suffire pour lui procurer l'énergie nécessaire.
- ❖ Le plus des organes d'un turboréacteur double flux double corps a fait qu'il est plus lourd qu'un turboréacteur simple corps.
- ❖ Sa construction plus compliqué par rapport au turboréacteur simple flux.
- ❖ La limite de vitesse est inférieure à celle du turboréacteur simple flux ^[15].

II-4- Domaine d'application :

Parmi les turboréacteurs double flux on distingue **Larzac 04** (Longueur : 1180 mm. Diamètre max : 602 mm. Masse : 290 kg) donnant 1320 daN de poussée. Le rapport de dérivation (**R**) est de 0,53 comme valeur moyenne et la consommation spécifique au point fixe tombe à 0,71 kg/h.daN. Les arbres de cette machine tournent respectivement à 17000 tr/mn (BP) et 22750 tr/mn (HP). Le rapport de pression global au point fixe est de 10,5 et la température maximale est de 1130 °C. Ce type de réacteur a été destiné dans premier temps à équiper une large gamme d'appareil et visant principalement le marché civil, il a été utilisé aussi sur des avions comme le Dassault Dornier Alpha Jet et le HAL HJT-36 Sitara ^[7].

On distingue aussi le turboréacteur **CFM 56** (Sneema-General Electric), une machine compound de 9790 daN de poussée au banc d'essais et un rapport de dérivation de près de 0,86 (86% du débit est dérivé), ce qui lui confère une excellente consommation spécifique ($C_{sp0} = 0,68$ kg/h.daN seulement). Les corps tournent respectivement à 4675 tr/mn pour le BP, et 14240 tr/mn pour le HP. Le corps BP comporte l'étage de soufflante, 3 étages de compresseur axial, et 4 étages de turbine, tandis que le corps HP comporte 9 étages de compresseur et 1 étage de turbine. Le rapport de compression total atteint 29 au point fixe. La température devant la turbine HP est très élevée : 1290°C. Cette machine pèse environ 2 t. Le **CFM 56** équipe de nombreux modèles d'avions civils et militaires, comme le McDonnell Douglas DC-8, le Boeing C-135 et le Boeing 737 ^[7].

Dans la même lignée, il faut citer la machine **CF 650 A** (Sneema-General Electric) qui équipe l'Airbus et qui développe l'énorme poussée de 21800 daN, avec un rapport de pression, une température devant la turbine HP, et une consommation spécifique, voisins de ceux de la précédente. Le rapport de dérivation est un peu plus faible (0,82), avec un débit d'air de 660 kg/s, ce qui explique la faible vitesse de rotation de l'arbre BP : 3800 tr/mn. Cet arbre outre la soufflante, il comporte 3 étages de compresseur et 4 étages de turbine. L'arbre HP tourne à 10300 tr/mn et comporte 14 étages de compresseur et 2 étages de turbine. Cette machine pèse 3740 kg, et son diamètre extérieur atteint près de 2,700 m ^[7].

II-5- Paramètres de performances adaptés au turboréacteur double flux double corps :

Les paramètres de performances pour un turboréacteur à double flux varient relativement selon les deux types qui existent (à double flux séparés et à double flux mélangés).

II-5-1- Cas d'un turboréacteur à double flux séparés :

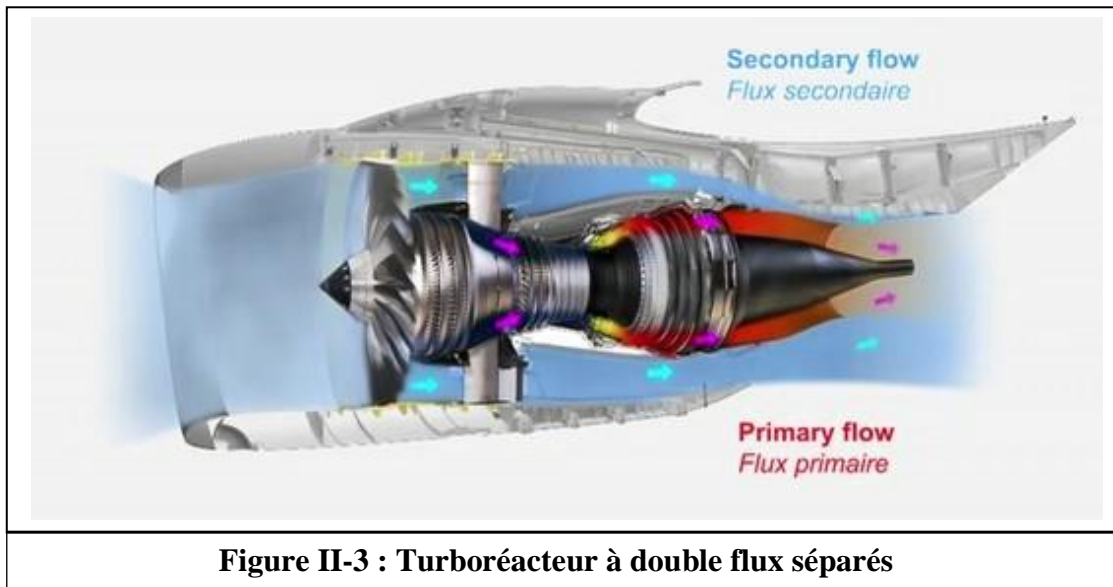


Figure II-3 : Turboréacteur à double flux séparés

II-5-1-1) La poussée :

Pour un turboréacteur considéré comme une tuyère adaptée :

$$F = m_i \times (V_{si} - V_0) + m_e \times (V_{se} - V_0) + m_c \times V_{si}$$

II-5-1-2) La poussée spécifique :

$$F_{sp} = F / (m_i + m_e + m_c)$$

II-5-1-3) La consommation spécifique :

$$C_{sp} = CH / F$$

Or

$$CH = 3600 \times m_c$$

Et donc :

$$C_{sp} = (3600 \times m_c) / F$$

II-5-1-4) La puissance calorifique :

$$P_{cal} = m_c \times PCI$$

II-5-1-5) La puissance thermodynamique ou thermique théorique (mécanique) :

$$P_{th-t} = P_{cal} - [m \times C_{pg} \times (T_{si} - T_0)] \quad \text{Or} \quad m = m_i + m_c$$

II-5-1-6) La puissance thermodynamique ou thermique réelle (cinétique) :

$$P_{th-r} = 1/2 \times m_i \times (V_{si}^2 - V_0^2) + 1/2 \times m_e \times (V_{se}^2 - V_0^2) + 1/2 \times m_c \times V_{si}^2$$

II-5-1-7) La puissance de propulsion :

$$P_p = F \times V_0 = [m_i \times (V_{si} - V_0) + m_e \times (V_{se} - V_0) + m_c \times V_{si}] \times V_0$$

Résumé :

$$P_{cal} = \underbrace{\underbrace{P_p}_{\text{puissance de propulsion}} + \underbrace{\frac{1}{2} m_i (V_{si} - V_0)^2 + \frac{1}{2} m_e (V_{se} - V_0)^2}_{\text{pertes tourbillon}}}_{\text{puissance thermique réelle}} + \text{pertes internes} + \underbrace{\left((m_i + m_c) \cdot C_{pg} \cdot (T_{si} - T_0) \right)}_{\text{perte source froide}}_{\text{puissance calorifique}}$$

II-5-1-8) Le rendement thermodynamique (thermique) théorique :

$$\eta_{th} = P_{th-t} / P_{cal}$$

II-5-1-9) Le rendement thermique (thermodynamique) réel :

$$\eta_{tr} = P_{th-r} / P_{cal}$$

II-5-1-10) Le rendement interne :

$$\eta_i = P_{th-r} / P_{th-t}$$

II-5-1-11) Le rendement de propulsion :

$$\eta_p = P_p / P_{th-r}$$

II-5-1-12) Le rendement global :

$$\eta_g = P_p / P_{cal}$$

II-5-2- Cas d'un turboréacteur à double flux mélangés (à dilution) :

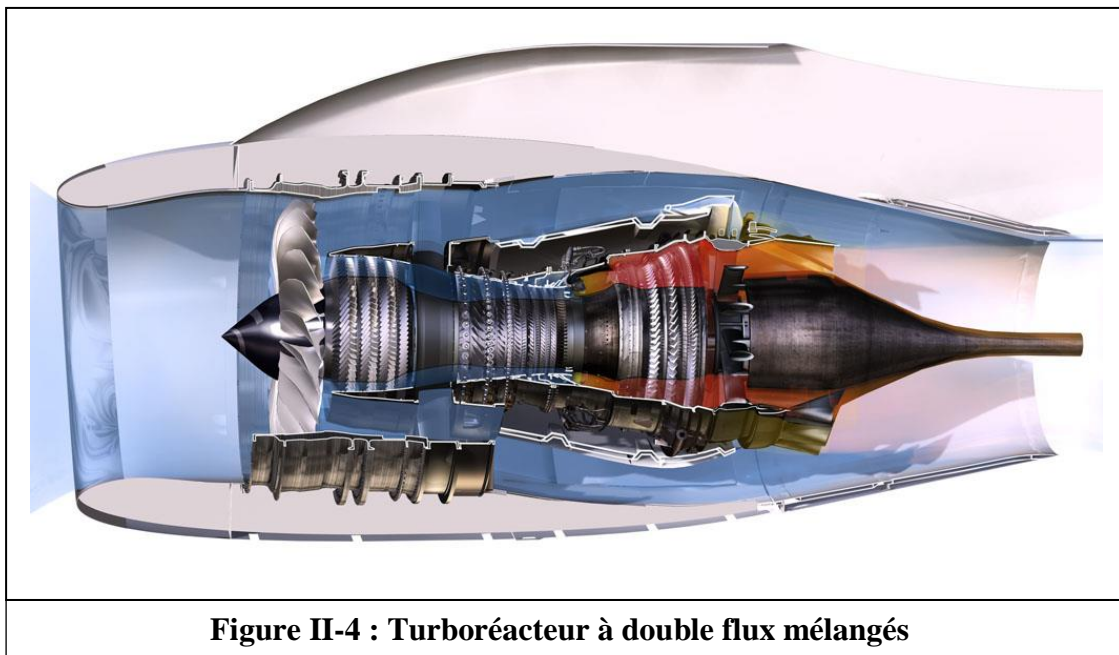


Figure II-4 : Turboréacteur à double flux mélangés

II-5-2-1) La poussée :

Pour un turboréacteur considéré comme une tuyère adaptée :

$$F = m_i \times (V_s - V_0) + m_e \times (V_s - V_0) + m_c \times V_s$$

II-5-2-2) La poussée spécifique :

$$F_{sp} = F / (m_i + m_e + m_c)$$

II-5-2-3) La consommation spécifique :

$$C_{sp} = CH / F$$

Or

$$CH = 3600 \times m_c$$

Et donc :

$$C_{sp} = (3600 \times m_c) / F$$

II-5-2-4) La puissance calorifique :

$$P_{cal} = m_c \times PCI$$

II-5-2-5) La puissance thermodynamique ou thermique théorique (mécanique) :

$$P_{th-t} = P_{cal} - [m_t \times C_{pm} \times (T_s - T_0)]$$

Or

$$m_t = m_i + m_c$$

II-5-2-6) La puissance thermodynamique ou thermique réelle (cinétique) :

$$P_{th-r} = 1/2 \times m_i \times (V_s^2 - V_0^2) + 1/2 \times m_e \times (V_s^2 - V_0^2) + 1/2 \times m_c \times V_s^2$$

II-5-2-7) La puissance de propulsion :

$$P_p = F \times V_0 = [m_i \times (V_s - V_0) + m_e \times (V_s - V_0) + m_c \times V_s] \times V_0$$

II-5-2-8) Le rendement thermodynamique (thermique) théorique :

$$\eta_{th} = P_{th-t} / P_{cal}$$

II-5-2-9) Le rendement thermique (thermodynamique) réel :

$$\eta_{tr} = P_{th-r} / P_{cal}$$

II-5-2-10) Le rendement interne :

$$\eta_i = P_{th-r} / P_{th-t}$$

II-5-2-11) Le rendement de propulsion :

$$\eta_p = P_p / P_{th-r}$$

II-5-2-12) Le rendement global :

$$\eta_g = P_p / P_{cal}$$

II-5-2-13) Le taux de dilution :

C'est le rapport entre le débit massique du flux secondaire et le massique du flux primaire :

$$\lambda = m_e / m_i$$

Tel que :

λ : le taux de dilution.

En accroissant le taux de dilution, on peut améliorer notablement le rendement de propulsion sans affecter le rendement thermique ^[16].

CHAPITRE III :

MODELISATION DU

TURBOREACTEUR CFM56-7B

III-1- Introduction :

Les calculs scientifiques sont nécessaires pour la prédiction de l'évolution des performances énergétiques des turboréacteurs, la raison pour laquelle, nous allons calculer dans ce chapitre les différents paramètres de performances du turboréacteur **CFM56-7B** au point fixe (au banc d'essais) en utilisant les équations citées dans le chapitre précédent. Le calcul sera divisé en deux parties : la première partie sera consacrée au calcul des paramètres de performances pour un cas constant du fonctionnement, tandis que la deuxième partie sera consacrée au calcul des paramètres pour un cas variable, pour voir l'influence de certains paramètres comme le taux de compression et la température de fin de combustion sur les performances du **CFM56-7B**. Le calcul de la deuxième partie sera effectué à l'aide du logiciel MATLAB.

III-2- Présentation du turboréacteur CFM56-7B :

Le CFM56-7B est un turboréacteur double flux double corps avec soufflante produit par CFM INTERNATIONAL, une société commune entre SAFRAN AIRCRAFT ENGINES et GENERAL ELECTRIC. Sélectionné par Boeing comme motorisation exclusive de sa gamme « 737 Next Generation », le CFM56-7B offre alors une poussée comprise entre 87 et 121 **KN**. Grâce à des évolutions importantes sur le corps haute pression et la turbine basse pression, la version la plus récente CFM56-7BE offre des améliorations de performances significatives : réduction de 1% de la consommation de carburant et de 4% des coûts de maintenance. Le CFM56-7BE et ses modules sont interchangeables avec les autres moteurs et modules de la famille CFM56-7B et les kits d'améliorations s'intègrent facilement aux CFM56-7B et CFM56-7B/3, ce qui offre une grande souplesse^[17].

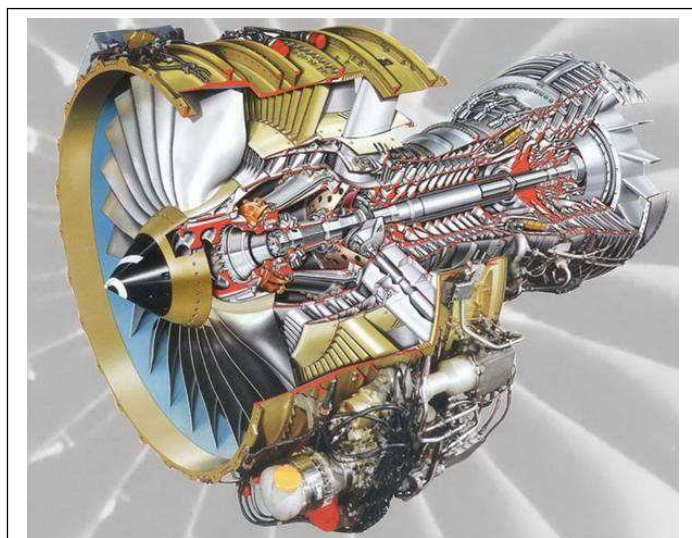


Figure III-1 : Coupe du CFM56-7B

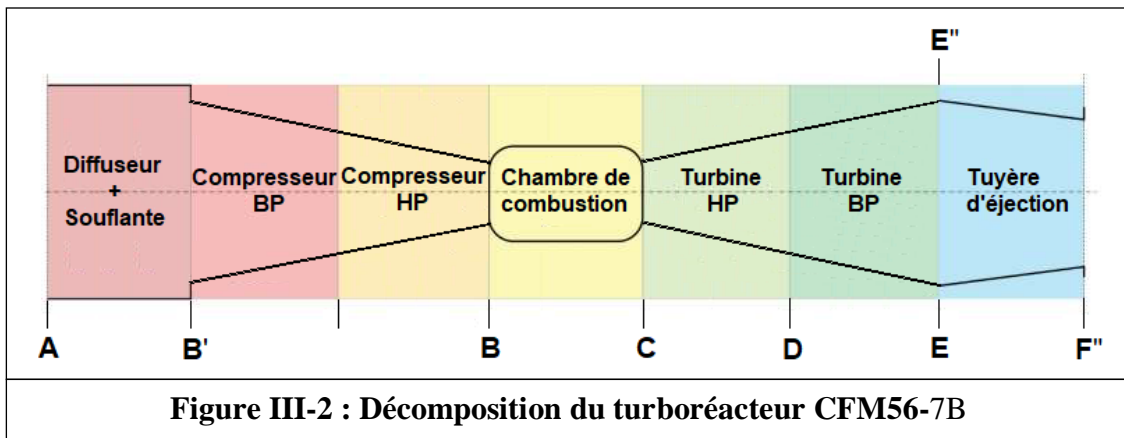
Poussée max au décollage (KN)	108
Taux de dilution	5,3
Taux de compression général max pour la montée	32,7
Poussée max en montée (KN)	26,5
Longueur (mm)	2 629
Diamètre de la soufflante (mm)	1 550

Nombre d'étages de la soufflante/compresseur basse /haute pression	1+3+9
Nombre d'étages de la turbine basse /haute pression	4+1
Poids sec (Kg)	2 385,90 / 2395,97
Tableau III-1 : Caractéristiques du turboréacteur CFM56-7B ^[17]	

III-3- Calcul des paramètres de performances du CFM56-7B :

III-3-1- Décomposition du CFM56-7B :

Pour faciliter la tâche du calcul, nous allons décomposer le turboréacteur CFM56-7B en des parties selon les besoins :



III-3-2- Données et hypothèse de calcul :

III-3-2-1) Hypothèse de calcul :

- La combustion est complète et isobare ;
- Les transferts de chaleur avec l'air atmosphérique sont négligés ;
- Les variations de l'énergie potentielle sont négligeables ;
- L'énergie cinétique est négligeable aux points de A à E'' ;
- L'écoulement est unidimensionnel (selon l'axe de rotation du turboréacteur), en régime permanent, sans action des forces de volume et sans rayonnement ;
- La tuyère fonctionne en régime adapté ;
- L'air et les gaz de combustion sont assimilables à des gaz parfaits ;
- La compression dynamique au niveau du diffuseur est négligeable ;
- Le turboréacteur CFM56-7B fonctionne selon le cycle thermodynamique à dilution.

III-3-2-2) Données de calcul :

- Constante des gaz parfaits : $r = 287,15 \text{ j/(Kg K)}$;

- Coefficient isentropique : $\gamma = 1,4$;
- Chaleur spécifique à pression constante de l'air : $C_{pa} = 1008,7 \text{ j/(Kg K)}$;
- Chaleur spécifique à pression constante des gaz : $C_{pg} = 1253 \text{ j/(Kg K)}$;
- Chaleur spécifique à pression constante du mélange (flux secondaire+flux primaire) : $C_{pm} = 1047,478 \text{ j/(Kg K)}$;
- Masse volumique de l'air au point A : $\rho_A = 1,29 \text{ Kg/m}^3$;
- Taux de dilution : $\lambda = 5,3$;
- Débit massique d'air total : $m_e + m_i = 408 \text{ Kg/s}$;
- Rendement de compression de la soufflante : $\eta_s = 0,88$;
- Rendement du compresseur basse pression : $\eta_{CBP} = 0,84$;
- Rendement du compresseur haute pression : $\eta_{CHP} = 0,82$;
- Rendement de la turbine haute pression : $\eta_{THP} = 0,90$;
- Rendement de la turbine basse pression : $\eta_{TBP} = 0,88$;
- Rendement de la tuyère d'éjection : $\eta_{Tuy} = 0,88$;
- Température de fin de combustion : $T_C = 1563 \text{ K}$;
- Rendement mécanique turbine-compresseur : $\eta_{T-C} = 0,95$;
- Le pouvoir calorifique du carburant : $PCI = 43920 \text{ Kj/Kg}$;
- Taux de compression global : $\tau = P_B/P_A = 29$.

Points	Température (K)	Pression (Kpa)	Vitesse (m/s)
A	$T_A = 300$	$P_A = 101,325$?
B'	?	?	$V_{B'} = 0$
B	?	?	$V_B = 0$
C	$T_C = 1563$?	$V_C = 0$
E	?	?	$V_E = 0$
E''	?	?	$V_{E''} = 0$
F''	?	$P_{F''} = 101,325$?

Tableau III-2 : Données de calcul du turboréacteur CFM56-7B

III-3-3- Calcul des paramètres de performances pour un cas constant :

III-3-3-1) Calcul de la vitesse et du nombre de Mach au point A :

$$(m_i + m_e) = \rho_A \times V_A \times \left(\pi \times \frac{d_A^2}{4} \right) \Rightarrow V_A = \frac{(m_i + m_e)}{\rho_A \times \left(\pi \times \frac{d_A^2}{4} \right)} = \frac{408}{1,29 \times \left(3,14 \times \frac{1,55^2}{4} \right)}$$

$$\Rightarrow \boxed{V_A = 167,702 \text{ m/s}}$$

$$M_A = \frac{V_A}{\sqrt{\gamma \times r \times T_A}} = \frac{167,702}{\sqrt{1,4 \times 287,15 \times 300}}$$

$$\Rightarrow M_A = 0,48 \approx 0,5$$

III-3-3-2) Calcul de la pression et de la température au point B :

A→B : transformation adiabatique (soufflante+compresseur haute pression+ compresseur basse pression) :

$$\tau = \frac{P_B}{P_A} \Rightarrow P_B = P_A \times \tau = 101,325 \cdot 10^3 \times 29$$

$$\Rightarrow P_B = 2938,425 \cdot 10^3 \text{ pa} = 2938,425 \text{ Kpa}$$

$$\frac{T_{Bis}}{T_A} = \left(\frac{P_B}{P_A} \right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)} = (\tau)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)} \Rightarrow T_{Bis} = T_A \times (\tau)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)} = 300 \times (29)^{\left(\frac{1,4-1}{1,4} \right)}$$

$$\Rightarrow T_{Bis} = 785,1K$$

$$\eta_S \times \eta_{CBP} \times \eta_{CHP} = \frac{h_{Bis} - h_A}{h_{Br} - h_A} = \frac{T_{Bis} - T_A}{T_{Br} - T_A} \Rightarrow T_{Br} = T_A + \frac{(T_{Bis} - T_A)}{\eta_S \times \eta_{CBP} \times \eta_{CHP}}$$

$$\Rightarrow T_{Br} = 300 + \frac{(785,1 - 300)}{0,88 \times 0,84 \times 0,82} \Rightarrow T_{Br} = 1100,3K$$

$$h_{Br} = C_{pa} \times T_{Br} = 1008,7 \times 1100,3$$

$$\Rightarrow h_{Br} = 1109,873 \cdot 10^3 \text{ j / Kg} = 1109,873 \text{ Kj / Kg}$$

III-3-3-3) Calcul de l'enthalpie au point C :

$$P_C = P_B = 2938,425 \cdot 10^3 \text{ pa} = 2938,425 \text{ Kpa}$$

$$T_C = 1563 K$$

$$h_C = C_{pg} \times T_C = 1253 \times 1563$$

$$\Rightarrow h_C = 1958,439 \cdot 10^3 \text{ j / Kg} = 1958,439 \text{ Kj / Kg}$$

III-3-3-4) Calcul de la pression, la température et l'enthalpie au point E :

C→E : transformation adiabatique (turbine haute pression+turbine basse pression) :

$$\eta_{T-C} = \frac{h_{Br} - h_A}{h_C - h_{Er}} = \frac{C_{pa} (T_{Br} - T_A)}{C_{pg} (T_C - T_{Er})} \Rightarrow T_{Er} = T_C - \left(\frac{C_{pa} (T_{Br} - T_A)}{C_{pg} \times \eta_{T-C}} \right)$$

$$\Rightarrow T_{Er} = 1563 - \left(\frac{1008,7 \times (1100,3 - 300)}{(1253 \times 0,95)} \right) \Rightarrow \boxed{T_{Er} = 884,8 K}$$

$$\eta_{THP} \cdot \eta_{TBP} = \frac{h_C - h_{Er}}{h_C - h_{Eis}} = \frac{(T_C - T_{Er})}{(T_C - T_{Eis})} \Rightarrow T_{Eis} = T_C - \left(\frac{(T_C - T_{Er})}{\eta_{THP} \cdot \eta_{TBP}} \right)$$

$$\Rightarrow T_{Eis} = 1563 - \left(\frac{(1563 - 884,8)}{(0,90 \times 0,88)} \right) \Rightarrow \boxed{T_{Eis} = 706,7 K}$$

$$\frac{T_C}{T_{Eis}} = \left(\frac{P_C}{P_E} \right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)} \Rightarrow P_E = \frac{P_C}{\left(\frac{T_C}{T_{Eis}} \right)^{\left(\frac{\gamma}{\gamma-1} \right)}} = \frac{2938,425 \cdot 10^3}{\left(\frac{1563}{706,7} \right)^{\left(\frac{1,4}{1,4-1} \right)}}$$

$$\Rightarrow \boxed{P_E = 182,634 \cdot 10^3 \text{ pa} = 182,634 \text{ Kpa}}$$

$$h_{Eis} = C_{pg} \times T_{Eis} = 1253 \times 706,7$$

$$\Rightarrow \boxed{h_{Eis} = 885,549 \cdot 10^3 \text{ j / Kg} = 885,549 \text{ Kj / Kg}}$$

$$h_{Er} = C_{pg} \times T_{Er} = 1253 \times 884,8$$

$$\Rightarrow \boxed{h_{Er} = 1108,654 \cdot 10^3 \text{ j / Kg} = 1108,654 \text{ Kj / Kg}}$$

III-3-3-5) Calcul de l'enthalpie et de la température au point B' :

On considère que la compression au niveau de l'étage de la soufflante est adiabatique :

$$\boxed{P_{B'} = P_E = 182,634 \cdot 10^3 \text{ pa} = 182,634 \text{ Kpa}}$$

$$\frac{T_A}{T_{B'is}} = \left(\frac{P_A}{P_{B'}} \right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)} \Rightarrow T_{B'is} = \frac{T_A}{\left(\frac{P_A}{P_{B'}} \right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)}} = \frac{300}{\left(\frac{101,325}{182,634} \right)^{\left(\frac{1,4-1}{1,4} \right)}}$$

$$\Rightarrow T_{B'is} = 355 K$$

$$\eta_S = \frac{T_{B'is} - T_A}{T_{B'r} - T_A} \Rightarrow T_{B'r} = T_A + \frac{(T_{B'is} - T_A)}{\eta_S} = 300 + \frac{(355 - 300)}{0,88}$$

$$\Rightarrow T_{B'r} = 362,5 K$$

$$h_{B'is} = C_{pa} \times T_{B'is} = 1008,7 \times 355$$

$$h_{B'is} = 358,088 \cdot 10^3 j / Kg = 358,088 Kj / Kg$$

$$h_{B'r} = C_{pa} \times T_{B'r} = 1008,7 \times 362,5$$

$$h_{B'r} = 365,654 \cdot 10^3 j / Kg = 365,654 Kj / Kg$$

III-3-3-6) Calcul de l'enthalpie, la température et la vitesse au point E''(après le mélange) :

Le mélange s'effectue à pression constante ($P_E = P_{B'} = P_{E''}$) :

$$h_{E''r} = \frac{(h_{B'r} \times \lambda) + h_{Er}}{(\lambda + 1)} = \frac{(365,654 \cdot 10^3 \times 5,3) + (1108,654 \cdot 10^3)}{(5,3 + 1)}$$

$$\Rightarrow h_{E''r} = 483,590 \cdot 10^3 j / Kg = 483,590 Kj / Kg$$

$$T_{E''r} = \frac{h_{E''r}}{C_{pm}} = \frac{483,590 \cdot 10^3}{1047,478} \Rightarrow T_{E''r} = 461,7 K$$

$$h_{E''is} = \frac{(h_{B'is} \times \lambda) + h_{Eis}}{(\lambda + 1)} = \frac{(358,088 \cdot 10^3 \times 5,3) + (885,549 \cdot 10^3)}{(5,3 + 1)}$$

$$\Rightarrow h_{E''is} = 441,812 \cdot 10^3 j / Kg = 441,812 Kj / Kg$$

$$T_{E''is} = \frac{h_{E''is}}{C_{pm}} = \frac{441,812 \cdot 10^3}{1047,478} \Rightarrow T_{E''is} = 421,8 K$$

$$P_{E''} = P_E = 182,634 \cdot 10^3 pa = 182,634 Kpa$$

III-3-3-7) Calcul de l'enthalpie, la température et la vitesse au point F'' :

E'' → F'' : transformation adiabatique (tuyère d'éjection) :

$$P_{F''} = P_A = 101,325 \cdot 10^3 pa = 101,325 Kpa$$

$$\frac{T_{E''is}}{T_{F''is}} = \left(\frac{P_{E''}}{P_{F''}} \right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)} \Rightarrow T_{F''is} = \frac{T_{E''is}}{\left(\frac{P_{E''}}{P_{F''}} \right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)}} = \frac{421,8}{\left(\frac{182,634}{101,325} \right)^{\left(\frac{1,4-1}{1,4} \right)}}$$

$$\Rightarrow T_{F''is} = 356,4K$$

$$h_{F''is} = C_{pm} \times T_{F''is} = 1047,478 \times 356,4$$

$$\Rightarrow h_{F''is} = 373,321 \cdot 10^3 \text{ j / Kg} = 373,321 \text{ Kj / Kg}$$

$$\eta_{Tuy} = \frac{h_{F''r} - h_{E''is}}{h_{F''is} - h_{E''is}} \Rightarrow h_{F''r} = h_{E''is} + \eta_{Tuy} (h_{F''is} - h_{E''is})$$

$$\Rightarrow h_{F''r} = 441,812 \cdot 10^3 + 0,88 \times (373,321 \cdot 10^3 - 441,812 \cdot 10^3)$$

$$\Rightarrow h_{F''r} = 381,540 \cdot 10^3 \text{ j / Kg} = 381,540 \text{ Kj / Kg}$$

$$h_{F''r} = C_{pm} \times T_{F''r} \Rightarrow T_{F''r} = \frac{h_{F''r}}{C_{pm}} = \frac{381,540 \cdot 10^3}{1047,478}$$

$$\Rightarrow T_{F''r} = 364,2K$$

On applique le théorème de Bernoulli entre E'' et F'', on obtient :

$$(h_{F''r} - h_{E''r}) + \frac{1}{2} (V_{F''}^2 - \overset{0}{V_{E''}^2}) = 0 \Rightarrow V_{F''} = \sqrt{2 \times (h_{E''r} - h_{F''r})}$$

$$\Rightarrow V_{F''} = \sqrt{2 \times (483,590 \cdot 10^3 - 381,540 \cdot 10^3)}$$

$$\Rightarrow V_{F''} = 451,774 \text{ m / s}$$

Points	Température (K)		Pression (Kpa)	Vitesse (m/s)
A	$T_A = 300$		$P_A = 101,325$	$V_A = 167,702$
B'	$T_{B'is} = 355$	$T_{B'r} = 362,5$	$P_{B'} = 182,634$	$V_{B'} = 0$
B	$T_{Bis} = 785,1$	$T_{Br} = 1100,3$	$P_B = 2938,425$	$V_B = 0$
C	$T_C = 1563$		$P_C = 2938,425$	$V_C = 0$
E	$T_{Eis} = 706,7$	$T_{Er} = 884,8$	$P_E = 182,634$	$V_E = 0$
E''	$T_{E''is} = 421,8$	$T_{E''r} = 461,7$	$P_{E''} = 182,634$	$V_{E''} = 0$
F''	$T_{F''is} = 356,4$	$T_{F''r} = 364,2$	$P_{F''} = 101,325$	$V_{F''} = 451,774$

Tableau III-3 : Résultats après le calcul

III-3-3-8) Calcul des débits massique :

$$\begin{cases} \lambda = \frac{m_e}{m_i} = 5,3 \\ m_e + m_i = 408 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} m_e = \lambda \times m_i \\ \lambda \times m_i + m_i = 408 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} m_e = \lambda \times m_i \\ m_i(\lambda + 1) = 408 \end{cases}$$

$$\Rightarrow \begin{cases} m_e = \lambda \times m_i \\ m_i = \frac{408}{(\lambda + 1)} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} m_e = \lambda \times m_i \\ m_i = \frac{408}{(5,3 + 1)} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} m_e = 5,3 \times 64,762 \\ m_i = 64,762 \end{cases}$$

$$\Rightarrow \boxed{\begin{cases} m_e = 343,238 \text{ Kg / s} \\ m_i = 64,762 \text{ Kg / s} \end{cases}}$$

$$m_c \times PCI = (m_i + m_c) \times h_C - m_i \times h_{Br} \Rightarrow m_c \times (PCI - h_C) = m_i \times h_C - m_i \times h_{Br}$$

$$\Rightarrow m_c = \frac{m_i \times h_C - m_i \times h_{Br}}{(PCI - h_C)} = \frac{64,762 \times 1958,439 \cdot 10^3 - 64,762 \times 1109,873 \cdot 10^3}{(43920 \cdot 10^3 - 1958,439 \cdot 10^3)}$$

$$\Rightarrow \boxed{m_c = 1,310 \text{ Kg / s}}$$

III-3-3-9) Calcul de la poussée :

$$F = m_i(V_{F''} - V_A) + m_e(V_{F''} - V_A) + m_c \times V_{F''}$$

$$\Rightarrow F = 64,762(451,774 - 167,702) + 343,238(451,774 - 167,702) + 1,310 \times 531,183$$

$$\Rightarrow \boxed{F = 116,838 \cdot 10^3 \text{ N} = 116,838 \text{ KN}}$$

III-3-3-10) Calcul de la poussée spécifique :

$$F_{sp} = \frac{F}{(m_i + m_e + m_c)} = \frac{116,838 \cdot 10^3}{(64,762 + 343,238 + 1,31)}$$

$$\Rightarrow \boxed{F_{sp} = 285,451 \text{ N.s / Kg}}$$

III-3-3-11) Calcul de la consommation spécifique :

$$C_{sp} = \frac{CH}{F} = \frac{(3600 \times m_c)}{F} = \frac{(3600 \times 1,31)}{116,838 \cdot 10^3}$$

$$\Rightarrow C_{sp} = 40,036 \cdot 10^{-3} \text{ Kg } / (\text{h.N}) = 40,036 \text{ g } / (\text{h.N})$$

III-3-3-12) Calcul de la puissance calorifique :

$$P_{cal} = m_c \times PCI = 1,31 \times 43920 \cdot 10^3$$

$$\Rightarrow P_{cal} = 57,535 \cdot 10^6 \text{ W} = 57,535 \cdot 10^3 \text{ KW}$$

III-3-3-13) Calcul de la puissance thermique (thermodynamique) théorique :

$$P_{th-t} = P_{cal} - ((m_i + m_c) \times C_{pm} \times (T_{F''r} - T_A))$$

$$\Rightarrow P_{th-t} = 57,535 \cdot 10^6 - ((64,762 + 1,31) \times 1047,478 \times (364,2 - 300))$$

$$\Rightarrow P_{th-t} = 53,092 \cdot 10^6 \text{ W} = 53,092 \cdot 10^3 \text{ KW}$$

III-3-3-14) Calcul de la puissance thermique (thermodynamique) réelle :

$$P_{th-r} = \frac{1}{2} \times ((m_i + m_e) \times (V_{F''}^2 - V_A^2)) + \frac{1}{2} \times (m_c \times V_{F''}^2)$$

$$\Rightarrow P_{th-r} = \frac{1}{2} \times ((64,762 + 343,238) \times (451,774^2 - 167,702^2)) +$$

$$\frac{1}{2} \times (1,31 \times 451,774^2)$$

$$\Rightarrow P_{th-r} = 36,033 \cdot 10^6 \text{ W} = 36,033 \cdot 10^3 \text{ KW}$$

III-3-3-15) Calcul de la puissance de propulsion :

$$P_p = F \times V_A = 116,838 \cdot 10^3 \times 167,702$$

$$\Rightarrow P_p = 19,594 \cdot 10^6 \text{ W} = 19,594 \cdot 10^3 \text{ KW}$$

III-3-3-16) Calcul du rendement thermodynamique (thermique) théorique :

$$\eta_{th} = \frac{P_{th-t}}{P_{cal}} = \frac{53,092.10^6}{57,535.10^6} \Rightarrow \boxed{\eta_{th} = 0,9228 = 92,28\%}$$

III-3-3-17) Calcul du rendement thermique (thermodynamique) réel :

$$\eta_{tr} = \frac{P_{th-r}}{P_{cal}} = \frac{36,033.10^6}{57,535.10^6} \Rightarrow \boxed{\eta_{tr} = 0,6263 = 62,63\%}$$

III-3-3-18) Calcul du rendement interne :

$$\eta_i = \frac{P_{th-r}}{P_{th-t}} = \frac{36,033.10^6}{53,092.10^6} \Rightarrow \boxed{\eta_i = 0,6787 = 67,87\%}$$

III-3-3-19) Calcul du rendement de propulsion :

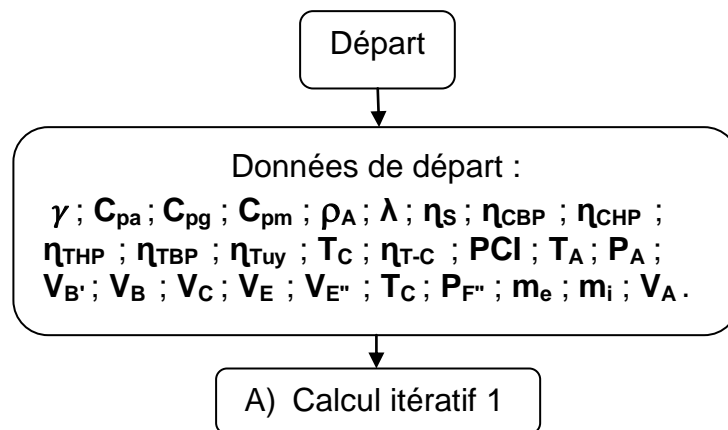
$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{th-r}} = \frac{19,594.10^6}{36,033.10^6} \Rightarrow \boxed{\eta_p = 0,5438 = 54,38\%}$$

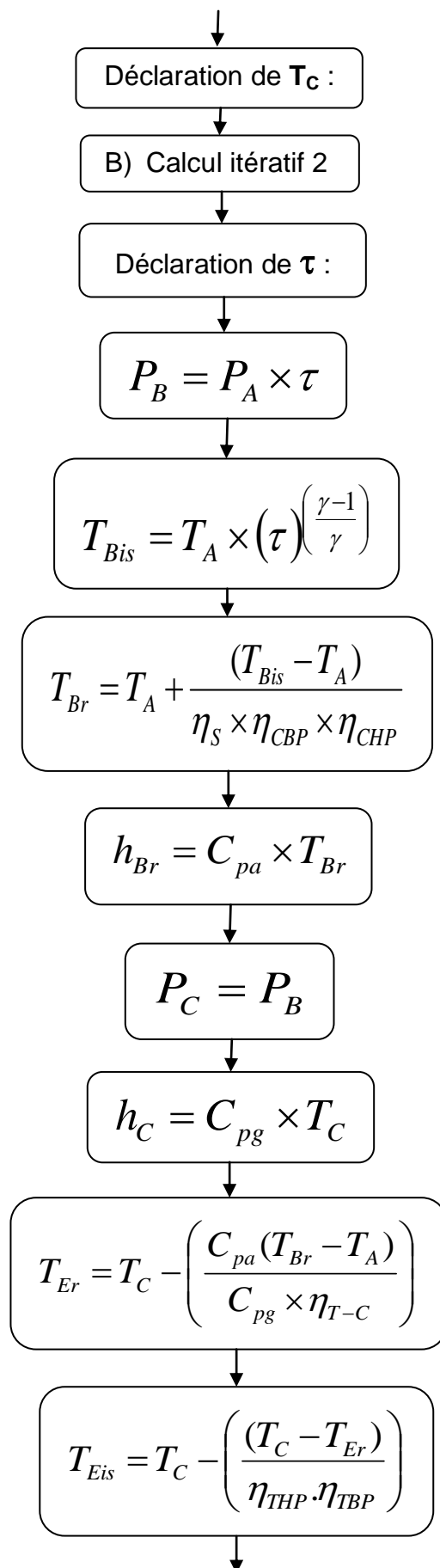
III-3-3-20) Calcul du rendement global :

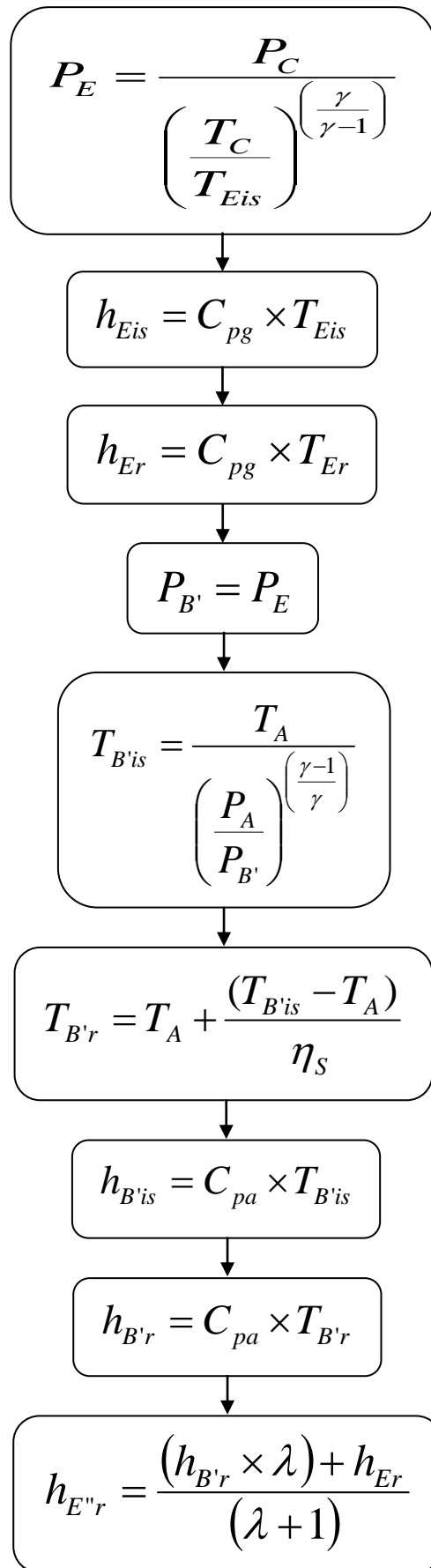
$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}} = \frac{19,594.10^6}{57,535.10^6} \Rightarrow \boxed{\eta_g = 0,3406 = 34,06\%}$$

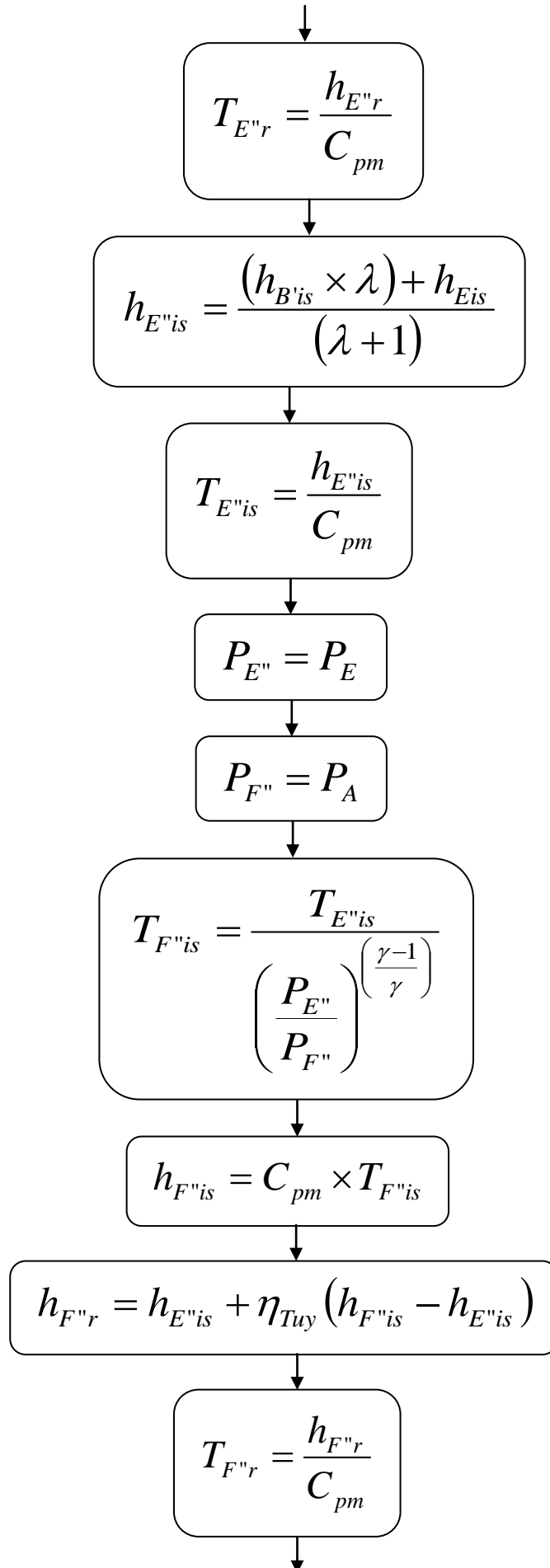
III-3-4- Calcul des paramètres de performances pour un cas variable :

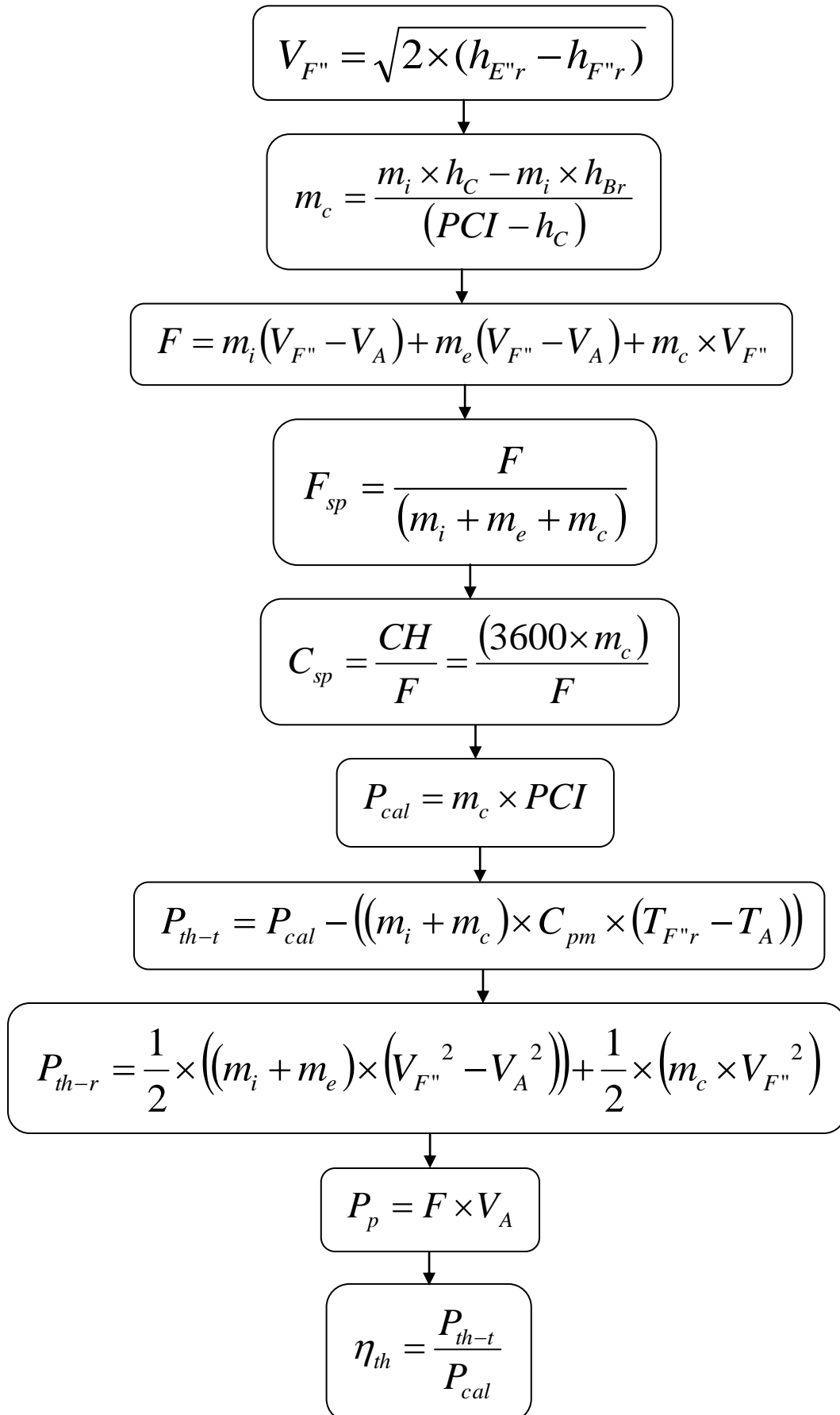
III-3-4-1) Organigramme du programme de calcul :

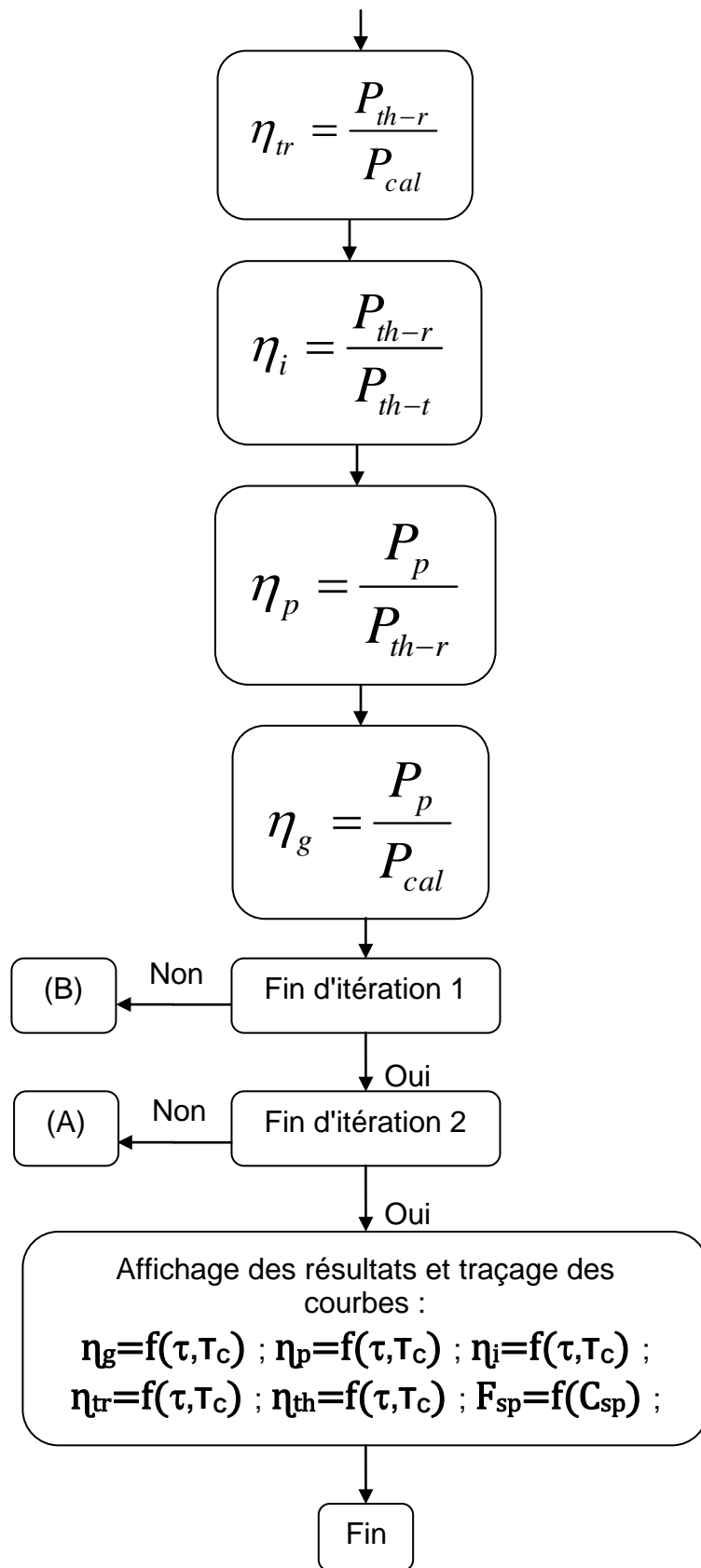












III-3-4-2) Résultats et discussion :

Les courbes présentées ci-dessous ont fait l'objet de l'étude de l'influence du Taux de compression (τ) et de la température de fin de combustion (**TC**) sur les différents rendements et aussi l'influence de la consommation spécifique (C_{sp}) sur la poussée spécifique (F_{sp}) sous différentes **TC** et τ .

a) Analyse du rendement thermique théorique :

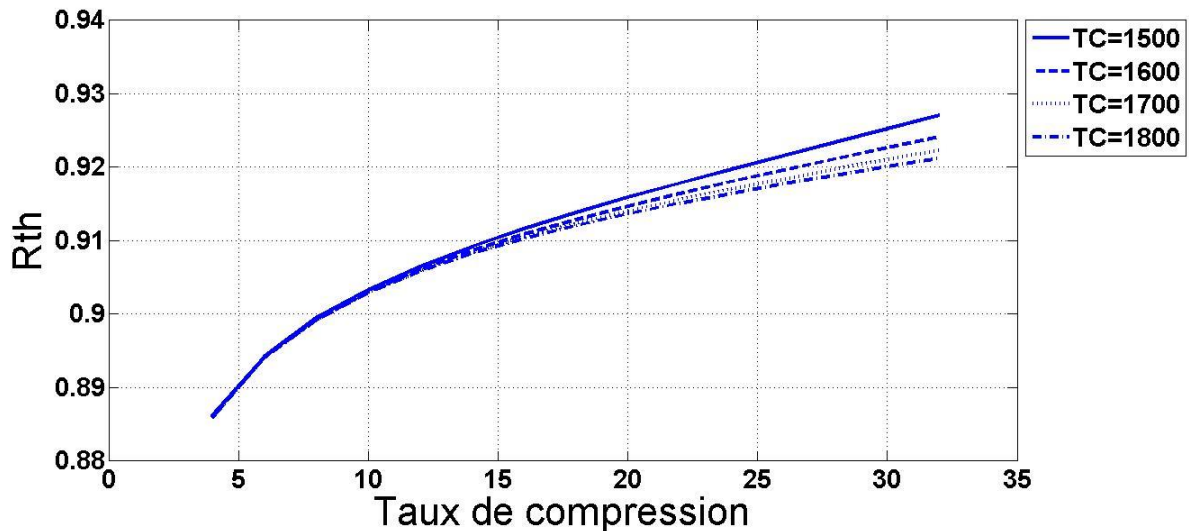


Figure III-3 : Courbes du rendement thermique théorique

Les courbes montrent l'influence proportionnelle globale du taux de compression sur le rendement thermique théorique, contrairement à la température de fin de combustion dont le rendement évolue d'une manière inverse. Cette influence inverse de la température de fin de combustion n'est claire qu'à partir d'une valeur de taux de compression égale à environ 13.

Les courbes affichent aussi une valeur maximale du rendement égale à 92,70% et une valeur minimale égale à 88,60%.

b) Analyse du rendement thermique réel :

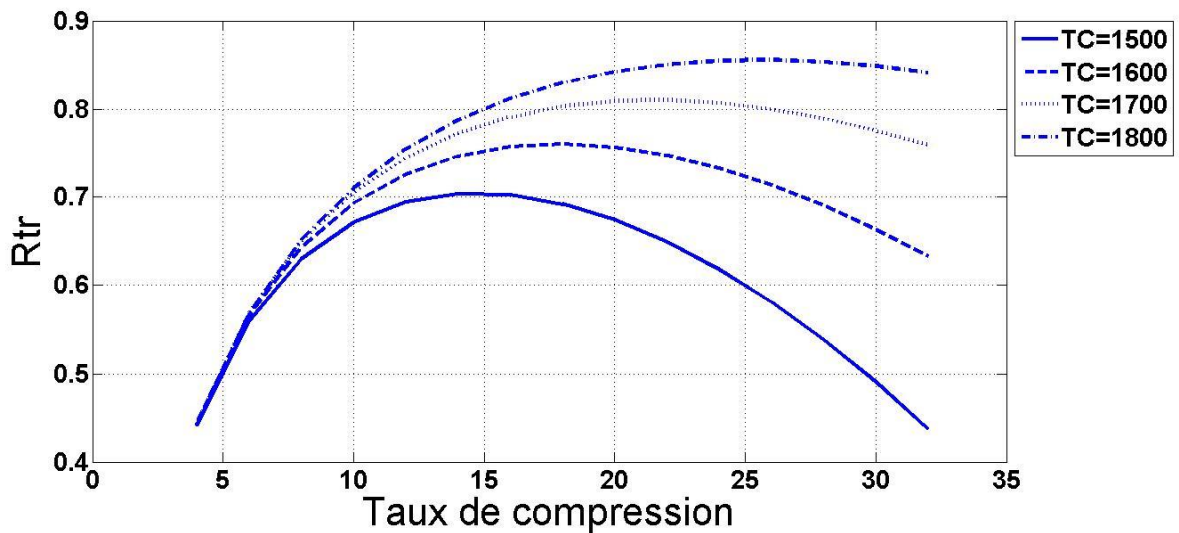


Figure III-4 : Courbes du rendement thermique réel

Les courbes montrent l'influence proportionnelle globale du taux de compression et de la température de fin de combustion sur le rendement thermique réel, tandis que à partir de $\tau = 20$, l'influence du taux de compression devint inverse.

Les courbes affichent aussi une valeur maximale du rendement égale à 86%, due à un très bon taux de compression et une bonne température de fin de combustion, et une valeur minimale égale à 44%.

c) Analyse du rendement interne :

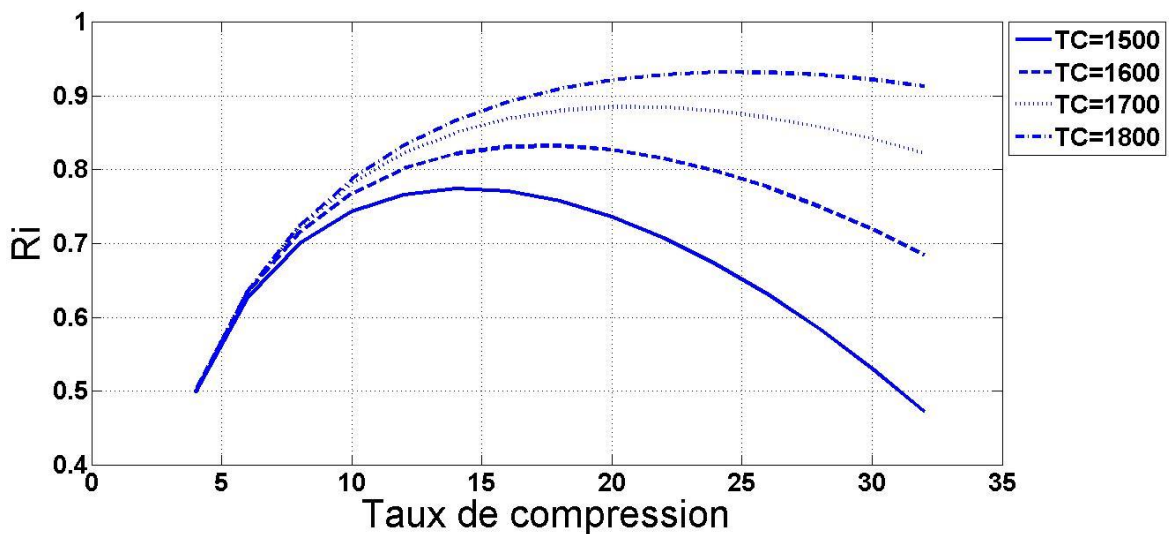


Figure III-5 : Courbes du rendement interne

Les courbes montrent l'influence proportionnelle globale du taux de compression et de la température de fin de combustion sur le rendement interne, tandis que à partir de $\tau = 20$, l'influence du taux de compression devint inverse.

Les courbes affichent aussi une valeur maximale du rendement égale à 93% (une valeur la où les pertes internes son très faible), due à un très bon taux de compression et une bonne température de fin de combustion, et une valeur minimale égale à 50%.

d) Analyse du rendement de propulsion :

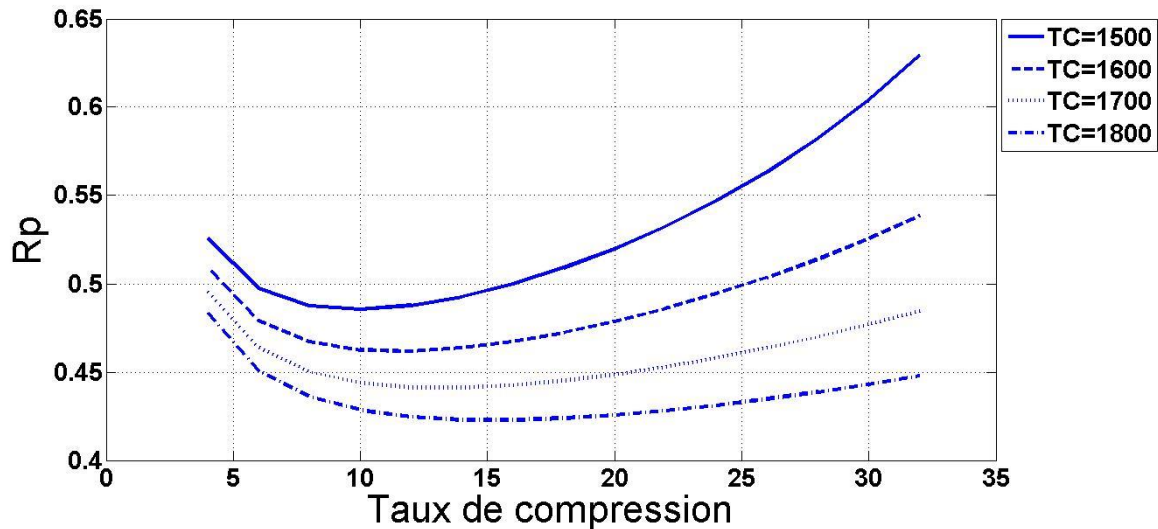


Figure III-6 : Courbes du rendement de propulsion

Les courbes montrent l'influence proportionnelle globale du taux de compression sur le rendement de propulsion à partir de $\tau = 10$, tandis que à partir de $\tau = 4$ jusqu'à $\tau = 10$, l'influence du taux de compression est inversement proportionnel. La température de fin de combustion influence d'une manière inverse sur le rendement de propulsion.

Les courbes affichent aussi une valeur maximale du rendement égale à 63%, due à un très bon taux de compression, et une valeur minimale égale à 42,5%.

e) Analyse du rendement global :

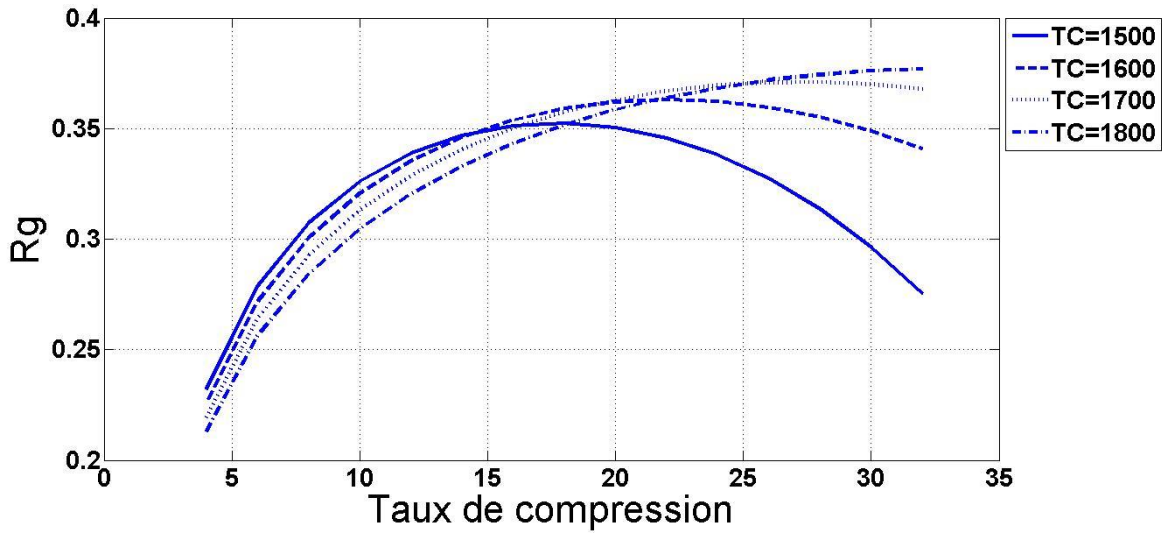


Figure III-7 : Courbes du rendement global

Les courbes montrent l'influence proportionnelle globale du taux de compression et de la température de fin de combustion sur le rendement global, tandis que à partir de $\tau = 20$, l'influence du taux de compression devint inverse.

Les courbes affichent aussi une valeur maximale du rendement égale à 37,5%, due à un très bon taux de compression et une bonne température de fin de combustion, et une valeur minimale égale à 22%.

f) Analyse de la poussée spécifique en fonction de la consommation spécifique :

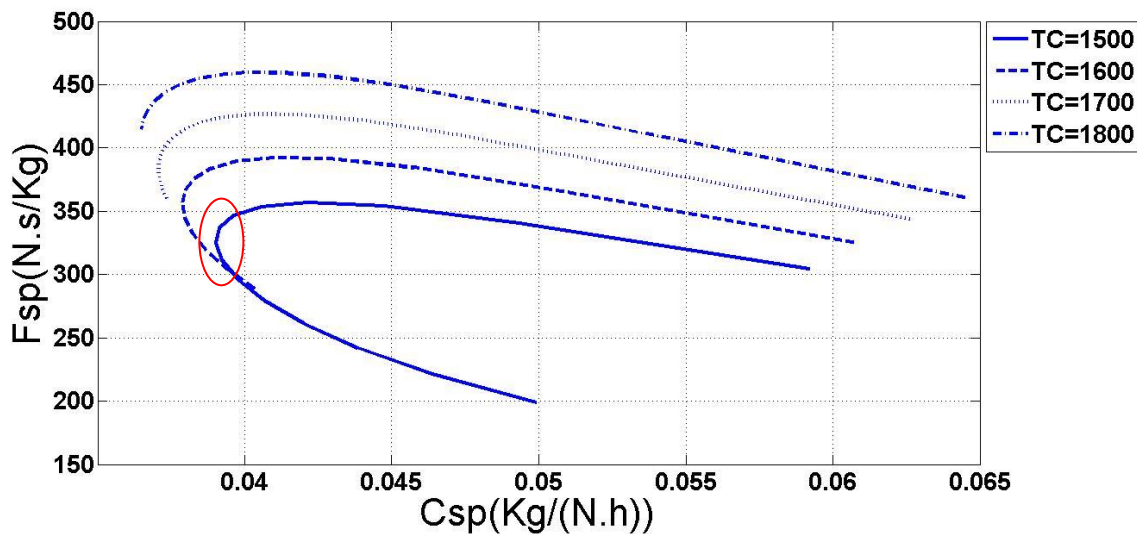


Figure III-8 : Poussée spécifique en fonction de la consommation spécifique

Les courbes montrent un comportement proportionnellement inverse de la consommation spécifique sur la poussée spécifique, contrairement à la température de fin de combustion. La zone entourée en rouge représente un cas spécial où la poussée spécifique augmente lorsque la consommation spécifique, cela revient à la température instantanée (une valeur très élevée) de la combustion.

Les courbes affichent aussi une valeur maximale de la poussée spécifique égale à 460 **N.s/Kg**, une bonne température de fin de combustion, et une valeur minimale égale à 200 **N.s/Kg**.

III-3-4-3) Conclusion :

Après l'analyse des différentes courbes, on constate que nous pouvons améliorer les différents rendements, en manipulant le taux de compression et la température de fin de combustion, tout en assurant un bon fonctionnement du turboréacteur. L'augmentation du taux de compression ne doit pas être d'une manière aléatoire, car ça risque de créer le phénomène de décollement qui provoque le problème de pompage, ce qui influence négativement sur les rendements et détruit les aubes du compresseur.

CONCLUSION GENERALE :

Le présent travail de fin d'études reflète une modeste participation sur le plan énergétique dans le domaine aéronautique concernant le monde des turboréacteurs.

En effet, à l'issue de cette étude, on a pris connaissance des différents turboréacteurs, et on a pu comprendre de manière plus détaillée son principe de fonctionnement et les différentes démarches théoriques permettant de calculer ses performances.

Ce PFE a été l'occasion aussi de se familiariser avec le logiciel Matlab via les différents problèmes qu'on avait rencontré lors de l'élaboration du programme de calcul.

Les résultats et les courbes obtenues ont permis d'arriver à conclusion suivante : nous pouvons améliorer les différents rendements, en manipulant le taux de compression et la température de fin de combustion.

Comme perspectives on propose pour les projets d'avenir d'étudier le phénomène de pompage qui a un impact très important sur les rendements et qui est en relation très étroite avec le taux de compression et bien d'autres paramètres.

Les références bibliographiques :

- [1] Khodja hadjer ; ziadi-chibane sara. Etude des performances d'un turboreacteur double flux cfm56-7b. 2016/2017. P 13.
- [2] Quentin dejour. Évaluation de la performance d'un compresseur contra-rotatif à écoulement mixte. Août 2018. P 1.
- [3] Kendall F. Haven. 100 greatest science inventions of all time : How was the jet engine invented ? . 2006. P 225-226.
- [4] Mary Bellis. Article : History of the Jet Engine - Who Invented the Jet Engine?. Sur <https://www.thoughtco.com/history-of-the-jet-engine-4067905>. Consulté le 28/02/2019.
- [5] Klaus Hünecke. Jet engines : fundamentals of theory, design and operation, Turbine Aircraft Engine. 1997. P 3.
- [6] LES TURBOMACHINES, Principe général de fonctionnement. Sur <https://www.lavionnaire.fr/motorprincipe.php>. Consulté le 16/04/2019.
- [7] René Bidard ; Jacques Bonnin. Energétique et turbomachines. PARIS 1979.
- [8] Jean-Claude Thevenin. Le Turboréacteur, Moteur des Avions à réaction, Description simplifiée, principes de fonctionnement, principales caractéristiques. 3ème Edition Juin 2004.
- [9] Pawarej CHOMDEJ ; A. CARRERE. Elaboration d'un modèle thermodynamique robuste de turboréacteur. 18/10/2006. P 45-46.
- [10] LES TURBOMACHINES, ÉLÉMENTS COMPOSANT UNE TURBINE A GAZ. Sur <https://www.lavionnaire.fr/motorelements.php>. Consulté le 15/03/2019.
- [11] Marcel FRELIN ; Michel TOUSSAINT. Article : BM4570. Sur www.techniques-ingenieur.fr.
- [12] Jean-Pierre DEVAUX; Catherine DEVAUX. Cours de Turbomachines : INTRODUCTION. 01/09/2016. P 11-12.
- [13] LES TURBOMACHINES, DIFFÉRENTS TYPES DE TURBORÉACTEUR. Sur <https://www.lavionnaire.fr/motorturboreact.php>. Consulté le 18/04/2019.
- [14] Croisière (pilotage). Sur <http://dictionnaire.sensagent.leparisien.fr>. Consulté le 15/06/2019.
- [15] Belazizia Abdennacer. Introduction à la mécanique de propulsion. 2015. P 26.
- [16] Michel PLUVIOSE. Conversion d'énergie par turbomachines. PARIS 2010.
- [17] MOTEURS CIVILS, Avions court et moyen-courriers, CFM56. Sur <https://www.safran-aircraft-engines.com/fr/moteurs-civils/avions-court-et-moyen-courriers/cfm56/cfm56-7b>. Consulté le 29/05/2019.

Annexe :

Les différentes courbes d'un turboréacteur simple flux mono-corps (exemple) :

