

MÉMOIRE DE MASTER

Domaine : Sciences et Techniques

Filière : Génie Mécanique

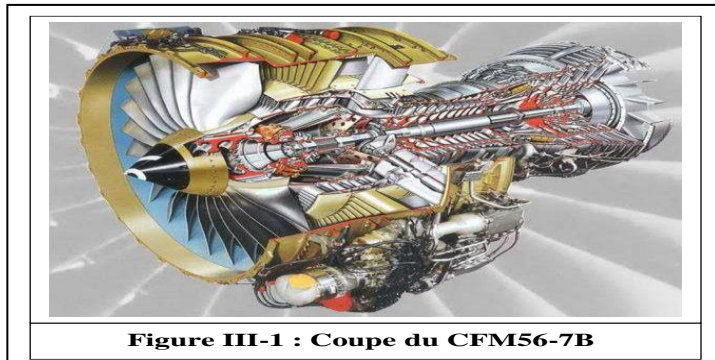
Spécialité : ENERGETIQUE

Présenté et soutenu par :

FERDJALLAH KHALED

LAGGOUNE ABDESSAMED

TABI FARID



ETUDE THERMODYNAMIQUE D'UN MOTEUR D'AVION ET SIMULATION NUMERIQUE D'UNE TUYERE CFM 56-7B

Dirigé par:

**MR HEBICHE NOUREDDINE
ANWAR**

Université de M'sila

Année universitaire : 2022- 2023

Remerciement

Je remercie tout d'abord Dieu le tout puissant qui nous éclaire le bon chemin.

Je remercie vivement mon encadreur Mr hebiche noureddine anwar, qui a Contribué à l'élaboration de ce modeste travail, avec ses conseils et ses critiques et sa disponibilité qui m'ont permis d'évoluer mes connaissances acquises et de les approfondir.

J'adresse aussi mes remerciements les plus sincères aux membres du jury, pour avoir accepté de juger et d'examiner mon travail.

MERCI

Table de matière

Table de matière

LISTE DES SYMBOLES

INTRODUCTION GENERALE :.....1

CHAPITRE I : GENERALITESUR LES TURBOREACTEURS

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 et fonctionnement
dechaque composant :5**

I-4-1- Le diffuseur :.....5

I-4-2- La soufflante :.....6

I-4-3- Les compresseurs :6

I-4-4- La chambre de combustion :.....8

I-4-5- Les turbines :9

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-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 (thermique) théorique :	16
I-6-5- Le rendement thermique (thermodynamique) 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 : ETUDE TURBOREACTEUR DOUBLE FLUX DOUBLE CORPS

II-1 Information générale sur le turboréacteur double corps double flux	19
II-1-1 Description et fonctionnement.....	19
II-1-2 Cycle de fonctionnement	20
II-2- Caractéristiques du turboréacteur double flux double corps :	20
II-2-1- La gamme de poussées :	20
II-2-2- La puissance :	21
II-2-3- La masse :	21
II-2-4- Le débit d'air absorbé :	21
II-2-5- La consommation en carburant :	21
II-2-6- La fiabilité :	21
II-2-7- Le bruit :	21

II-2-8- La pollution atmosphérique :	22
II-3- Cycle thermodynamique :	22
II-3-1- Cycle à double flux séparés :.....	22
II-3-2- Cycle à double flux mélangés (à dilution) :	23
II-4-1 Les avantages :.....	23
II-4-2- Les inconvénients :.....	24
II-5- Domaine d'application :.....	24
II-6- Paramètres de performances adaptés au turboréacteur double fluxdouble corps :	25
II-6-1Cas d'un turboréacteur à double flux séparés :	25

CHAPITRE III : CALCUL THERMODYNAMIQUE DU CFM56-7B PROGRAMME MATLAB

III-1-Introduction :	28
III-1-1 Historique du CFM 56:	28
III-1-2 L'évolution du moteur	29
III-2-PrésentationduturboréacteurCFM56-7B :	31
III-3- Calcul des paramètres de performancesduCFM56-7B:	32
III-3-1-DécompositionduCFM56-7B:.....	32
III-3-2-Données et hypothèse de calcul:.....	32
III-3-3-Calcul des paramètres de performances pour un cas constant:.....	33
III-3-4-Calcul des paramètres de performances pour un cas variable:	41

CHAPITRE IV : SIMULATION NUMERIQUE D'UN TUYERE CFM 56-7B PAR FLUENT

Introduction.....	53
4.1 Principes des codes CFD	53

4.2 Présentation du GAMBIT et FLUENT	53
4.2.1 GAMBIT	53
4.2.2 Présentation du code de calcul ANSYS Fluent	54
4.3 Etapes nécessaires pour réussir une simulation numérique d'un problème par fluent	55
4.3.1 Démarrage de fluent	55
4.3.2 Initialisation et lancement des itérations	55
4.3.3 Visualisation des résultats	55
4.4 Définition de la méthode de résolution :	56
4.4.1 Méthode des volumes finis	56
4.4.2 Forme générale de l'équation de transport.....	57
3.4.3 Modélisation avec la m´methode VOF : avec <Fluent >.....	61
(4.16) 4.4.4 Couplage pression-vitesse.....	62
4.4.5 Convergence	62
4.5 Procédures de résolution	63
4.5.1 Création de la géométrie	63
4.6 Création du maillage	64
4.6.1 Les conditions aux limites	65
4.6.2 Export a fluent	66
Conclusion	69
REFERENCES	70

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 [$\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$] ;

 ma : débit massique d'air en [kg/s] ;
 mc : débit massique du carburant en [kg/s] ;
 me : débit massique d'air extérieur (du flux secondaire) en [kg/s] ;
 mi : débit massique d'air intérieur (du flux primaire) en [kg/s] ;
 m : débit massique total ($ma + mc$) en [kg/s] ;

 $P0$: pression d'entrée en [pa] ;
 Ps : pression de sortie en [pa] ;
 PCI : pouvoir calorifique inférieur du carburant en [j/kg] ;
 $Pcal$: puissance calorifique en [w] ;
 $Pth-t$: puissance thermique (thermodynamique) théorique en [w] ;
 $Pth-r$: puissance thermique réelle en [w] ;
 Pp : puissance de propulsion en [w] ;
 Ss : section de sortie en [m^2] ;
 TC : température de fin de combustion en [k] ;
 $T0$: température d'entrée d'air (température de l'atmosphère) en [k] ;
 Ts : température de sortie des gaz chauds en [k] ; Tsi : température de sortie du flux primaire en [k] ; $Tsis$: température de sortie isentropique en [k] ; Tsr : température de sortie réelle en [k] ;
 $V0$: vitesse d'entrée d'air en [m/s] ;
 Vs : vitesse de sortie des gaz chauds en [m/s] ; Vse : vitesse de sortie du

flux secondaire en $[\text{m/s}]$;

V_{si} : vitesse de sortie du flux primaire
en $[\text{m/s}]$;

η_{th} : rendement
thermodynamique théorique
;

n_{tr} : rendement thermique réel ;

n_{ti} : rendement interne ;

n_p : rendement de propulsion

n_g : rendement global ;

λ : taux de dilution ;

τ : Taux global de compression.

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 quatre 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 et simulation numérique d'un tuyère turbo réacteur double flux double corps.

CHAPITRE I :

GENERALITESUR 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].

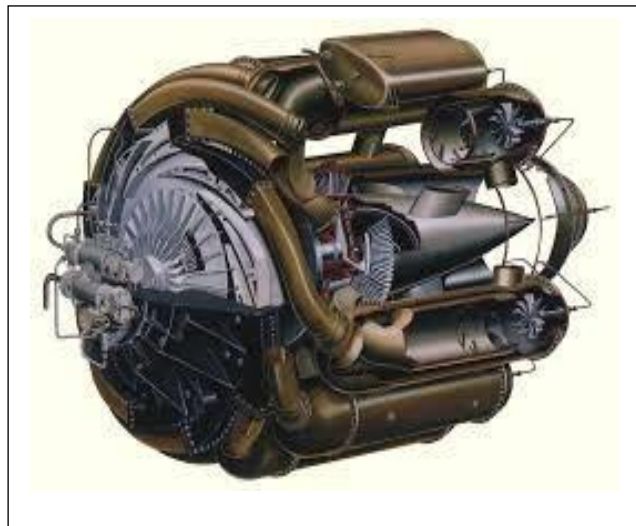


Figure I-2 : Le premier turboréacteur de Frank Whittle (W1)

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].

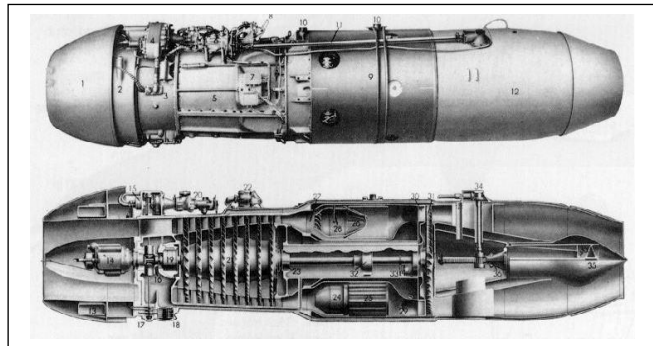


Figure I-4 : Le Junkers Jumo 004

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.

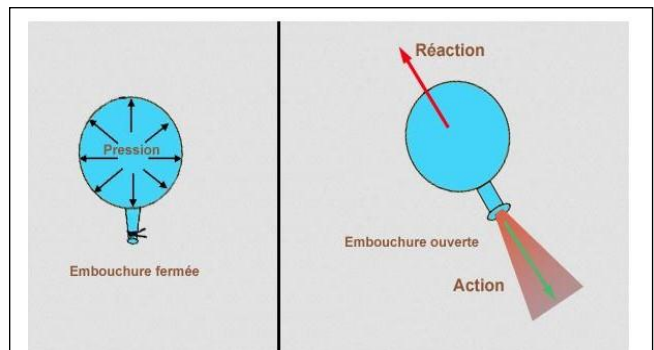


Figure I-5 : Principe d'action et de réaction

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

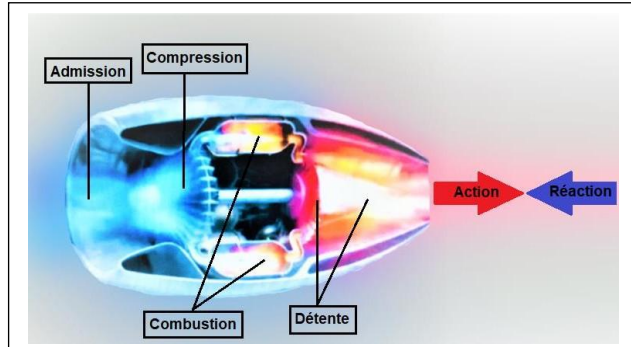


Figure I-6 : Principe de fonctionnement d'un turboréacteur

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].

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].

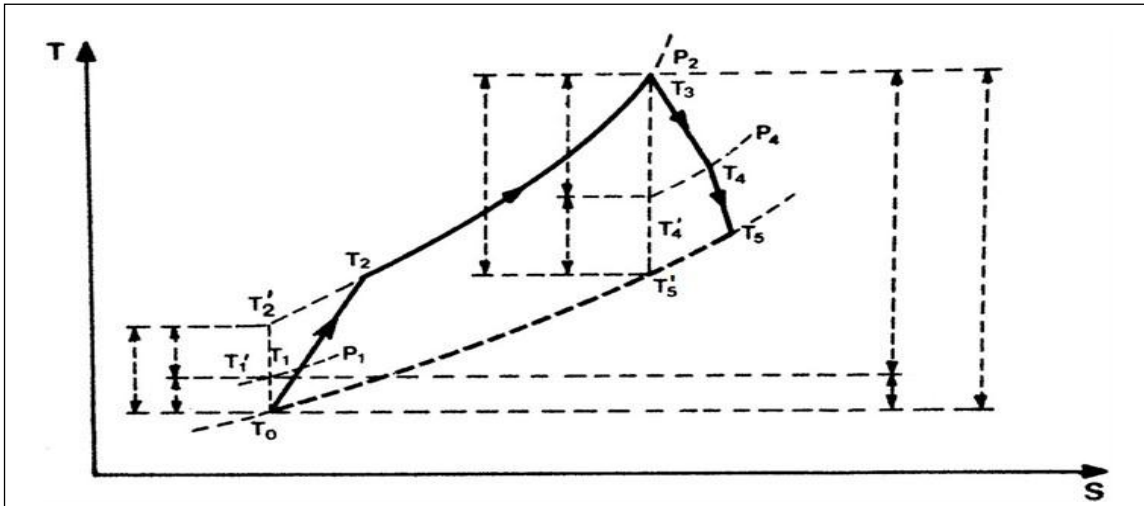


Figure I-7 : Diagramme (T-S) du cycle réel d'un turboréacteur simple flux en vol

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.

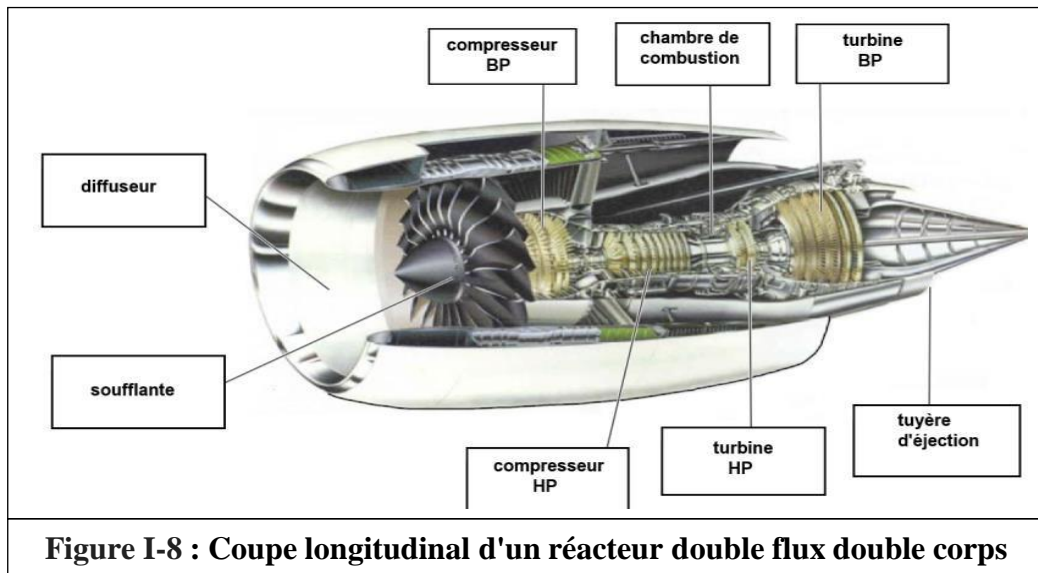


Figure I-8 : Coupe longitudinale d'un réacteur double flux double corps

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



Figure I-9 : La soufflante du GE90

avant d'être compresser 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].

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

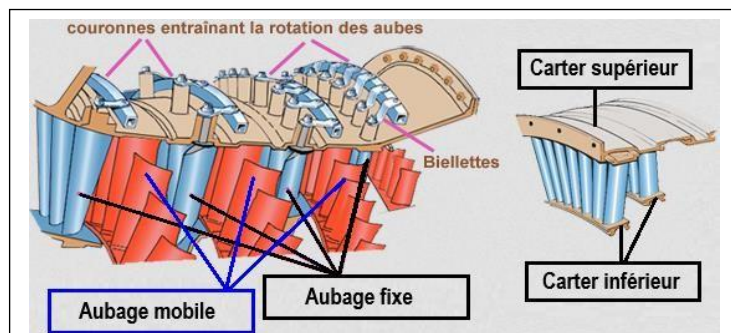


Figure I-10 : Une partie d'un compresseur axial

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].

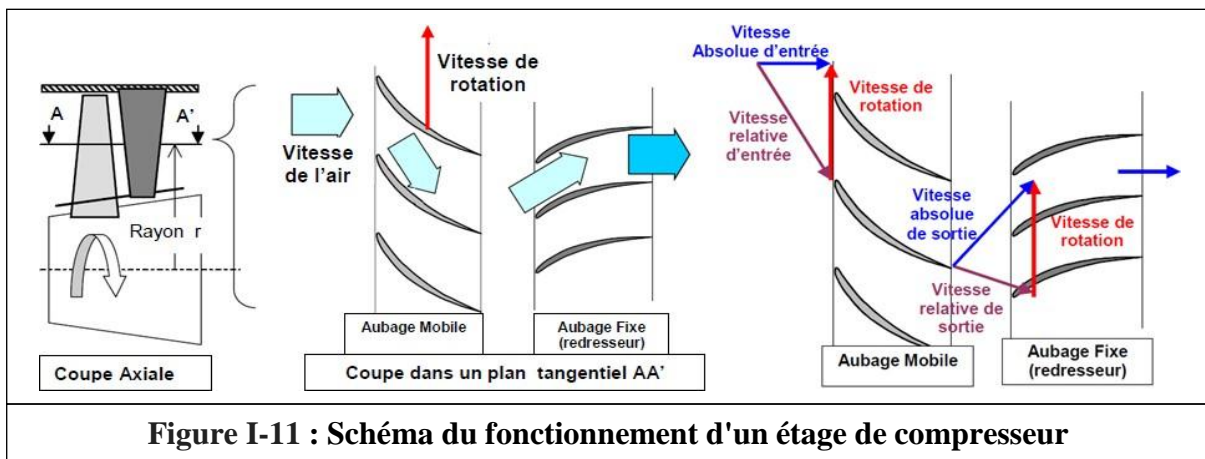


Figure I-11 : Schéma du fonctionnement d'un étage de compresseur

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].

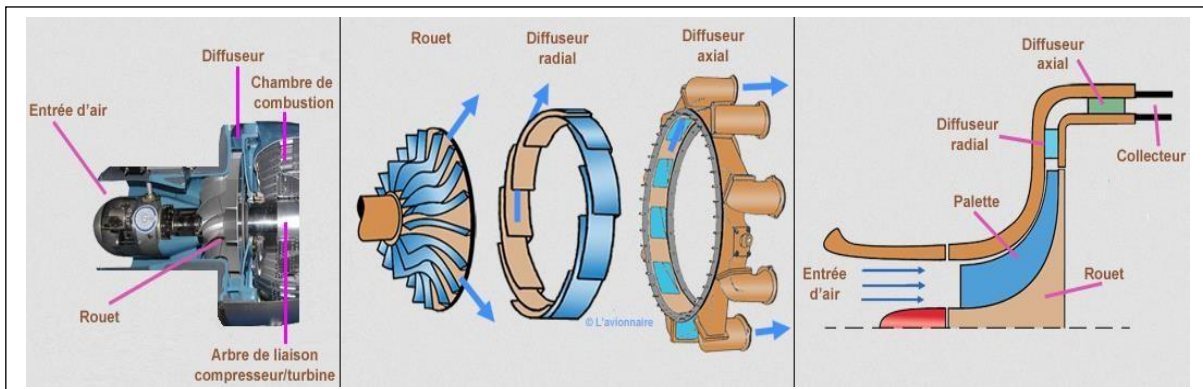


Figure I-12 : Compresseur centrifuge avec un schéma descriptif

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

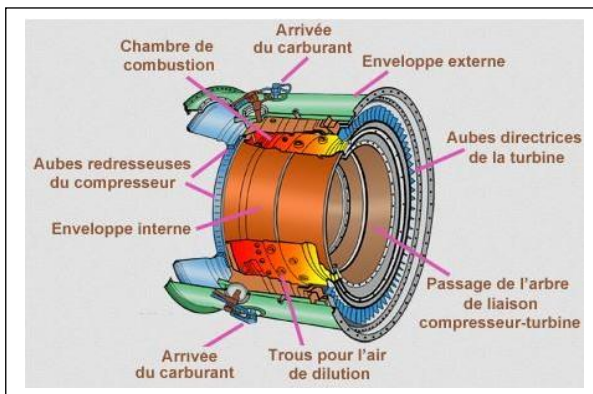


Figure I-13 : Chambre de combustion

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].

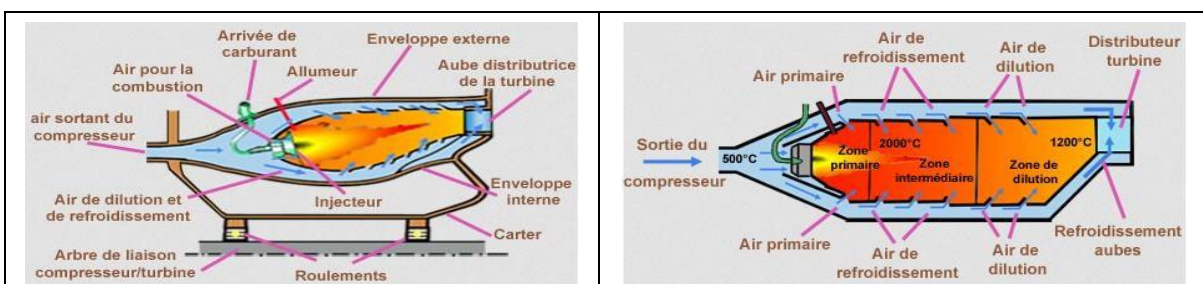


Figure I-14 : Circuits d'air et zones thermiques dans la chambre de combustion

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 centrifuges, 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

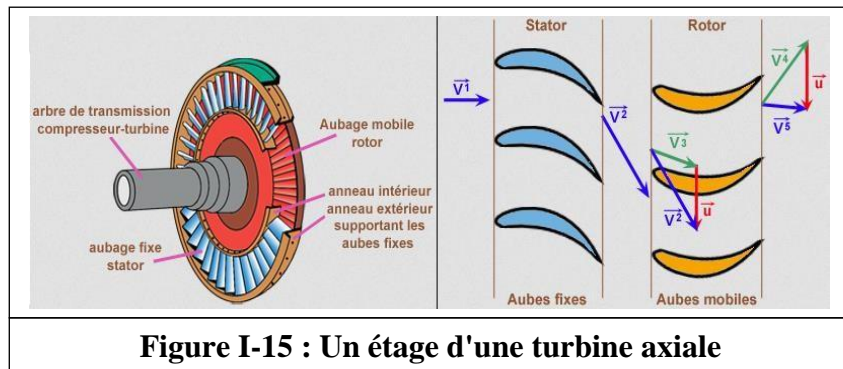


Figure I-15 : Un étage d'une turbine axiale

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

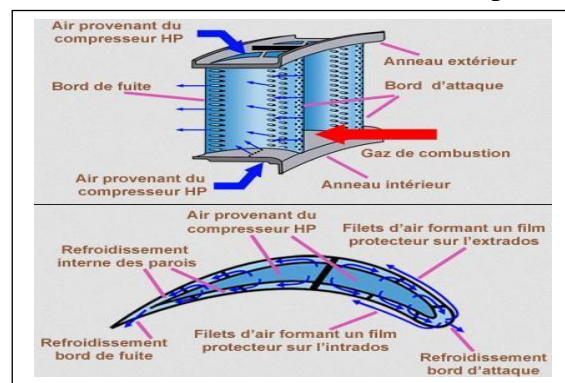


Figure I-16 : Aubes d'un distributeur

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].

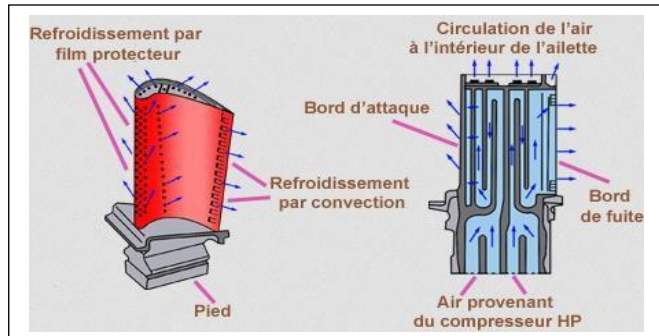


Figure I-17 : Ailette d'un rotor

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].

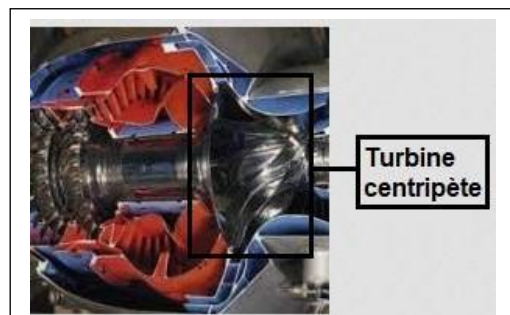


Figure I-18 : Turbine centrifète

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 post combustion), la tuyère est à

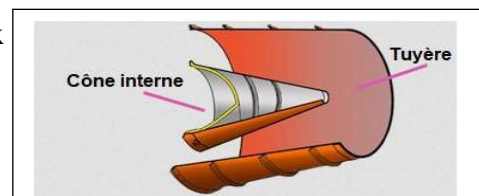


Figure I-19 : Coupe d'une tuyère d'éjection

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

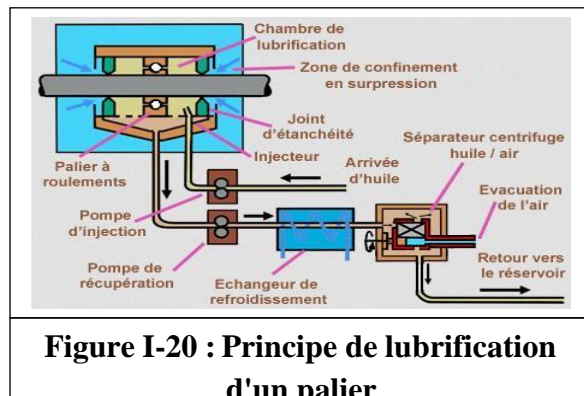


Figure I-20 : Principe de lubrification d'un palier

permettent de contenir un liquide de lubrification (généralement de l'huile) injecté 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].

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

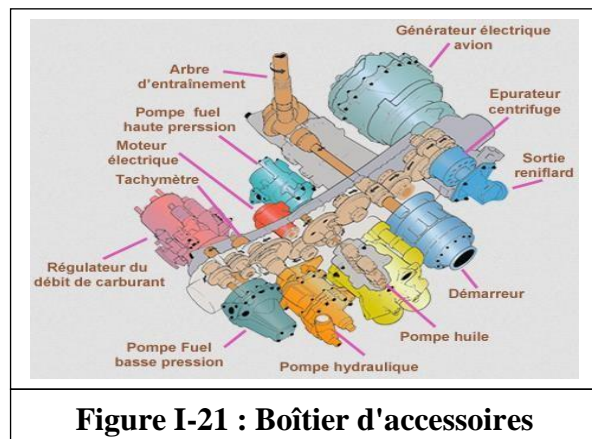


Figure I-21 : Boîtier d'accessoires

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

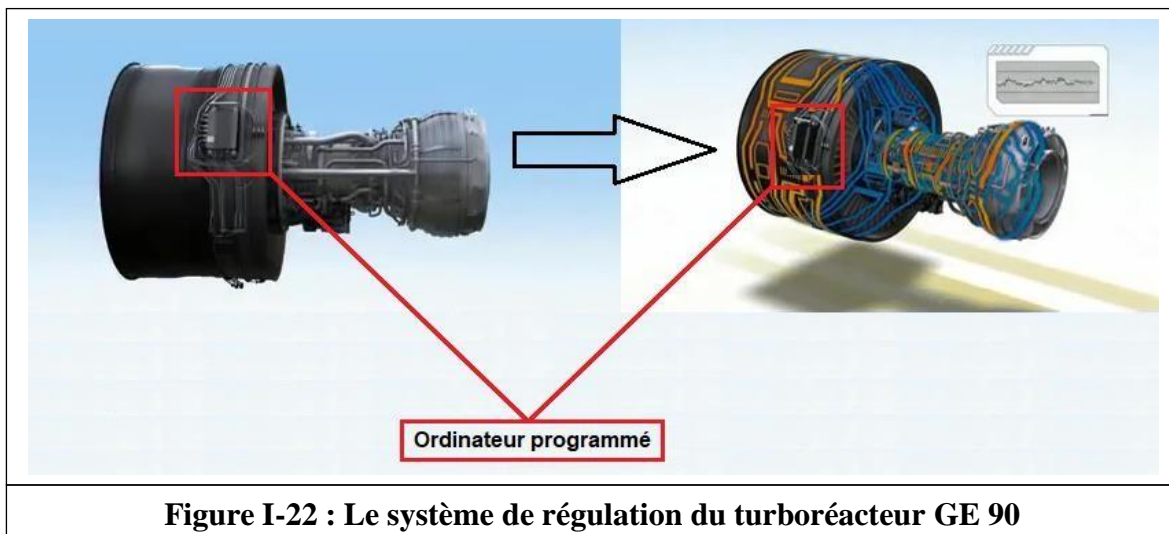


Figure I-22 : Le système de régulation du turboréacteur GE 90

vectérielles) ^[12].

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].

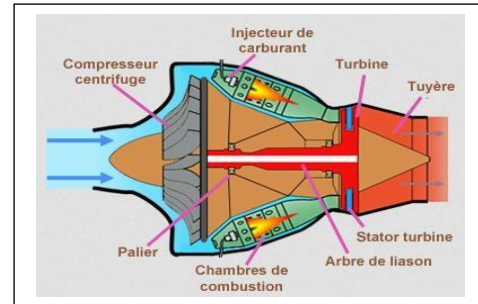


Figure I-23 : Turboréacteur à compresseur centrifuge

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].

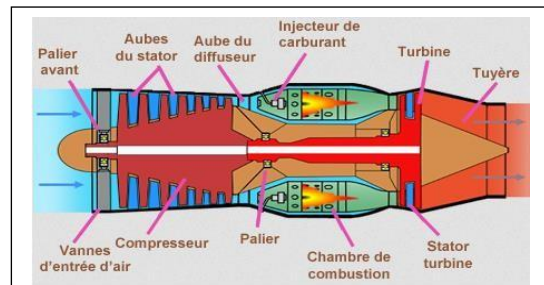


Figure I-24 : Turboréacteur simple flux mono-corps

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].

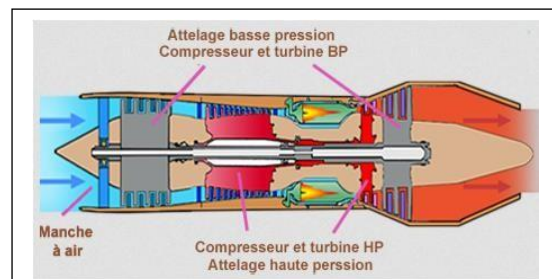


Figure I-25 : Turboréacteur simple flux double-corps

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 basse pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression. Le flux

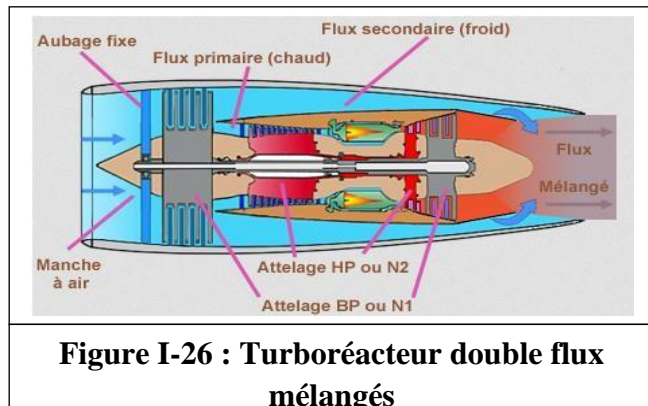


Figure I-26 : Turboréacteur double flux mélangés

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].

I-5-2-4) Turboréacteur avec post combustion :

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].

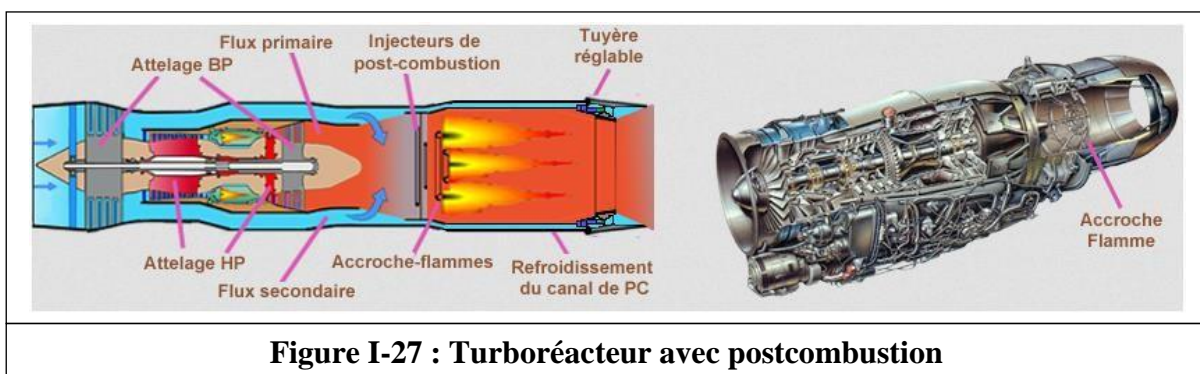


Figure I-27 : Turboréacteur avec postcombustion

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].

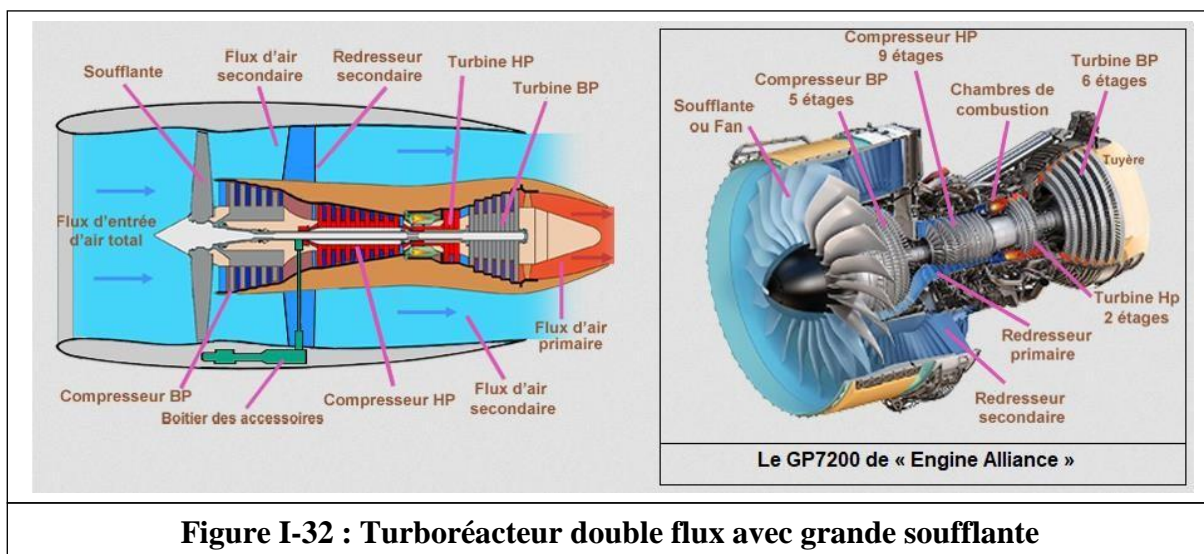


Figure I-32 : Turboréacteur double flux avec grande soufflante

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 :

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

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 : Or

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

$$CH = 3600 \times m_c$$

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 :

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

$$\text{Or } P_p = F \times V_0 = [m_a \times (V_s - V_0) + m_c \times V_s] \times V_0$$

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 :

ETUDE TURBOREACTEUR

DOUBLE FLUX DOUBLE CORPS

II-1 Information générale sur le turboréacteur double corps double flux

II-1-1 Description et fonctionnement

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

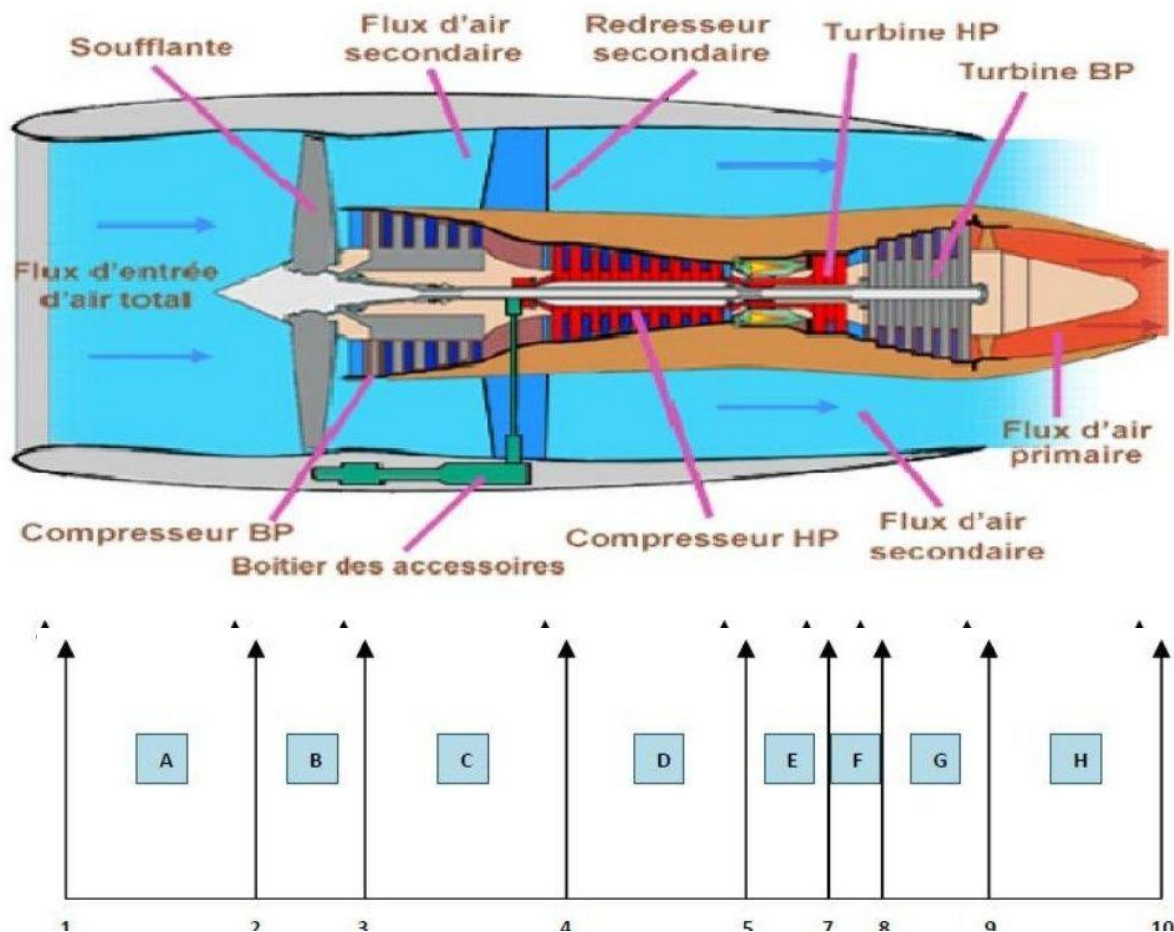


Fig II-1 Schéma explicatif du turboréacteur double flux

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

II-1-2 Cycle de fonctionnement

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

Le cycle thermodynamique d'un turboréacteur est similaire au cycle de Brayton. Comme il est représenté dans la **Fig II-1-2** en diagramme T-S.

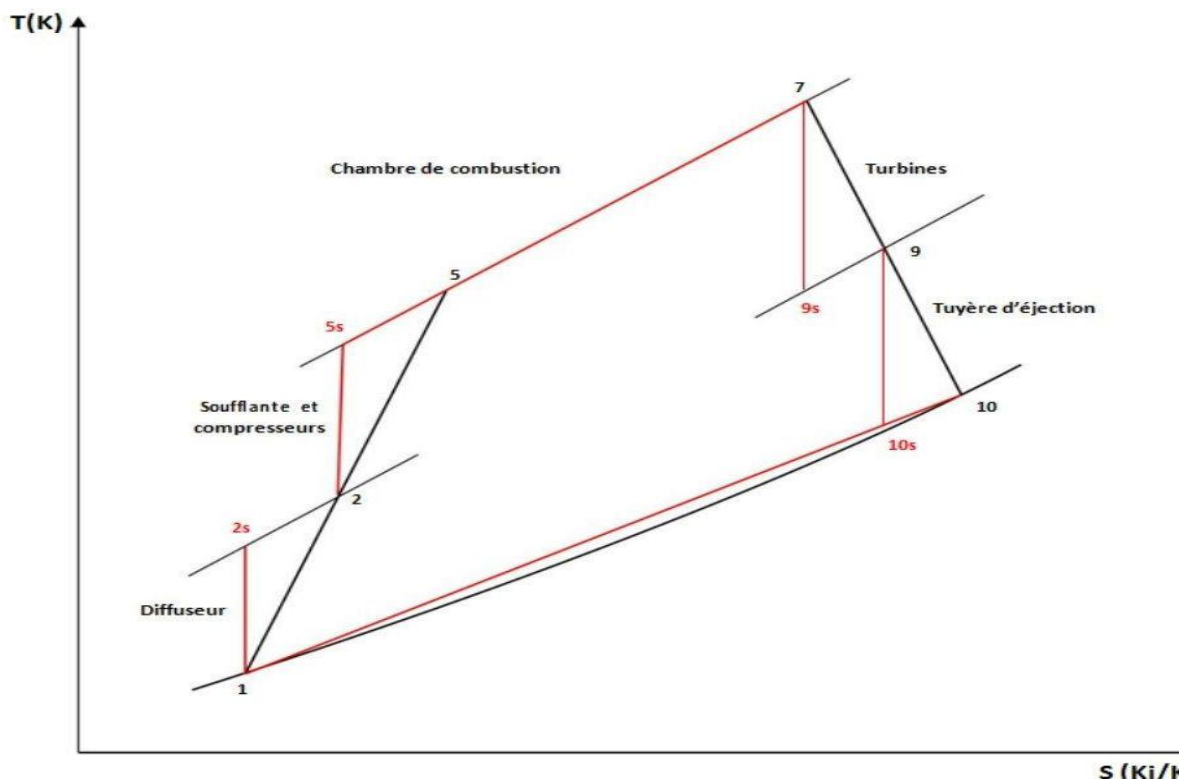


Fig II-1-2 Cycle thermodynamique d'un turboréacteur-idéal réel

II-2- Caractéristiques du turboréacteur double flux double corps :

II-2-1- 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, celles des CFM56 de CFM INTERNATIONAL, a une poussée maximale de 15 100 **daN**.

II-2-2- La puissance :

Ce n'est pas une grandeur très utilisée (les motoristes et les aviateurs 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.

II-2-3- La masse :

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

II-2-4- Le débit d'air absorbé :

Le plus grand turbo réacteur 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 turbo réacteur le plus petit, le débit d'air absorbé est de l'ordre de 28,1 **kg/s**.

II-2-5- La consommation en carburant :

Elle dépend avant tout de la poussée du moteur. Pour comparer les performances des turbo réacteurs entre eux, on utilise la notion de « consommation spécifique » qui s'exprime en **Kg/(daN.h)**. Elle varie d'un turbo réacteur à un autre, soit autour de 0,55 en vol de croisière. Pour le plus grand turbo réacteur 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.

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.

II-2-6- 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 turbo réacteur. A ce niveau on utilise couramment le « taux d'arrêt du moteur en vol » (IFSD). La plupart des turbo réacteurs 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 turbo réacteur 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.

II-2-7- Le bruit :

Des progrès très importants ont été accomplis depuis le début de l'ère des turbo réacteurs 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-2-8- 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, ...)

II-3- Cycle thermodynamique :

II-3-1- 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 .

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

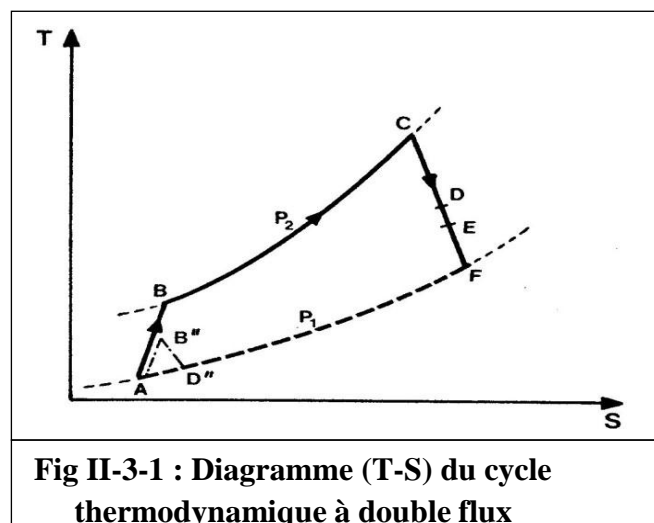


Fig II-3-1 : Diagramme (T-S) du cycle thermodynamique à double flux

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.

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.

II-3-2- 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

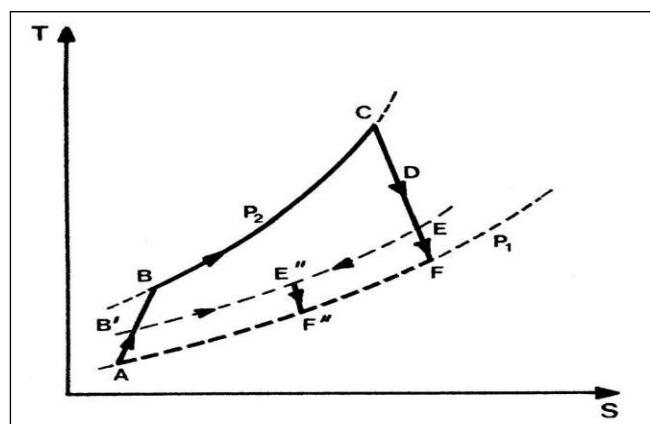


Fig Fig II-3-2 : Diagramme (T-S) du cycle à dilution

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.

II-4 Avantages et inconvénients d'un turboréacteur double flux :

II-4-1 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-4-2- 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

II-5- 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.

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**

II-6- 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-6-1 Cas d'un turboréacteur à double flux séparés :

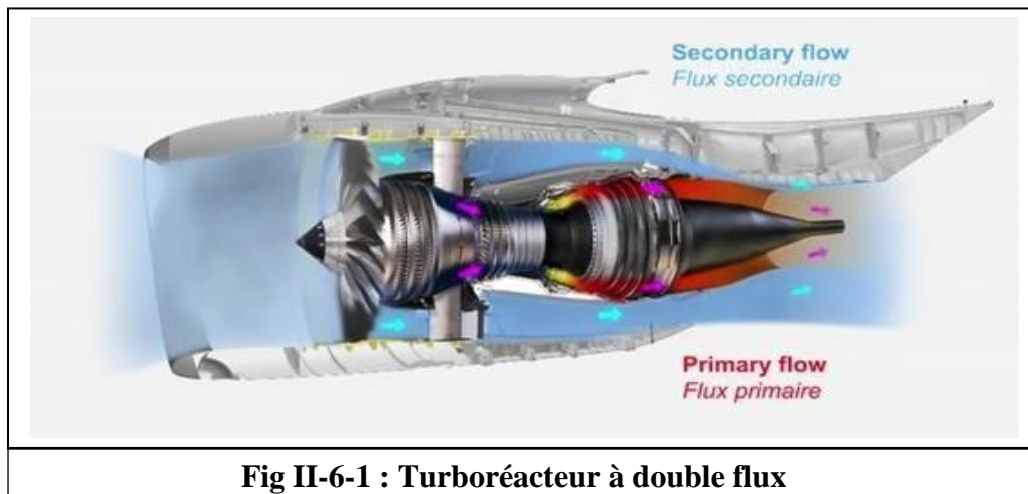


Fig II-6-1 : Turboréacteur à double flux

II-6-1-1) 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-6-1-2) La poussée spécifique :

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

II-6-1-3) La consommation spécifique :

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

Or

$$CH = 3600 \times m_c$$

Et donc :

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

II-6-1-4) La puissance calorifique :

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

II-6-1-5) La puissance thermodynamique ou thermique théorique (mécanique) :

$$P_{th-t} = P_{cal} - [m \times C_{pg} \times (T_{si} - T_0)]$$

$$\text{Or } m = m_i + m_c$$

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

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

II-6-1-7) 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-6-2-8) Le rendement thermodynamique (thermique) théorique :

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

II-6-2-9) Le rendement thermique (thermodynamique) réel :

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

II-6-2-10) Le rendement interne :

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

II-6-2-11) Le rendement de propulsion :

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

II-6-2-12) Le rendement global :

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

II-6-2-13) 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.

CHAPITRE III :

**CALCUL
THERMODYNAMIQUE**

DU

**CFM56-7B PROGRAMME
MATLAB**

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-1-1 Historique du CFM 56:

CFM56-7B : Est le nom d'une série de turboréacteurs à fort taux de dilution fabriqués par CFMInternational et d'une puissance de 82 KN à 151 KN . C'est aujourd'hui la gamme de moteur à réaction la plus vendue au monde avec plus de 15000 exemplaires en service équipant plus 6000 avions .

Le modèle baptisé de CFM56 équipe ainsi les Boeing notamment la gamme des Boeing 737 NG, Boeing C-135 ainsi que la famille des AIRBUS A318/319/320/321 ,Airbus A340 et McDonnellDouglas DC-8.

La société CFM international et sa gamme de produits CFM56, on obtenu leurs noms par une combinaison des deux désignations commercial de moteur les plus importants que fabriquaient les deux sociétés parentales au moments de lancement du projet :CF6 (compressor -fan) de GE (General Electrique) et M5 (M-Motors) de SNECMA(société nationale d'étude et de construction du moteur d'avion).

Au sein de CFM International, GE Air raft Enginistes chargé de la partie chaude du moteur, aussi appelé CORE(compresseur haute pression ,chambre de combustion et turbine haute pression) et SNECMA de la partie froide (la soufflante ou fan, compresseur basse pression et turbine basse pression) ainsi que des accessoires et de la tuyère d'éjection.

La succès commercial de CFM56 repose sur plusieurs avantages compétitifs. Il s'agit de tous d'abord d'une réussite technologique. Les premiers moteurs de la famille ont été créés des années 70 à partir de prototype M56 SNECMA MOTEURS et d'une

version CF (commercial fan) du corps haute pression militaire F101 de General Electric. Le CFM56 fut le premier moteur doubleflux à fort le taux de dilution destiné au avion monocouloir. Il permis de diminuer d'environ 20% la quantité de carburant consommé par les moteurs alors en service.

Quelque années plus tard, les deux partenaires ont mis au point nouveau système de combustion ,le DAC pour (Double annular Combustor) qui a permis de diminuer les émissions de NOx de plus de 40% et de satisfaire aux normes environnementales les plus exigeantes .

Afin de préparer le futur du CFM56 , Snecma Moteurs et General Electric ont lancé en 1998 un programme de recherche et technologie

Baptisé TECH56 L'objectif de ce programme est d'anticiper et d'être prêt à reprendre à une demande éventuelle des clients en matière d'amélioration de performances, de couts d'exploitation et de respect de l'environnement.

III-1-2 L'évolution du moteur

a) CFM56-2 :

C'est la première version de réacteur qui fut conçu pour remotoriser les Mc Donnell Douglas DC-8 .Ce fut un succès ,le CFM56-2 fut également choisi pour remotoriser les avions de la famille Boeing C-135 (la plupart sont des ravailleurs). Environ 1800 CFM56-2 ont été produits

,d'une puissance qui va de 98 à 108 KN.

b) CFM56-3

Après le succès du CFM56-3 sur le marché de la modernisation d'avion anciens, le CFM56-3 concerrera la réussite en étant choisi par Boeing comme motorisation exclusive pour sa nouvelle gamme de Boeing 737 ,les Boeing 737-300,400,500 ,également appelés Boeing 737 classique.

Plus de 4500 CFM56-3 ont été construits depuis sa certification en 1984, ce qui en fait le réacteur le plus largement produits de tout l'histoire de l'aviation dans une gamme de puissance de 82 à 105 KN.

c) CFM56-5A et CFM56-5B :

Sur la lancée du modèle précédent, le CFM56-5A fut conçu pour le grand rival du Boeing 737

, l'Airbus A320.

Le CFM56-5A a été certifié en 1987, et est disponible dans des puissances de 98 à 118 KN. C'est également le premier modèle de CFM56 à disposer d'un système de régulation électronique pleine autorité. Ce moteur équipe également l'Airbus A319 à sa sortie en 1996.

Le CFM56-5B est une évolution du CFM56-5A qui entre en service en 1994 et équipe toute la gamme des Airbus A318, A319, A320, A321. Il est disponible dans une gamme de puissance de 98 et 142.50 KN.

d) CFM56-5C :

Après le succès sur les biréacteurs court et moyen courriers des versions précédentes, le CFM56-5C conçu pour l'Airbus A340 marque un retour aux quadriréacteurs long courrier. Il est équipé en exclusivité. Les versions A340-200 et A340-300, et disposent de puissances comprises entre 139 et 151 KN.

e) CFM56-7b :

Le CFM56-7B est le réacteur qui équipe en exclusivité les dernières évolutions du Boeing 737, les versions B737-600, 700, 800 et 900 dites Boeing 737 NG pour nouvelle génération.

Qui est un moteur, double flux, double corps, et à écoulement axial, avec un taux de dilution élevé, d'une conception entièrement modulaire pour mettre une facilité dans les opérations de maintenance occupe près de 59% des ventes sur le marché.

Les propulseurs sont des machines composées d'un moteur thermique qui fournit l'énergie nécessaire à la propulsion de l'avion et à l'entraînement des équipements et des servitudes à bord de l'avion (production d'électricité, air)

III-2-Présentation du turbo réacteur CFM56-7B :

Le CFM56-7B est un turbo réacteur double flux double corps avec soufflant e produit par CFMINTERNATIONAL, une société commune entre SAFRAN AIR CRAFT ENGINES et GENERAL ELECTRIC. Sélectionné par Boeing comme motorisation exclusive de sa gamme « 737 Next Génération », le CFM56-7B offre 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

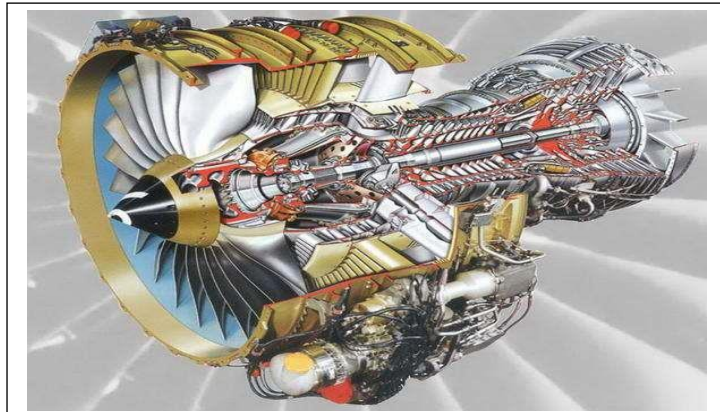


Figure III-1: Coupé du CFM56-7B

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

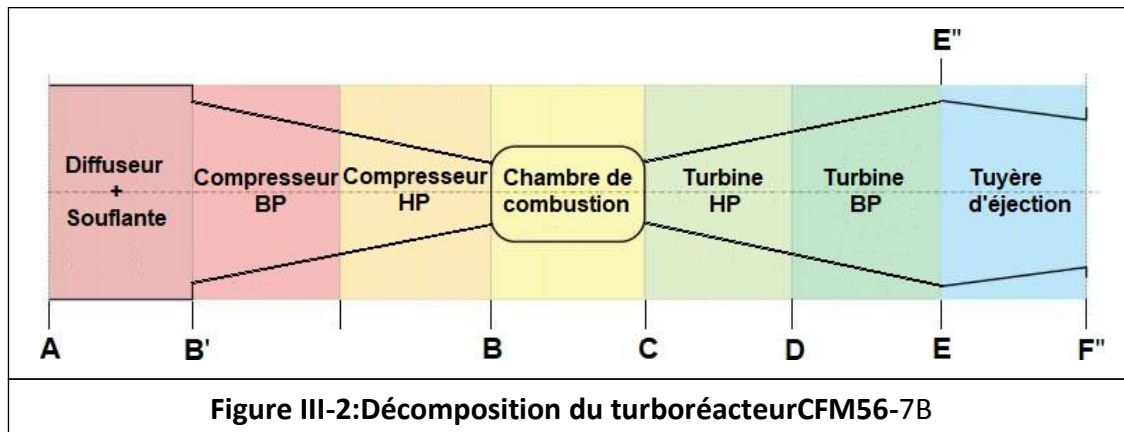
Nombre d'étages de la soufflante/compresseur basse /haute pression	1+3+9
Nombre d'étages de la turbine basse/haute pression	4+1
Poids sec (Kg)	2385,90/ 2395,97

Tableau III-1: Caractéristiques du turbo réacteur CFM56-7B

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 uni dimensionnel (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: $r=287,15\text{j}/(\text{Kg K})$;
- Coefficient isentropique: $\gamma=1,4$;
- Chaleur spécifique à pression constante de l'air: $C_{pa}=1008,7\text{j}/(\text{KgK})$;
- Chaleur spécifique à pression constante des gaz: $C_{pg}=1253\text{j}/(\text{KgK})$;
- Chaleur spécifique à pression constante du mélange (flux secondaire+flux primaire): $C_{pm}=1047,478\text{j}/(\text{KgK})$;

- 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: $\tau=P_B/P_A=29$.
- Pouvoir calorifique de kérosène 43.15 MJ/Kg

Points	Temperature (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:

$$(m_i + m_e) = \rho_A \times V_A \left(\pi \times \frac{d_A^2}{4} \right)$$

$$\rightarrow V_A = \frac{(m_i + m_e)}{\rho_A \times \pi \times \frac{d_A^2}{4}} = \frac{408}{1.29 \times 3.14 \times \frac{1.55^2}{4}}$$

$$V_A = 167.702 \text{ m/s}$$

$$M_A = \frac{V_A}{\sqrt{\gamma \times r \times T_A}} = \frac{167.702}{\sqrt{1.4 \times 287.15 \times 300}} \rightarrow M_A = 0.48 \approx 0.5$$

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):

$$\tau = \frac{P_B}{P_A} \rightarrow P_B = P_A \times \tau = 101.325 \times 10^3 \times 29$$

$$\rightarrow P_B = 2938.425 \text{ Kpa}$$

$$\frac{T_{\text{Bis}}}{T_A} = \left(\frac{P_B}{P_A} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = (\tau)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow T_{\text{Bis}} = T_A \times (\tau)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\rightarrow T_{\text{Bis}} = 300 \times (29)^{\frac{1.4-1}{1.4}} = 785.1\text{K}$$

$$\eta_S \times \eta_{\text{CBP}} \times \eta_{\text{CHP}} = \frac{h_{\text{Bis}} - h_A}{h_{\text{Br}} - h_A} = \frac{T_{\text{Bis}} - T_A}{T_{\text{Br}} - T_A}$$

$$\rightarrow T_{\text{Br}} = T_A + \frac{T_{\text{Bis}} - T_A}{\eta_S \times \eta_{\text{CBP}} \times \eta_{\text{CHP}}}$$

$$T_{\text{Br}} = 300 + \frac{785.1 - 300}{0.88 \times 0.84 \times 0.82}$$

$$\rightarrow T_{\text{Br}} = 1100.3\text{K}$$

$$h_{\text{Br}} = C_{p_a} \times T_{\text{Br}} = 1008.7 \times 1100.3$$

$$\rightarrow h_{\text{Br}} = 1109.873 \times 10^3 \text{ j/kg}$$

$$\rightarrow h_{\text{Br}} = 1109.873 \text{ kj/kg}$$

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

$$P_C = P_B = 2938,425.103\text{pa} = 2938,425\text{Kpa}$$

$$T_C = 1563\text{K}$$

$$h_C = C_{p_g} \times T_c = 1253 \times 1563$$

$$h_C = 1958.439 \times \frac{10^3 \text{ j}}{\text{Kg}} = 1958,439 \text{ Kj/Kg}$$

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):

$$\eta_{T-C} = \frac{h_{Br} - h_A}{h_c - h_{Er}} = \frac{C_{pa}(T_{Br} - T_A)}{C_{pg}(T_c - T_{Er})} \rightarrow T_{Er} = T_c - \frac{C_{pa}(T_{Br} - T_A)}{C_{pg} \eta_{T-C}}$$

$$T_{Er} = 1563 - \frac{1008.7(1100.3 - 300)}{1253 \times 0.95}$$

$$\rightarrow T_{Er} = 884.8K$$

$$\eta_{THP} \times \eta_{TBP} = \frac{h_c - h_{Eis}}{h_c - h_{Eis}} = \frac{T_c - T_{Er}}{T_c - T_{Eis}} \rightarrow T_{Eis} = T_c - \frac{T_c - T_{Er}}{\eta_{THP} \times \eta_{TBP}}$$

$$T_{Eis} = 1563 - \frac{1563 - 884.8}{0.90 \times 0.88} \rightarrow T_{Eis} = 706.7K$$

$$\frac{T_c}{T_{Eis}} = \left(\frac{P_c}{P_E}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow P_E = \frac{P_c}{\left(\frac{T_c}{T_{Eis}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = \frac{2938.425 \times 10^3}{\left(\frac{1563}{706.7}\right)^{\frac{1.4}{1.4-1}}}$$

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

$$h_{Eis} = C_{pg} \times T_{Eis} = 1253 \times 706.7$$

$$\Rightarrow h_{Eis} = 885.549 \times 10^3 \text{ j/kg} = 885.549 \text{ kj/kg}$$

$$h_{Er} = C_{pg} \times T_{Er} = 1253 \times 884.8$$

$$\Rightarrow h_{Er} = 1108.654 \times 10^3 \text{ j/kg} = 1108.654 \text{ kj/kg}$$

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 :

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

$$\frac{T_A}{T_{B'is}} = \left(\frac{P_A}{P_{B'}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Rightarrow T_{B'is} = \frac{T_A}{\left(\frac{P_A}{P_{B'}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = \frac{300}{\left(\frac{101.325}{182.634}\right)^{\frac{1.4}{1.4-1}}}$$

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

$$\eta_S = \frac{T_{B'is} - T_A}{T_{B'r} - T_A} \Rightarrow T_{B'r} = T_A + \frac{T_{B'is} - T_A}{\eta_S} = 300 + \frac{355 - 300}{0.88}$$

$$\Rightarrow T_{B'r} = 362.5K$$

$$h_{B'is} = c_{pa} \times T_{B'is} = 1008.7 \times 355$$

$$\Rightarrow h_{B'is} = 358.088 \times 10^3 \text{ j/kg} = 358.088 \text{ kj/kg}$$

$$h_{B'r} = c_{pa} \times T_{B'r} = 1008.7 \times 362.5$$

$$\Rightarrow h_{B'r} = 365.654 \times 10^3 \text{ j/kg} = 365.654 \text{ kj/kg}$$

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 ($P_E = P_{B'r} = P_{E''}$) :

$$h_{E''r} = \frac{(h_{B'r} \times \lambda) + h_{Er}}{(\lambda + 1)} = \frac{(365.654 \times 10^3 \times 5.3) + (1108.654 \times 10^3)}{(5.3 + 1)}$$

$$\Rightarrow h_{E''r} = 483.590 \times 10^3 \text{ j/kg} = 483.590 \text{ kj/kg}$$

$$T_{E''r} = \frac{h_{E''r}}{c_{pm}} = \frac{483.590 \times 10^3}{1047.478}$$

$$\Rightarrow T_{E''r} = 461.7k$$

$$h_{E''is} = \frac{(h_{B'is} \times \lambda) + h_{Eis}}{(\lambda + 1)} = \frac{(358.088 \times 10^3 \times 5.3) + (885.549 \times 10^3)}{(5.3 + 1)}$$

$$\Rightarrow h_{E''is} = 441.812 \times 10^3 \text{ j/kg} = 441.812 \text{ kj/kg}$$

$$T_{E''is} = \frac{h_{E''is}}{c_{pm}} = \frac{441.812 \times 10^3}{1047.478}$$

$$\Rightarrow T_{E''is} = 421.8k$$

$$P_{E''} = P_E = 182.634 \times 10^3 \text{ pa} = 182.634 \text{ kpa}$$

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

$E'' \rightarrow F''$: transformation adiabatique (tuyère d'éjection) :

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

$$\frac{T_{E''is}}{T_{F''is}} = \left(\frac{P_{E''}}{P_{F''}} \right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)} \Rightarrow T_{F''is} = \frac{T_{E''is}}{\left(\frac{P_{E''}}{P_{F''}} \right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)}} = \frac{421.8}{\left(\frac{182.634}{101.325} \right)^{\left(\frac{1.4-1}{1.4} \right)}}$$

$$\Rightarrow T_{F''is} = 356.4k$$

$$h_{F''is} = c_{pm} \times T_{F''is} = 1047.478 \times 356.4 \Rightarrow h_{F''is}$$

$$= 373.321 \times 10^3 \text{ j/kg} = 373.321 \text{ kj/kg}$$

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

$$\Rightarrow h_{F''r} = 441.812 \times 10^3 + 0.88(373.321 \times 10^3 - 441.812 \times 10^3)$$

$$\Rightarrow h_{F''r} = 381.54 \times 10^3 \text{ j/kg} = 381.54 \text{ kj/kg}$$

$$h_{F''r} = c_{pm} \times T_{F''r} \Rightarrow T_{F''r} = \frac{h_{F''r}}{c_{pm}} = \frac{381.540 \times 10^3}{1047.478}$$

$$\Rightarrow T_{F''r} = 364.2 \text{ k}$$

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

$$0$$

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

$$\Rightarrow V_{F''} = \sqrt{2 \times (483.590 - 381.540) \times 10^3}$$

$$\Rightarrow V_{F''} = 451.774 \text{ m/s}$$

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 :

$$\lambda = \frac{m_e}{m_i} = 5.3$$

$$m_e + m_i = 408$$

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

$$m_e = 5.3 \times 64.762 = 343.238 \text{ kg/s}$$

$$m_i = \frac{408}{(5.3+1)} = 64.762 \text{ kg/s}$$

$$\begin{cases} m_e = 343.238 \text{ kg/s} \\ m_i = 64.762 \text{ kg/s} \end{cases}$$

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

$$\Rightarrow m_c \times (PCI - h_c) = m_i \times h_c - m_i \times h_{Br} \Rightarrow m_c = \frac{m_i \times h_c - m_i \times h_{Br}}{PCI - h_c}$$

$$\Rightarrow m_c = \frac{64.762 \times 1958.439 \times 10^3 - 64.762 \times 1109.873 \times 10^3}{43920 \times 10^3 - 1958.439 \times 10^3}$$

$$\Rightarrow m_c = 1.310 \text{ kg/s}$$

III-3-3-9) Calcul de la poussée :

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

$$F = 64.762(451.774 - 167.702) + 343.238(451.774 - 167.702) + 1.310 \times 531.183$$

$$\Rightarrow F = 116.838 \times 10^3 \text{ N} = 116.838 \text{ KN}$$

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

$$F_{SP} = \frac{F}{(m_i + m_e + m_c)} = \frac{116.838 \times 10^3}{(64.762 + 343.238 + 1.31)}$$

$$\Rightarrow F_{SP} = 285.451 \text{ N.S/KG}$$

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

$$C_{sp} = \frac{CH}{F} = \frac{(3600 \times m_c)}{F} = \frac{(3600 \times 1.31)}{116.838 \times 10^3}$$

$$\Rightarrow C_{sp} = 40.036 \times 10^{-3} \text{ Kg}/(\text{h.N})$$

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

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

$$\Rightarrow P_{cal} = 57.535 \times 10^6 \text{ W} = 57.535 \times 10^3 \text{ KW}$$

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

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

$$\Rightarrow P_{th-t} = 57.535 \times 10^6 - (64.762 + 1.31) \times 1047.478(364.2 - 300)$$

$$\Rightarrow P_{th-t} = 53.092 \times 10^6 \text{ W} = 53.092 \text{ KW}$$

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

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

$$P_{th-r} = \frac{1}{2} (64.762 + 343.238) \times (451.774^2 - 167.702^2) +$$

$$\frac{1}{2} \times (1.31 \times 451.774^2)$$

$$\Rightarrow P_{th-r} = 36.033 \times 10^6 \text{ W} = 36.033 \times 10^3 \text{ KW}$$

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

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

$$\Rightarrow P_p = 19.594 \times 10^6 \text{ W} = 19.594 \times 10^6 \text{ KW}$$

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

$$\eta_{th} = \frac{P_{th-t}}{P_{cal}} = \frac{53,092 \times 10^6}{57,535 \times 10^6} \Rightarrow \eta_{th} = 0,9228 = 92,28\%$$

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

$$\eta_{tr} = \frac{P_{th-r}}{P_{cal}} = \frac{36,033 \times 10^6}{57,535 \times 10^6} \Rightarrow \eta_{tr} = 0,6263 = 62,63\%$$

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

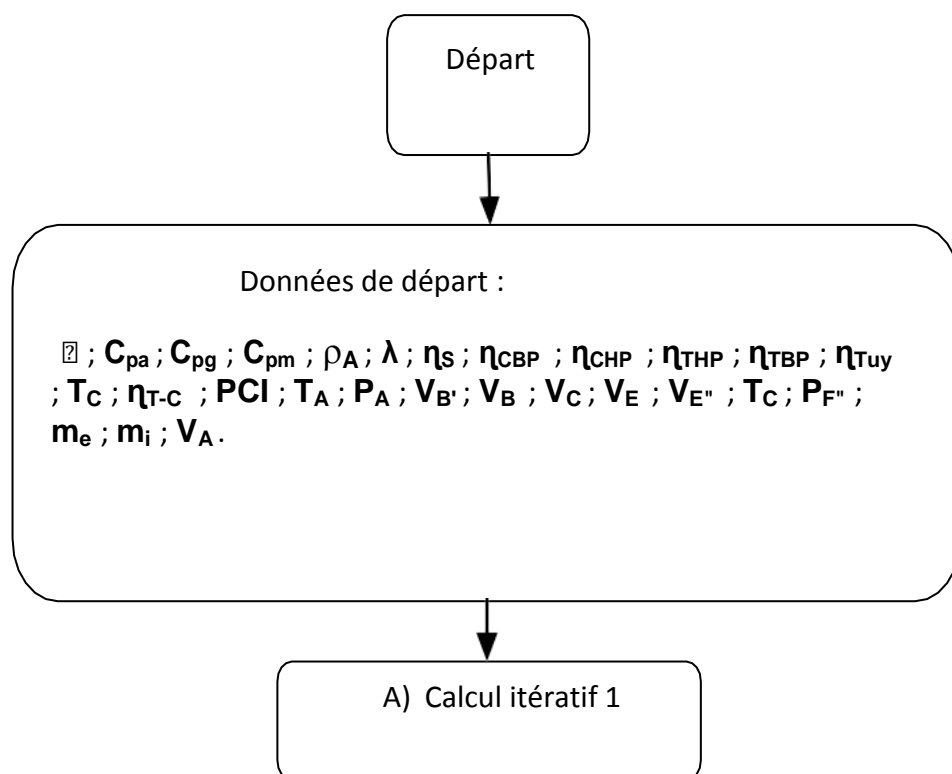
$$\eta_{ti} = \frac{P_{th-r}}{P_{th-t}} = \frac{36,033 \times 10^6}{53,092 \times 10^6} \Rightarrow \eta_{ti} = 0,6787 = 67,87\%$$

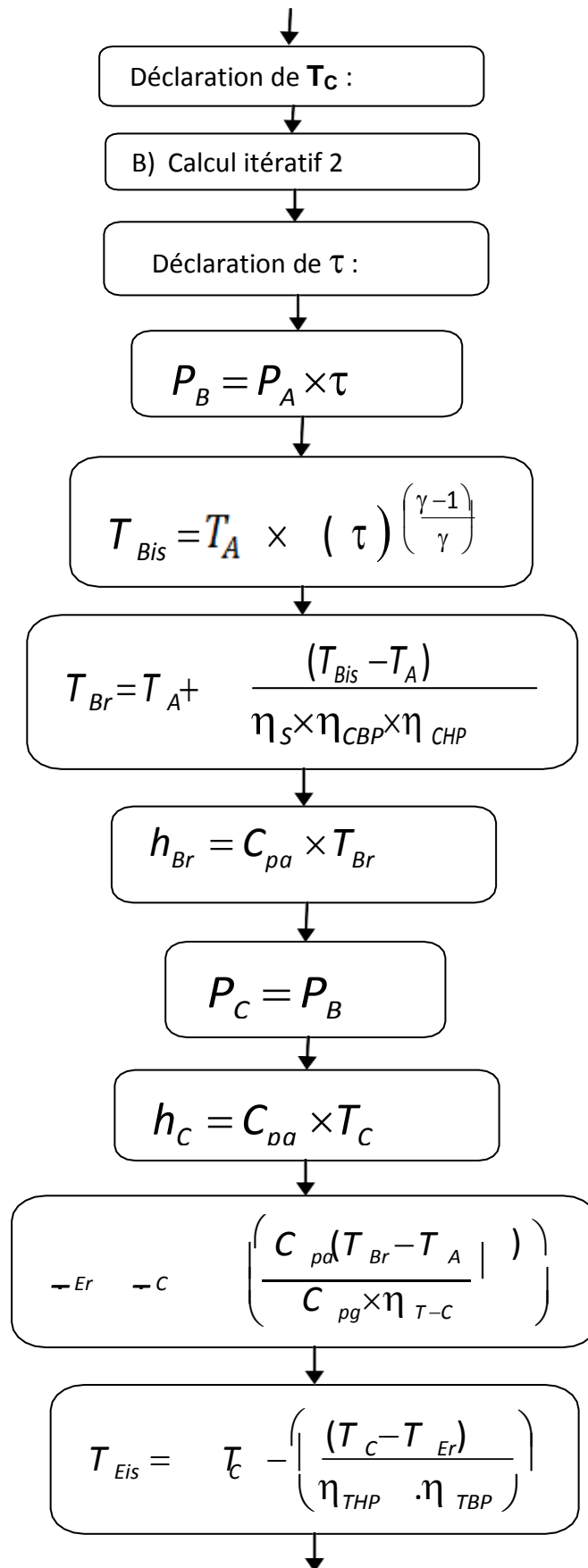
III-3-3-19) Calcul du rendement de propulsion :

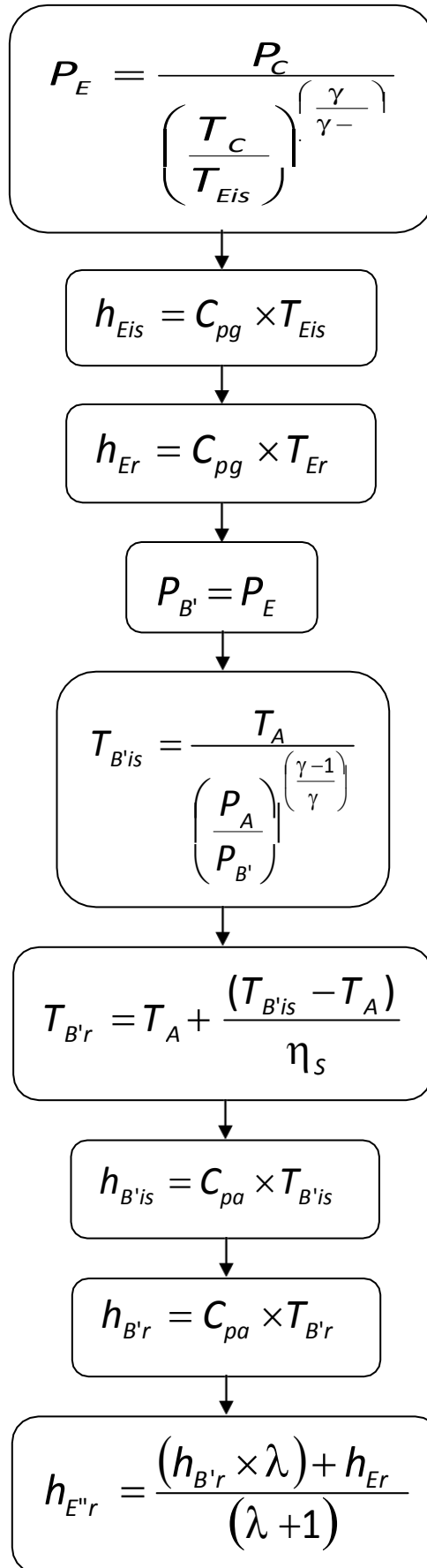
$$\eta_p = \frac{P_p}{P_{th-r}} = \frac{19,594 \times 10^6}{36,033 \times 10^6} \Rightarrow \eta_p = 0,5438 = 54,38\%$$

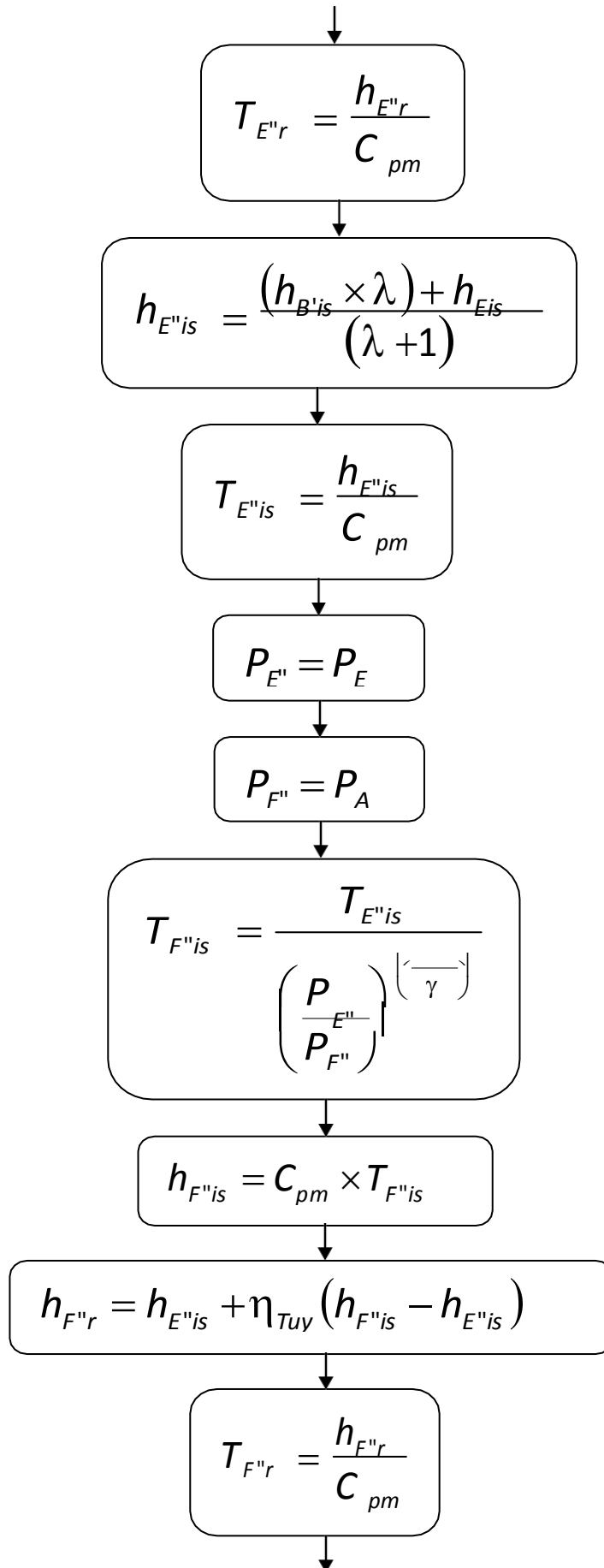
III-3-3-19) Calcul du rendement de propulsion :

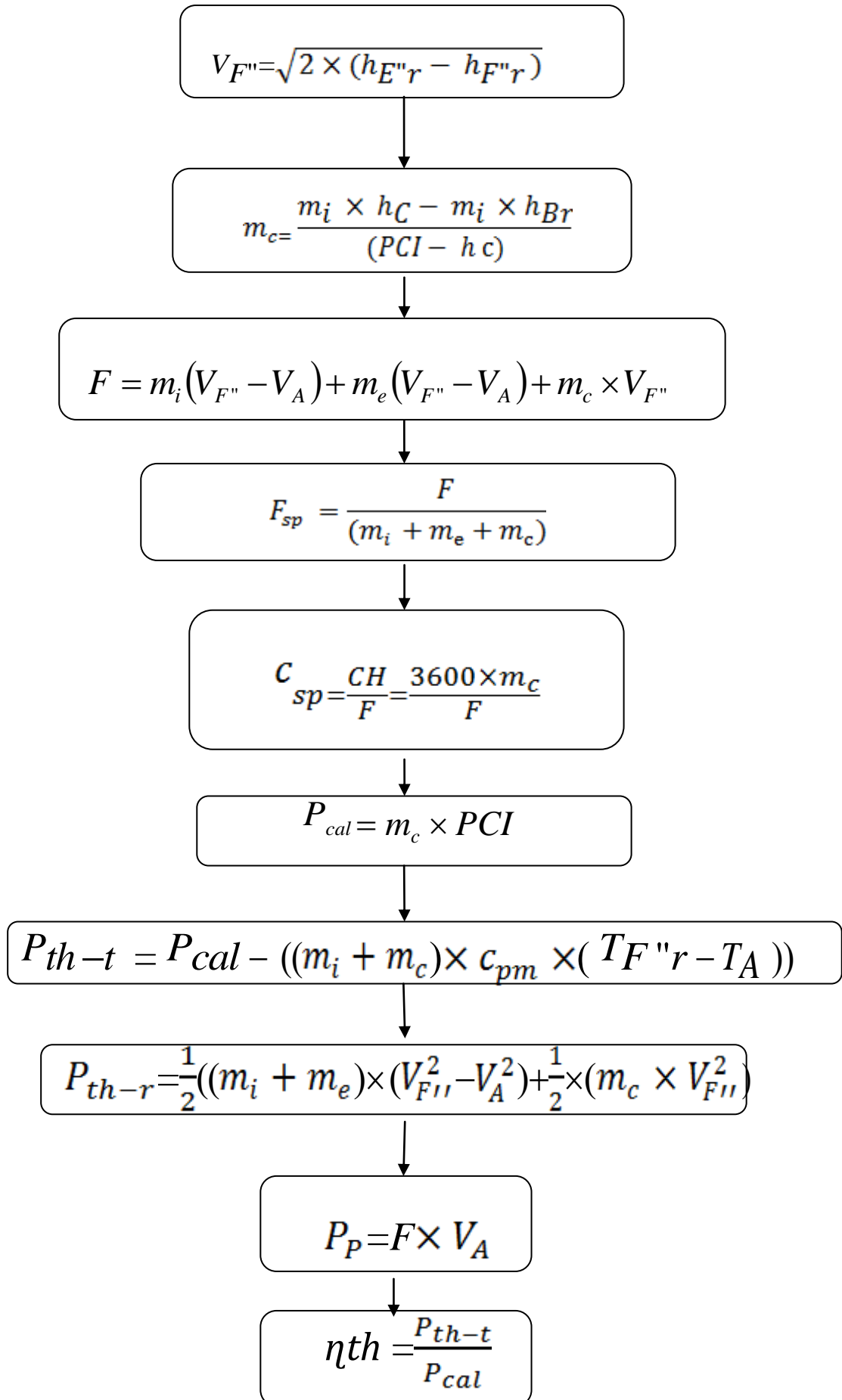
$$\eta_g = \frac{P_p}{P_{cal}} = \frac{19,594 \times 10^6}{57,535 \times 10^6} \Rightarrow \eta_g = 0,03406 = 34,06\%$$

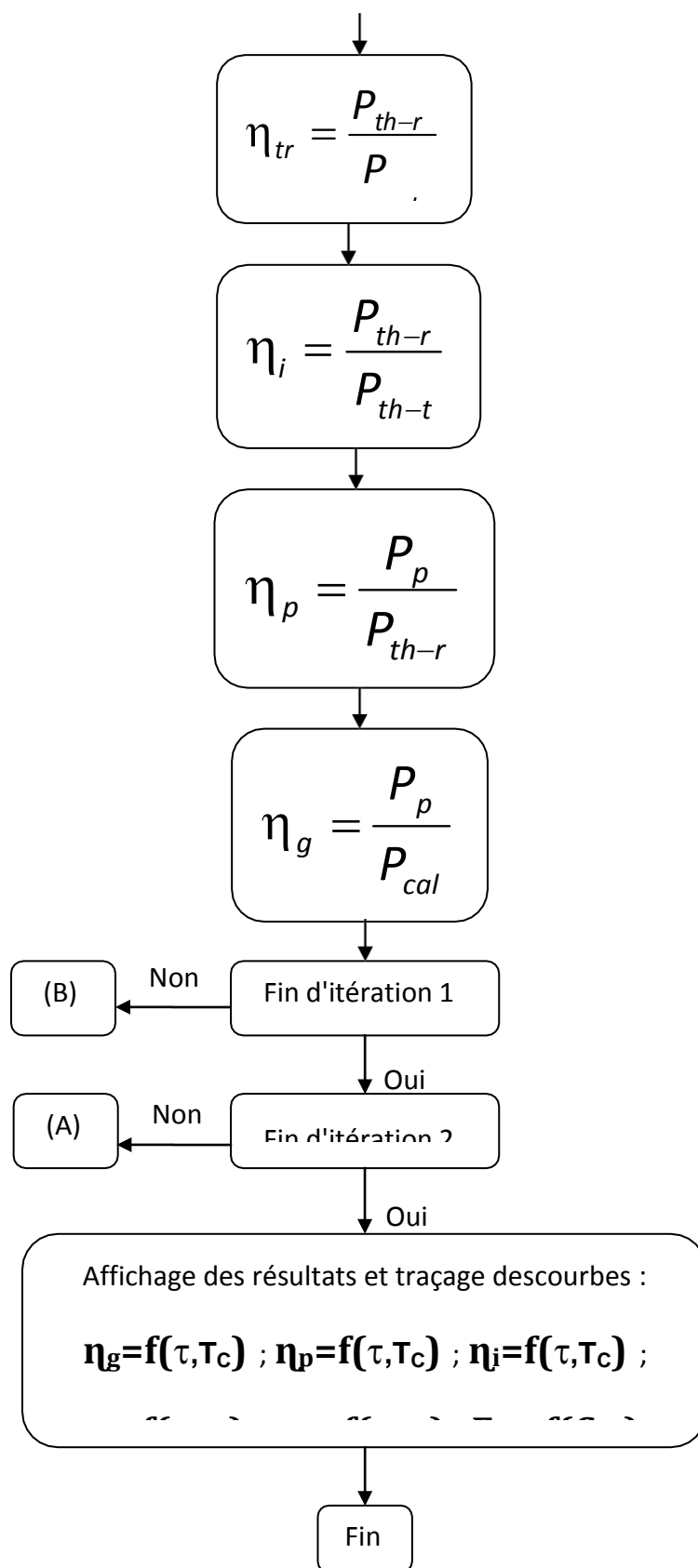
III-3-4-Calcul des paramètres de performances pour un cas variable:**III-3-4-1) Organigramme du programme de calcul:**











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:

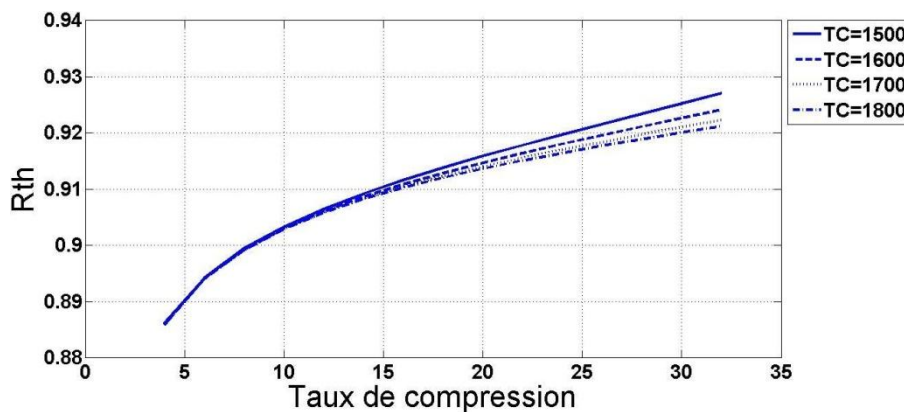


Figure III-3: Courbes du rendement thermique théorique

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%.

a) Analyse du rendement thermique réel:

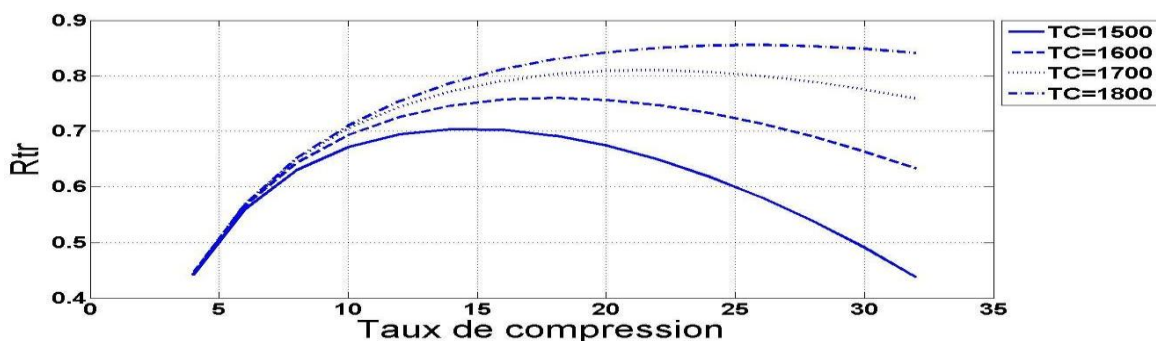
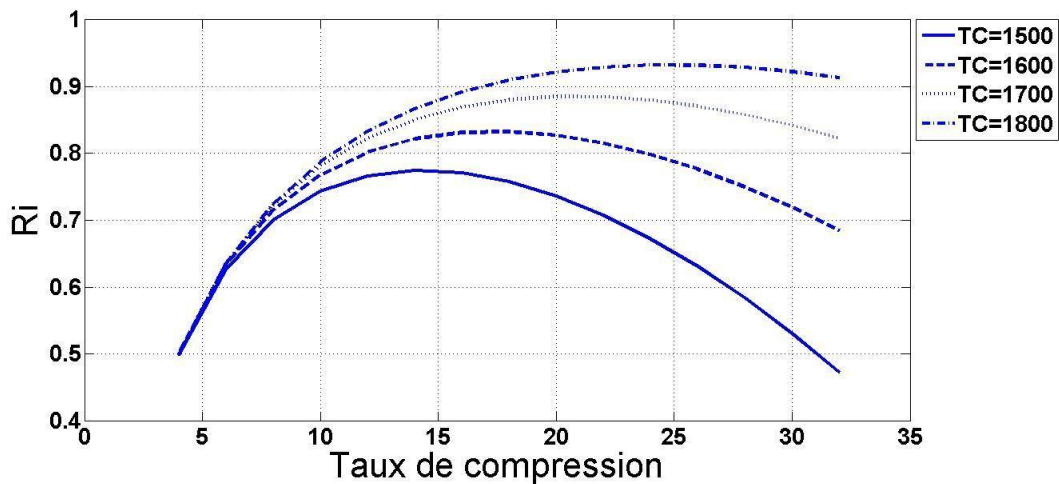


Figure III-4: Courbes du rendement thermique réel

Les courbes montrent l'influence proportionnelle globale du taux de compression et de la température de fin de combustion sur le rendement thermique réel, tant dis 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%.

b) Analyse 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 de vint inverse.

Les courbe s'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 décompression et une bonne température de fin de combustion, et une valeur minimale égale à 50%.

c) Analyse du rendement de propulsion:

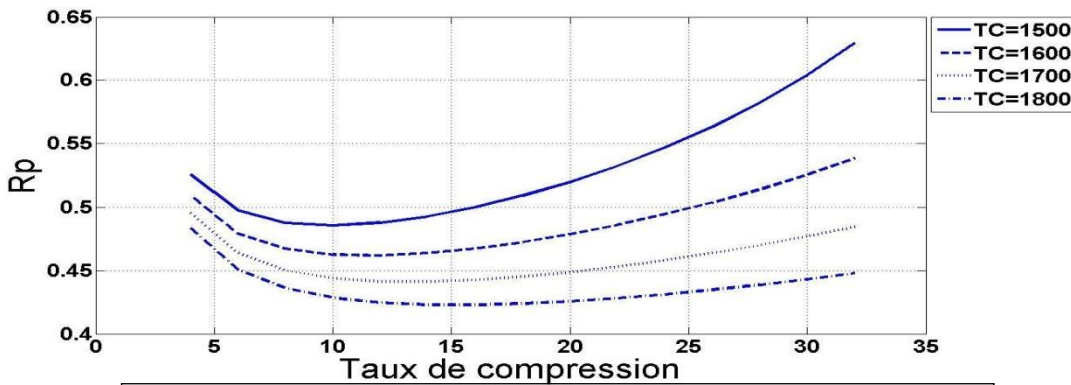


Figure III-6: Courbes du rendement de propulsion

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%.

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 de vient inverse.

Les courbe s'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 décompression et une bonne température de fin de combustion, et une valeur minimale égale à 50%.

b) **Analyse du rendement de propulsion:**

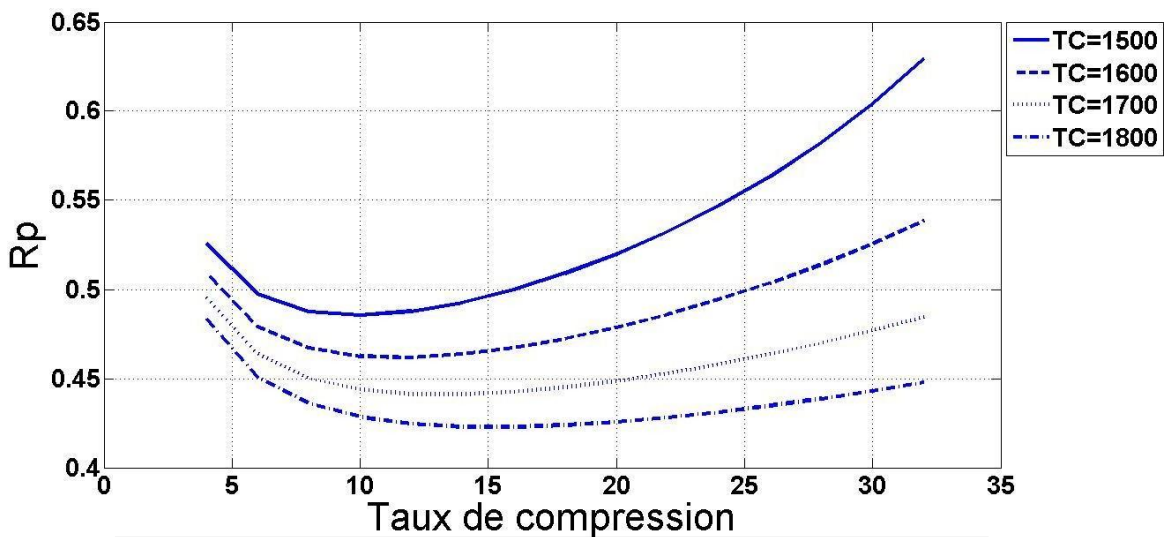
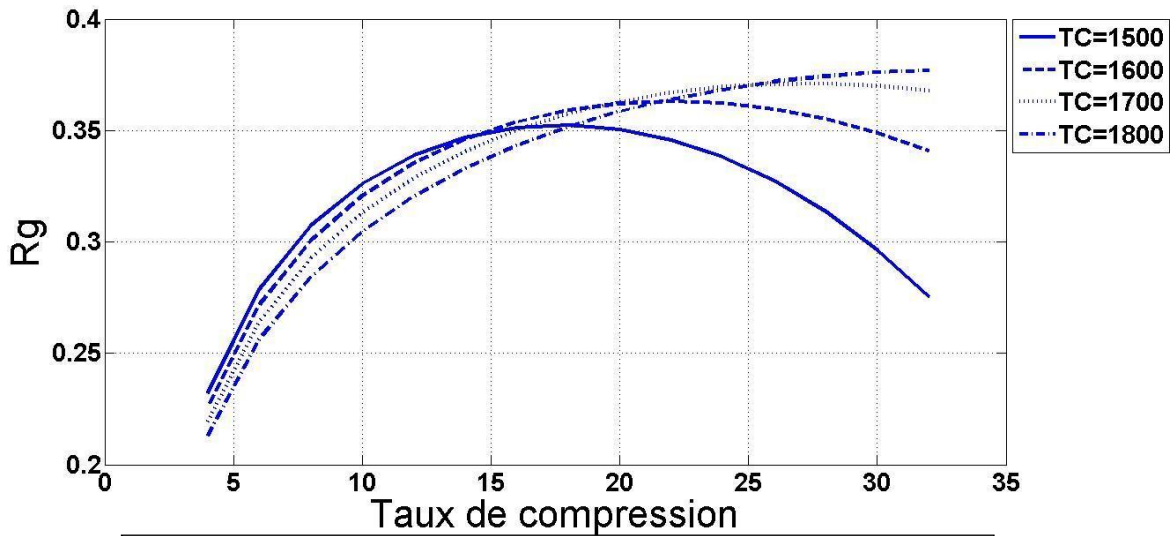


Figure III-6: Courbes du rendement de propulsion

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 courbe s'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%.

c) Analyse du rendement global:



FigureIII-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 de vint 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%.

d) Analyse du la poussée spécifique en fonction de la consommation spécifique:

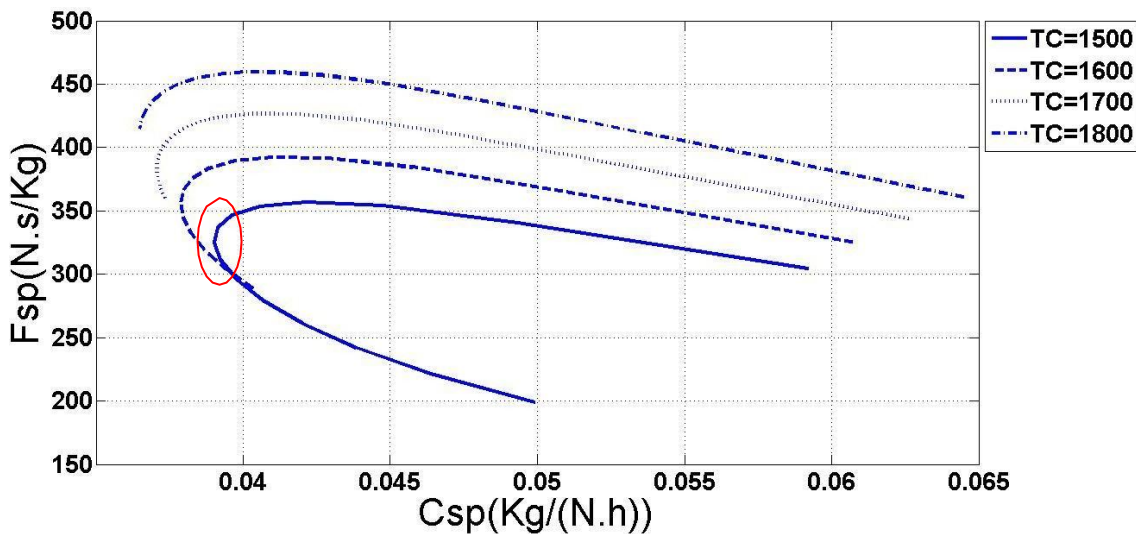


Figure III-8:Poussée spécifique en fonction de la consommation spécifique

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.

CHAPITRE IV :
SIMULATION NUMERIQUE
D'UN TUYERE
CFM 56-7B
PAR
FLUENT

Introduction

La résolution des équations d'un écoulement se fait par l'utilisation d'une méthode numérique qui consiste à développer les moyens de la résolution de ces équations. Ce chapitre simulation par le code de calcul FLUENT, essentiellement la procédure qu'il propose pour résoudre les problèmes tels que le nôtre. La construction des géométries avec génération de maillage et l'incorporation des conditions aux limites sont effectuées par le processeur GAMBIT.

4.1 Principes des codes CFD

Les logiciels de mécanique de fluide numérique sont des logiciels de simulation numérique qui base sur la méthode des volumes finis peuvent maintenant être considérés comme de véritable < expérience numérique >, les quelles sont faites avec soin. (ismailzabet ,2011). Toutes les quantités physiques liées à l'écoulement (champ de vitesse, champ de pression, contraintes, température etc....), sont immédiatement disponibles en tout point de l'écoulement, c'est un avantage principal des méthodes numériques. Dans généralement impossibles ou très difficile en pratique.

4.2 Présentation du GAMBIT et FLUENT

Pour la résolution par le logiciel de simulation numérique des écoulements fluent il faut faire une présentation sur le logiciel Gambit.

4.2.1 GAMBIT

GAMBIT est un logiciel de DAO (Dessin Assisté par Ordinateur) et de génération de maillage (Mailler). Ce logiciel et permis de réaliser des géométries en 2D ou 3D et de construire le maillage. Gambit est largement répandus dans l'industrie (automobile aéronautique, spatiale, etc.) en raison de sons interface graphique puissante, il permet aussi de réaliser tout type de géométries complexes (fixes ou mobile) associées a des maillages fixes ou adaptatifs. Il engendre des fichiers (*.msh) pour Fluent.

4.2.1.1 Maillage sous GAMBIT

Dans l'analyse CFD, la génération du maillage (2D ou 3D) est une phase très importante, vu l'influence de ses paramètres sur la solution calculée. Un maillage de très bonne qualité est essentiel pour l'obtention d'un résultat de calcul précis, robuste et signifiant et a un sérieux impact sur la convergence, la précision de la solution et surtout sur le temps do calcul. Un bon maillage doit également être suffisamment lisse pour la minimisation des éléments présentant des "distorsions " et sur une bonne "résolution" dans les régions présentant un fort gradient (couches limites : ondes de choc,...).

4.2.2 Présentation du code de calcul ANSYS Fluent

4.2.2.1 FLUENT

FLUENT est un code de calcul pour modéliser les écoulements des fluides dans des géométries complexes. Ce logiciel écrit en langage de programmation C et utilise pleinement la flexibilité et la puissance offerte par Ce langage (par exemple allocation de la mémoire dynamique). Et aussi utilise une architecture qui lui permet d'exécuter plusieurs processus simultanément sur le même poste de travail ou sur des postes s'épares pour une exécution plus efficace. FLUENT résoudre les problèmes d'écoulement avec des mailles non structurées, qui peuvent être produites pour des géométries complexes, avec une relative facilité. Les types de mailles supportées sont :

- ✓ Des mailles en 2D, triangulaires ou quadrilatérales ;
- ✓ Des mailles en 3D tétraédriques/hexaédriques/pyramidales ;
- ✓ Des mailles (hybrides) mixtes.

Afin d'automatiser certain procédures, FLUENT s'utilise à travers une interface graphique l'utilisateur avance peut adapter ou augmenter aux besoins l'interface en écrivant des macros et des fonctions de menu. Le logiciel FLUENT permet les capacités de modélisation suivantes : Ecoulements 2D ou 3D ; Ecoulement stationnaire ou instationnaire ; Ecoulements incompressibles ou compressibles ; Ecoulements non visqueux laminaires ou turbulents ; Fluide Newtonien ou non Newtonien ; Ecoulements avec changements de phases et Ecoulements en milieu poreux. Le logiciel Fluent base sur la méthode des volumes finis comme procédé de discrétisation des équations qui gouvernent l'écoulement, telle que l'équation de continuité et quantité de mouvement et de l'énergie. En utilisant cette technique basée sur l'intégration des équations sur un volume de contrôle, ce programme passe par les étapes suivantes :

1. La division du domaine en volumes de contrôle discrets en utilisant une grille (maillage) de calcul ;
2. L'intégration des équations gouvernantes sur les volumes de contrôle individuels, afin de construire les équations algébriques pour les variables discrètes dépendantes, les inconnues telles que : vitesses ;
3. Linéarisation des équations discrétisées et solution du système d'équations linéaires résultant, pour tenir compte des effets turbulents. Le logiciel de calcul offre la possibilité de choisir un des modèles de turbulence suivants :
 - 1) Le modèle à une équation de SpalartAllmaras ;
 - 2) Le modèle à deux équations $k \rightarrow \xi$;
 - 3) Le modèle à deux équations $k \rightarrow \omega$;
 - 4) Modèle de contrainte de Reynolds (Reynolds stress model).

Le choix entre ces modèles repose principalement sur les résultats donnés par chacun des modèles suivant les conditions limites prédéfinies .il est vrai qu'un modèle peut donner de meilleurs résultats que l'autre, mais cela est principalement du à la nature des cas étudiés et à la correspondance du modèle de turbulence avec les conditions aux limites.

4.3 Etapes nécessaires pour réussir une simulation numérique d'un problème par fluent

4.3.1 Démarrage de fluent

Lancer FLUENT à l'aide d'un raccourci dans le menu démarrer, choisir la version de FLUENT à utiliser (ici version 2D).

1).il faut importer le fichier (*.msh) génère sous GAMBIT pour commencer la simulation.

File → Read → case

2).la vérification du maillage importe pour évite l'erreur ou de volumes négatifs.

Grid → check

Grid → Smooth/Swap... Pour s'assurer de la qualité du maillage, il est pratique de lisser le maillage, cliquez sur le bouton Smooth puis sur le bouton Swap. Répétez jusqu' à ce que FLUENT affiche que zéro faces sont swapped.

3).Vérification de l'échelle : avant d'affiches les dimensions qui lies aux dimensions physiques du problème, doit être vérifie.

Grid → Scale.

Définition de modèle de turbulence et des conditions aux limites :

Define → Models → Viscous, sélectionner le modèle turbulent simple k-epsilon(2.eqn) **Define → Models → multi phase**, (choisir méthode vof)

Define → Materials, définir le type de fluide utilise dans la simulation, ici l'air. Définition de la méthode de résolution.

Define → boundary conditions, spécifier les conditions aux limites Pour chaque zone, donner le type correspondant.

4.3.2 Initialisation et lancement des itérations

Solve → Initialize → Initialize, choisir à partir de l'entrée.

Solve → Monitors → Residual, fixer les critères de convergence pour chaque entité physique et afficher le graphe de convergence en cliquant sur Plot.

Solve → Iterate, donner le nombre d'itérations et démarrer le calcul des résidus. Lorsqu'on clique sur Itérâtes, le calcul est lance. A tout moment, en peut arrêter les calculs avec la combinaison **Ctrl-C** et reprendre les calculs l'a ou on les a arrêtés si on ne réinitialise pas avec **Solve ? Initialize ? Initialize**.

4.3.3 Visualisation des résultats

FLUENT permet de visualiser la forme géométrique du maillage et les résultats des calculs de nombreuses façons sous forme graphique.

Display → Grid, pour afficher la géométrie et le maillage.

Display → contours, pour afficher les différents profils (vitesse, température, pression...).

Report → Fluxes, pour afficher la valeur du débit a l'entrée, et la sortie.

Report → Surface Intégrals, pour afficher les valeurs moyennes (vitesses, pressions ...). **Report → forces** .

Plot → XY Plot.

4.4 Définition de la méthode de résolution :

Le passage d'un problème aux dérivées partielles continu à un problème discret, s'appuie sur les méthodes de dérivées partielles. On distingue trois grandes méthodes pour formuler un problème continu sous forme discrète, basées sur la discrétisation des équations différentielles, telles que la méthode des volumes finis, des différences finies et des éléments finis. La méthode utilisée par le code ANSYS-Fluent, est celle des volumes finis. ANSYS-Fluent discrétise les systèmes d'équations qui traduisent l'écoulement permanent d'un fluide dans des géométries définies en utilisant une méthode de discrétisation, dont cette opération s'effectue par la transformation des équations différentielles en un système d'équations algébriques suivant des étapes propres au régime permanent. Généralement, on peut distinguer :

- Intégration des équations de transport ;
- Discrétisation spatiale ;
- Conditions aux limites ;
- Couplage pression-vitesse ;
- Convergence.

4.4.1 Méthode des volumes finis

4.4.1.1 Rappel sur la méthode des volumes finis

Le domaine de calcul est divisé en un nombre fini de sous domaines élémentaires appelés volumes de contrôle chacun englobe un nœud dit nœud principal. La méthode des volumes finis consiste à intégrer les équations aux dérivées partielles décrites au chapitre précédent sur chaque volume de contrôle, (Gislain.L. K, 2004).

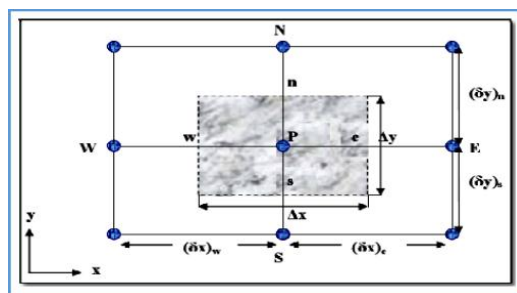


Figure 4.1 – Volume de controle bidimensionnel

Pour un nœud principal P les points E et W (E=Est, W= Ouest) sont des voisins dans la direction x, tandis que N et S (N=Nord, S=Sud) sont des voisins dans la direction y. Le volume de contrôle entourant P est montré par les lignes discontinues, les faces du volume de contrôle sont localisées aux points e et w dans la direction x, et s dans

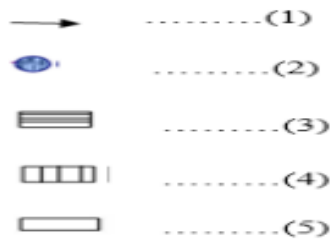
la direction y, (Azil F, 2004).

4.4.1.2 Maillage

C'est la subdivision du domaine d'étude en grilles longitudinales et transversales dont l'intersection représente un nœud, ou on trouve les composantes u et v du vecteur vitesse qui se trouve au milieu des segments reliant deux nœud adjacents. La discrétisation du domaine est obtenue par un maillage constitué d'un réseau de points.

Les grandeurs scalaires pression, température, sont stockées dans le nœud P du maillage, tandis que grandeurs vectorielles u et v sont stockées aux milieux des segments reliant les nœuds. L'équation générale du transport est intégrée sur le volume de contrôle associé aux variables scalaires est les équations de quantités de mouvement sont intégrée sur le volume de contrôle associé aux composants de vitesses. Le volume de contrôle de la composante longitudinale u est d'écale suivant la direction x par rapport au volume de contrôlé principale, celui de la composante transversale v est d'écale suivant la direction de y . Ce type de maillage est dit maillage d'écale permet une bonne approximation des flux convectifs. Est une meilleure évaluation des gradients de pression ainsi une stabilisation numérique de la solution. La construction des volumes de contrôlé et le maillage d'écale sont montres dans le schéma suivant :

Figure 4.2 – Schéma du maillage.



- (1) Nœud de vitesse.
 (2) Nœud des variables scalaires.
 (3) Volume de contrôle pour les variables scalaires.
 (4) Volume de contrôle pour u .
 (5) Volume de contrôle pour v .

4.4.2 Forme générale de l'équation de transport

Sois le problème de transport d'une variable ϕ quelconque, l'équation générale peut être écrite comme suit :

$$\underbrace{\frac{\partial \rho \phi}{\partial t}}_{(1)} + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \phi u_i)}_{(2)} = \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_i} \left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x_i} \right)}_{(3)} + \underbrace{S_\phi}_{(4)} \quad \dots \dots \dots (4-1)$$

- Ou : (1) : Terme transitoire ;
 (2) : Transport par convection ;
 (3) : Transport par diffusion ;
 (4) : Terme source ;
 ϕ : Propriété moyenne transportée;

$\Gamma\phi$: Coefficient de diffusion de la propriété;

$S\phi$: Terme source de la propriété.

Les expressions des termes de diffusivité et de source varient en fonction des types d'équations résolues. Le terme de gradient de pression, qui ne peut être classé ni comme un terme de convection ni comme un terme de diffusion est en général inclus dans le terme de source pour les trois équations de la dynamique. Le tableau (4.1) ci-dessous regroupe les différentes équations du transport dans le cas du modèle k-epsilon en fonction de la valeur de la variable, et du terme source $S\phi$.

Équation	Variable ϕ	Terme source $S\phi$
Équation de continuité	1	0
Équation de quantité de mouvement	$\bar{U}, \bar{V}, \bar{W}$	S_U, S_V, S_W
Équation de k	k	S_k
Équation de ξ	ξ	S_ξ

Table 4.1 – Tableau récapitulatif des équations de transport.

Pour une bonne clarification sur le fonctionnement du solveur de ANSYS Fluent, nous proposons, dans ce qui suit, la résolution de l'équation générale de transport d'une propriété ϕ au sein d'un écoulement 2D en régime stationnaire, et cela à l'aide de la méthode de volumes finis. Alors, l'équation générale de transport (4.1) s'écrit comme suit :

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\rho\phi\bar{u} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\rho\phi\bar{v} \right) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_\phi \frac{\partial\phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\Gamma_\phi \frac{\partial\phi}{\partial y} \right) + S\phi \quad \dots\dots\dots(4.2)$$

3.4.2.1 Discrétisation de l'équation générale de transport:

Cette procédure permet de transformer l'équation générale de transport continue en une équation discrète, et la généralisation sur tous les volumes de contrôle du domaine permet d'obtenir un système d'équations algébriques à résoudre numériquement. En appliquant le théorème de divergence d'Ostogradski, l'intégrale de volume est substituée en une intégrale de surface comme suit :

$$\int_V \text{div}(\phi)dV = \int_S \phi \vec{n} dS \quad \dots\dots\dots(4.3)$$

Avec :

V : Volume de l'élément ;

S : Surface de l'élément ;

\vec{n} Vecteur normal à la surface considérée de l'élément.

4.4.2.2 Intégration de l'équation générale de transport sur un volume de contrôle

L'équation de transport d'une quantité scalaire, exprimée sous sa forme intégrale, en régime permanent est donnée par :

$$\int_V \left[\frac{\partial}{\partial x} (\rho \phi u) + \frac{\partial}{\partial y} (\rho \phi v) \right] dV = \int_V \left[\frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial y} \right) \right] dV + \int_V S_\phi dV \quad \dots\dots\dots(4.4)$$

L'application du théorème de divergence d'Ostogradski, exprimée par (4.3) permet de transformer l'équation (4.4) comme suit :

$$\int_S (\rho \phi u) \vec{n} dS + \int_S (\rho \phi v) \vec{n} dS = \int_S \left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) \vec{n} dS + \int_S \left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial y} \right) \vec{n} dS + \int_V S_\phi dV \quad \dots\dots\dots(4.5)$$

Pour montrer les flux totaux à travers les sections du volume de contrôle, cette équation s'écrit :

$$J_e - J_w + J_n - J_s = \int_V S_\phi dV \quad \dots\dots\dots (4.6)$$

Ou, les indices e, w, n et s indiquent que les quantités correspondantes sont évaluées aux faces est, ouest, nord et sud du volume de contrôle respectivement. Les quantités J_e , J_w , J_n , et J_s sont des flux totaux (convection est diffusion) intégrés sur les faces de volume de contrôle, elles sont données par les expressions suivantes :

$$\begin{aligned} J_e &= \int_s^n \left(\rho \bar{u} \phi - \Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) dy & J_n &= \int_w^e \left(\rho \bar{v} \phi - \Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial y} \right) dx \\ J_s &= \int_s^n \left(\rho \bar{v} \phi - \Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial y} \right) dx & J_w &= \int_w^e \left(\rho \bar{u} \phi - \Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) dy \end{aligned} \quad \dots\dots\dots (4.7)$$

La valeur de la variable dans un nœud est influencée par les valeurs des nœuds voisins, ces nœuds sont placés au centre de chaque volume contrôle

$$\begin{aligned} J_e &= \left[(\rho \bar{u})_e \phi_e - \frac{\Gamma_{\phi e}}{\Delta x_{EP}} (\phi_E - \phi_P) \right] \Delta y_{ns} & J_n &= \left[(\rho \bar{v})_n \phi_n - \frac{\Gamma_{\phi e}}{\Delta x_{NP}} (\phi_N - \phi_P) \right] \Delta y_{ew} \\ J_w &= \left[(\rho \bar{u})_w \phi_w - \frac{\Gamma_{\phi e}}{\Delta x_{PW}} (\phi_P - \phi_W) \right] \Delta y_{ns} & J_s &= \left[(\rho \bar{v})_s \phi_s - \frac{\Gamma_{\phi e}}{\Delta x_{Ps}} (\phi_P - \phi_S) \right] \Delta y_{ew} \end{aligned} \quad \dots\dots\dots(4.8)$$

Dans le cas où le coefficient de diffusivité Γ_ϕ n'est pas constant, ses valeurs sur les facettes 'w', 'e', 's' et 'n' du volume de contrôle sont exprimées en fonction des valeurs aux points nodaux P, W, E, S, et N. L'intégration du terme sources est obtenue en supposant que S_ϕ est uniforme sur le volume de contrôle, elle s'écrit alors :

$$\int_V S_\phi dV = S_U + S_P \phi_P$$

Avec : ws(4.9)

S_u : Source liée aux conditions aux limites ;

S_p : Source estimée au nœud P du volume de contrôle considère.

4.4.2.3 Discrétisation spatiale

Le code de calcul ANSYS-Fluent propose plusieurs schémas de discrétisation (schéma centre, hybride amont, QUICK). Pour la modélisation d'un écoulement fortement convectif, les schémas aux différences avant sont plus adéquats, donc nous avons choisi le schéma UPWIND pour discrétisation des équations. Le schéma UPWIND tient compte du sens d'écoulement, au lieu de faire la moyenne arithmétique pour l'estimation des flux à travers les facettes, l'interpolation prend la valeur de l'un des deux nœuds adjacents suivant le sens du flux.

Sens de flux	valeur de ϕ
W ← E	$\phi_w = \phi_p \phi_\xi = \phi_E$
W → E	$\phi_w = \phi_w \phi_\xi = \phi_P$
N ← S	$\phi_n = \phi_p \phi_s = \phi_S$
N → S	$\phi_n = \phi_N \phi_s = \phi_p$

Table 4.2 – Interpolation du flux des faces en fonction du sens de L'écoulement.

On pose : $F = \rho u$ Et D_i flux diffus if d défini par :

$$D_e = \frac{\Gamma_e}{\partial x_e} \Delta Y_{ns} \quad D_n = \frac{\Gamma_n}{\partial y_n} \Delta Y_{ew} \quad \dots\dots\dots(4.10)$$

$$D_w = \frac{\Gamma_w}{\partial x_w} \Delta Y_{ns} \quad D_s = \frac{\Gamma_s}{\partial y_s} \Delta Y_{ew}$$

En remplaçant les variables exprimées dans le tableau (4.2) dans l'équation (4.6), et après quelques arrangements on trouve :

$$a_P \phi_P = a_E \phi_E + a_W \phi_W + a_N \phi_N + a_S \phi_S + b \quad \dots\dots\dots(4.11)$$

$$a_P \phi_P = \sum a_i \phi_i + b \quad \dots\dots\dots(4.12)$$

Avec : a_i et a_p des coefficients liés aux schémas de discrétisation utilisés pour un volume de contrôle considère, et les volumes de contrôle qui l'entoure respectivement ; b second membre dépendant du terme source de chaque volume de contrôle considère.

L'expression des coefficients a_i dans le cas du schéma UPWIND est donnée dans le tableau ci-dessous :

a_w	$D_w + \max(F_w, 0)$
a_E	$D_e + \max(-F_w, 0)$
a_S	$D_s + \max(F_s, 0)$
a_N	$D_n + \max(-F_n, 0)$
a_P	$a_w + a_E + a_S + a_N + (F_e - F_e + F_e - F_e) - S_p$
b	S_u

Table 4.3 – Expression des coefficients a_i résultants du schéma UPWIND.

3.4.3 Modélisation avec la méthode VOF : avec <Fluent >

Fluent utilise la méthode VOF (Volume of fluid). Avec cette méthode le système n'est plus un ensemble de 'particules' d'eau mais un volume d'eau et un volume d'air superposés. La surface libre est donc l'interface de ces deux volumes, que l'on soumet à la pression atmosphérique. Le principe de cette méthode est de calculer, à chaque itération, la fraction volumique respective d'air et d'eau dans chaque volume de contrôle de la géométrie air/eau qui intervient dans le calcul de la masse volumique intervenant elle-même dans les équations qui définissent notre problème. Cette méthode donne de très bons résultats pour la modélisation d'écoulement à surface libre notamment pour la visualisation tridimensionnelle de l'interaction Écoulement/Obstacle nous utiliserons ce dernier pour simuler notre écoulement.

4.4.3.1 Equation de transport de fraction de volume

La résolution d'un problème multiphasique en utilisant la méthode VOF, est caractérisée par un suivi d'interface des phases présentes dans un écoulement, il nécessite en plus la résolution de l'équation de transport de la fraction de volume a_q de la phase q (liquide ou gaz) dans une cellule. a_q est définie comme étant le rapport du volume du fluide q par celui de la cellule, dont trois conditions sont possibles :

- $a_q = 1$: la cellule est entièrement occupée par le fluide q ;
- $a_q = 0$: la cellule ne contient pas le fluide q ;
- $0 < a_q < 1$: la cellule contient plusieurs interfaces. Dans une cellule, l'équation de transport de fraction de volume, s'écrit comme suite :

$$\frac{1}{\rho_q} \left[\frac{\partial}{\partial t} (a_q \rho_q) + \nabla \cdot (a_q \rho_q \vec{v}_q) \right] = S_{aq} + \sum_{p=1}^n (m_{pq} - m_{qp}) \quad \dots\dots\dots(4.13)$$

Dans laquelle, m_{pq} est la masse transférée de la phase p vers la phase q , et m_{qp} est la masse transférée de la phase q vers la phase p , et S_{aq} est un terme source de la fraction de volume de la phase q .

Au niveau de chaque cellule de domaine de calcul, les fractions de volume de n fluides doivent vérifier la relation suivante :

$$\sum_{q=1}^n a_q = 1 \quad \dots\dots\dots(4.14)$$

Les equations de mouvement sont fermées avec les relations suivantes, donnant la densité et la viscosité de chaque phase :

$$\sum_q a_q = 1; \quad \sum_q a_q \cdot \rho_q; \quad \mu = \sum_q a_q \cdot \mu_q \quad \dots\dots\dots(4.15)$$

Dans le cas où les fluides sont l'eau liquide (noté : l) et sa vapeur (noté : v), ces équations deviennent :

$$\rho = a_v \rho_v + (1 - a_v) \rho_l$$

$$\mu = \mu = a_v \mu_v + (1 - a_v) \mu_l \quad \dots\dots\dots(4.16)$$

4.4.4 Couplage pression-vitesse

L'utilisation d'un algorithme pour corriger la pression et la vitesse, afin que ces grandeurs vérifient l'équation de continuité est nécessaire. Cet algorithme stipule l'existence d'une relation entre les vitesses corrigées et les pressions corrigées, en vue de vérifier l'équation de conservation de la masse. Trois algorithmes sont disponibles dans le code de calcul ANSYS-Fluent :

- SIMPLE : le plus robuste.
- SIMPLEC : il donne une convergence plus rapide pour les problèmes simples.
- PISO : il est utile pour des problèmes des écoulements instables.

4.4.5 Convergence

La résolution numérique des problèmes de type CFD, nécessite un processus itératif. Pour apprécier la convergence du processus itératif, des critères de convergence doivent être pris en compte, ainsi, la convergence du processus itératif est déterminée par le concept de résidu. à chaque itération, ANSYS-Fluent permet de juger l'état de convergence par le biais du calcul des résidus. Après l'étape de discrétisation, l'équation de conservation d'une variable ϕ donnée sur une cellule de centre P, s'exprime comme suit :

$$a_p \cdot \phi_p = \sum_{nb} a_{nb} \cdot \phi_{nb} + b \quad \dots\dots\dots(4.17)$$

ou a_p et a_{nb} représentent les contribution convectives et diffusives, l'indice 'nb' est lié aux centres de cellules adjacentes. b représente la contribution de partie constante du terme source ϕ . Le résidu R_ϕ correspond au déséquilibre de l'équation 4.9, somme sur toutes les cellules du domaine. Il s'écrit donc sous la forme :

$$R_\phi = \frac{\sum_{cellules P} \left| \sum_{nb} a_{nb} \phi_{nb} + b - a_p \phi_p \right|}{\sum_{cellules P} \left| a_p \phi_p \right|} \quad \dots\dots\dots(4.18)$$

ANSYS-Fluent propose par défaut l'utilisation de ces résidus relatifs, et c'est la méthode que nous utiliserons pour juger la convergence des calculs. A cause de la non linéarité des équations résolues, il est possible, pour atténuer les fluctuations de la solution, de réduire les variations des variables d'une itération à une autre en introduisant une sous-relaxation. Il n'existe pas des règles générales concernant des meilleures valeurs des coefficients de sous-relaxation, mais il existe des recommandations pour chacune des grandeurs, généralement base sur des connaissances empiriques. De telle sorte que la nouvelle valeur dépend donc de la valeur précédente et de l'écart entre les deux.

$$\phi = \phi_{old} + \alpha \times \Delta\phi \quad \dots\dots\dots (4.19)$$

α : Facteur de sous-relaxation ($0 < \alpha < 1$);

La sous-relaxation consiste à diminuer la rapidité de changement des variables, d'une itération a une autre. Elle est régulièrement employée dans les problèmes non linéaires pour éviter que le processus itératif cite précédemment, ne se diverge pas. En cas de problème de divergence du calcul avec le modèle, il est préférable de commencer le calcul avec des facteurs de sous relaxation inférieurs à 0,5 (pour toutes les variables), puis les augmenter au fur et à mesure que le calcul converge pour accélérer la convergence.

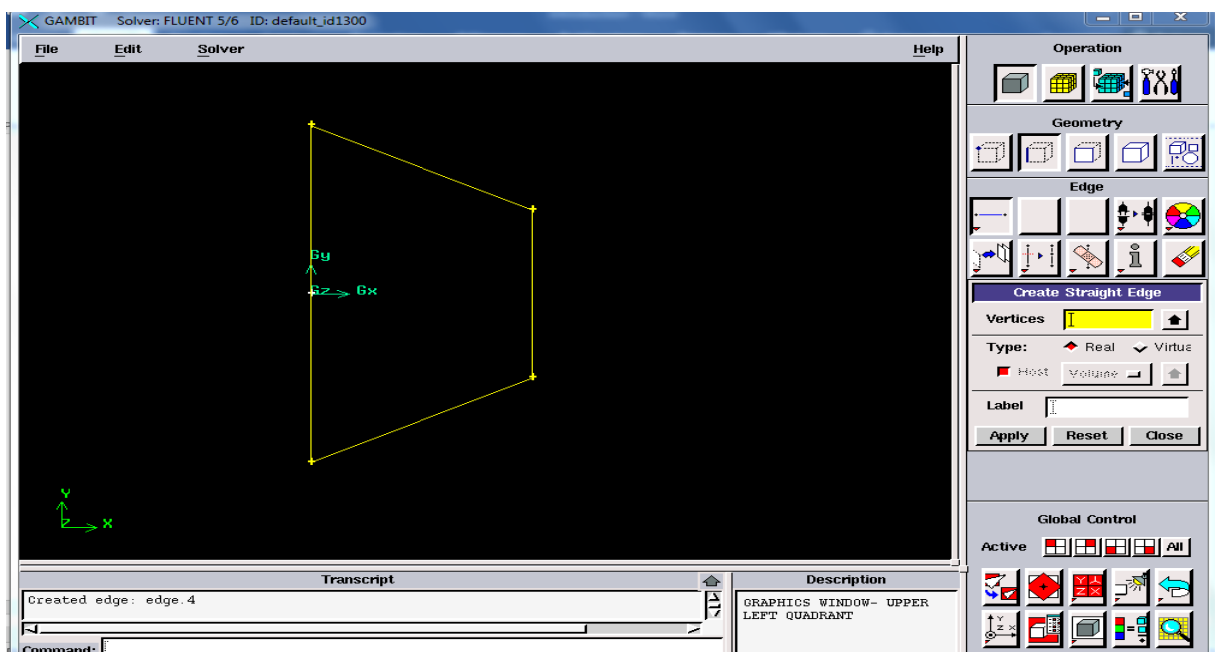
$$R^\phi = \sum_{cellules} p \left| \sum_{nb} a_{nb} \phi_{nb} + b - a_p \phi_p \right| \quad \dots\dots\dots (4.20)$$

4.5 Procédures de résolution

Pour la création de notre modèle on passe par les étapes suivantes :

4.5.1 Création de la géométrie

Notre géométrie est construite sur Gambit en 2D,



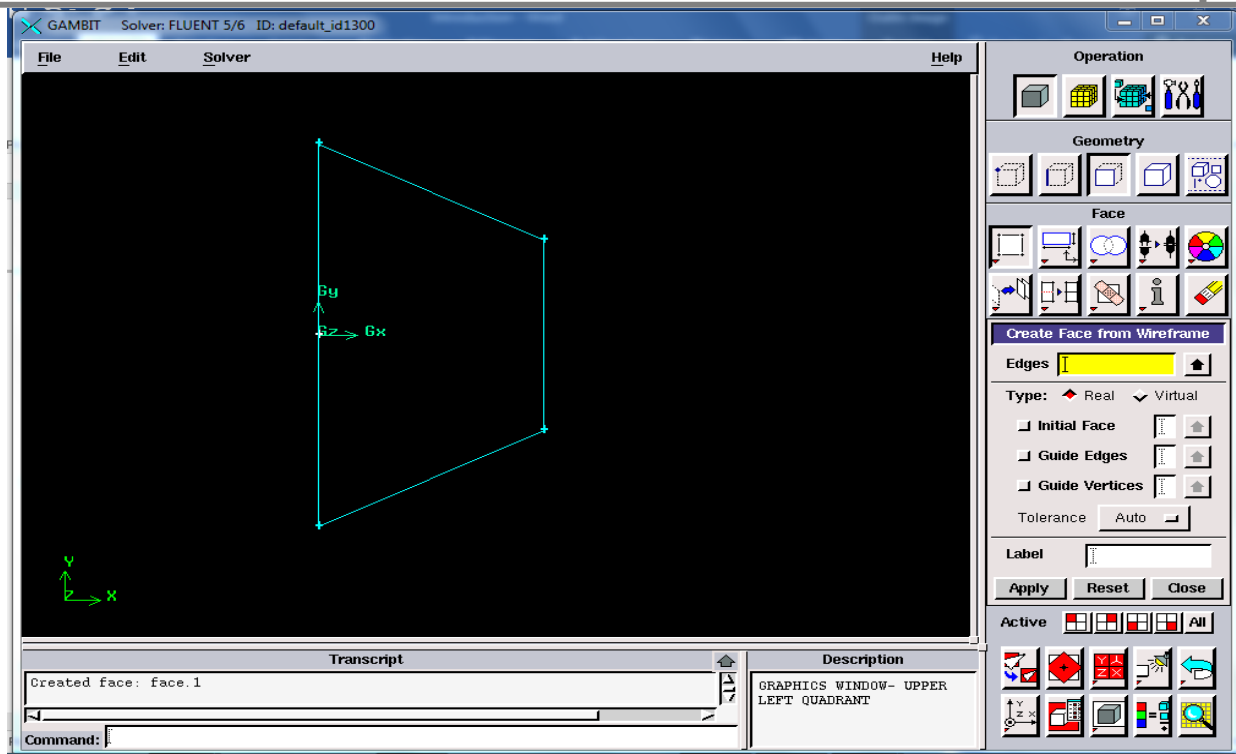


Figure4.4 – Présentation de la face de maillage.

4.6 Création du maillage

Pour construire un maillage, il est bon de suivre la démarche suivante :

- √ définir la géométrie ;
- √ réaliser le maillage ;
- √ définir les paramètres des zones de calcul.

La géométrie comprend les positions physiques de points caractéristiques définissent la zone que l'on a à mailler : coordonnées spatiales des quatre sommets d'un carré ; du point de départ et du point d'arrivée d'une ligne ; du centre et de l'ouverture angulaire d'un arc de cercle. Il faut pouvoir représenter la zone à étudier par un ensemble de figures géométriques simples raccordées les unes aux autres. Pour des maillages structures, on peut faire la liaison entre la géométrie et le maillage, Aussi, avant de réaliser le maillage, il faut spécifier par écrit d'une part la géométrie adoptée pour définir la zone à mailler, d'autre part les numéros des mailles correspondant aux points caractéristiques de la géométrie. Un nœud pourra alors être repère par ces coordonnées physiques x et y ou indices I et J . Par ailleurs, il peut être avantageux de définir des points intermédiaires qui ne sont pas indispensables à la définition de la géométrie mais qui permettent de délimiter les zones dans lesquelles les mailles seront adaptées pour raffiner le maillage près des parois par exemple ou bien pour épouser au mieux la forme des obstacles, parois ou autres...

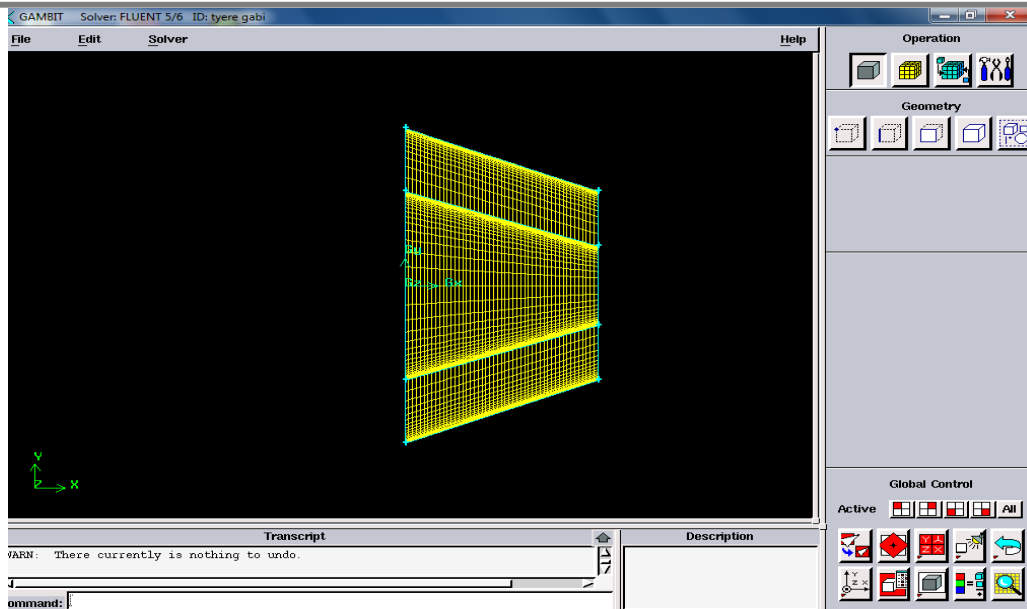


Figure 4.5 – Maillage par GAMBIT 2D.

Remarque : On a choisi de raffiner notre maillage dans la zone la plus proche de notre pile ceci à cause des phénomènes important qui déroulent dans cette zone, pour avoir des bons résultats.

4.6.1 Les conditions aux limites

Une fois que nous avons représenté la géométrie du système étudié, nous devons fixer des conditions aux limites du système sur les valeurs de la vitesse U , de l'énergie cinétique turbulente K et du taux de dissipation de l'énergie cinétique ξ Plusieurs types des conditions aux limites sont proposés dans le code de calcul Fluent (conditions de symétrie, de pression, de flux nul, de vitesse imposée ...etc.)

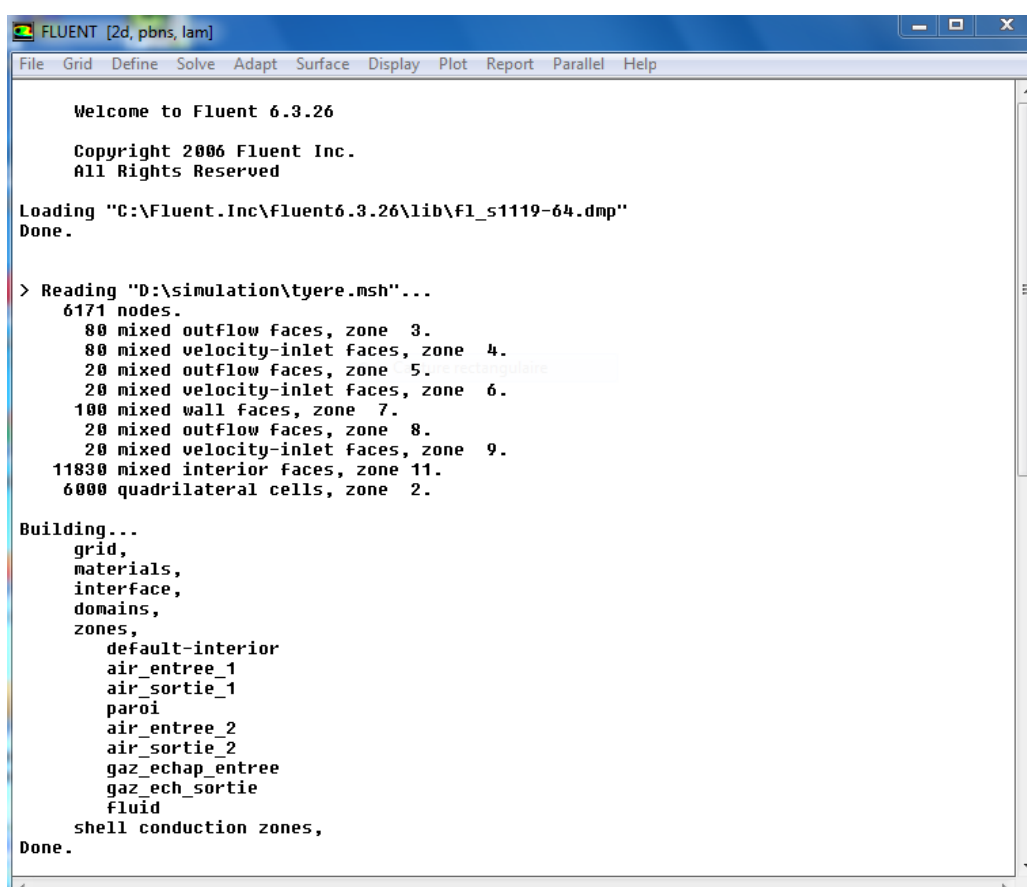
4.6.1.1 Les conditions aux limites notre cas sont

Geometries	Type de condition limite	Observation
Entrée d'air 1	Inlet flow pression température	Entrée d'air
Entrée gaz d'échappement turbine	Inlet flow pression et température	Entrée gaz
Entrée d'air 2	inlet flow pression et température	Entrée d'air
Paroi de tuyère	Wall	solide

Les donees:

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

4.6.2 Export a fluent



```

FLUENT [2d, pbns, lam]
File Grid Define Solve Adapt Surface Display Plot Report Parallel Help

Welcome to Fluent 6.3.26

Copyright 2006 Fluent Inc.
All Rights Reserved

Loading "C:\Fluent.Inc\fluent6.3.26\lib\fl_s1119-64.dmp"
Done.

> Reading "D:\simulation\tyere.msh"...
6171 nodes.
80 mixed outflow faces, zone 3.
80 mixed velocity-inlet faces, zone 4.
20 mixed outflow faces, zone 5.
20 mixed velocity-inlet faces, zone 6.
100 mixed wall faces, zone 7.
20 mixed outflow faces, zone 8.
20 mixed velocity-inlet faces, zone 9.
11830 mixed interior faces, zone 11.
6000 quadrilateral cells, zone 2.

Building...
grid,
materials,
interface,
domains,
zones,
default-interior
air_entree_1
air_sortie_1
paroi
air_entree_2
air_sortie_2
gaz_echap_entree
gaz_ech_sortie
fluid
shell conduction zones,
Done.

```

Figure 4.6- import maillage par fluent

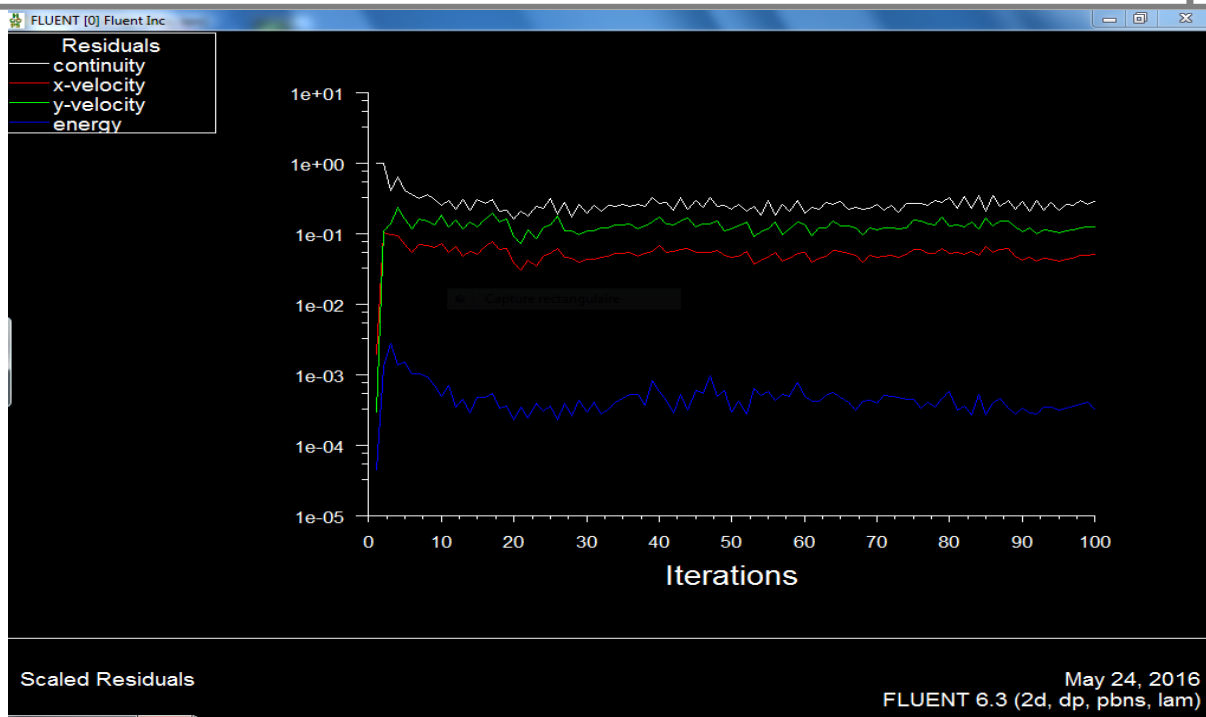


Figure 4.7– Evolution des résidus au cours des itérations.

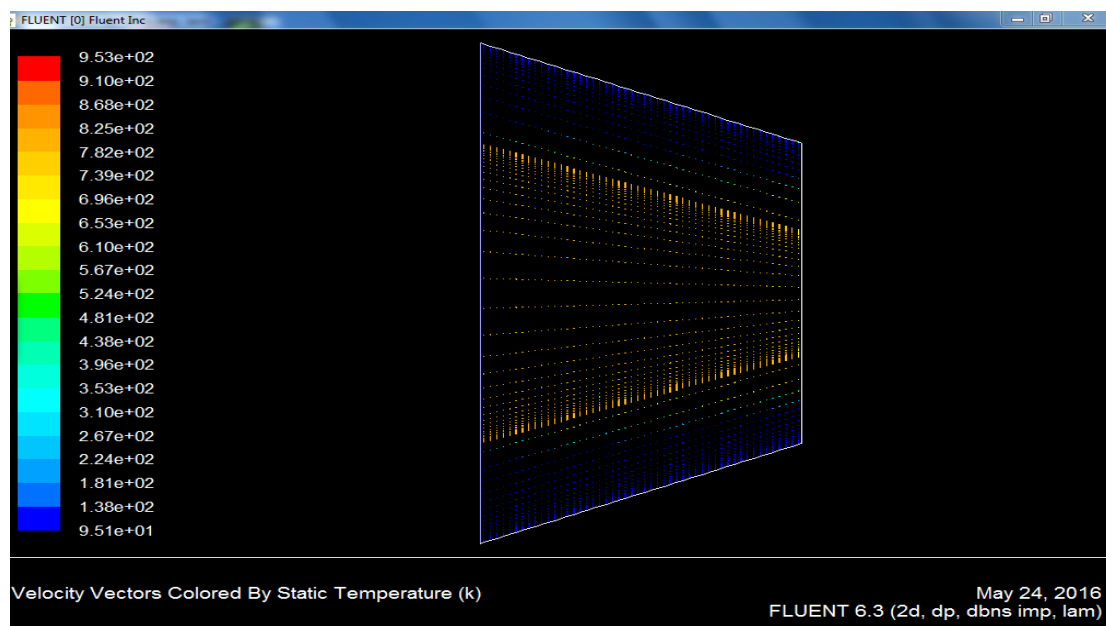


Figure 4.8- la ligne de courant

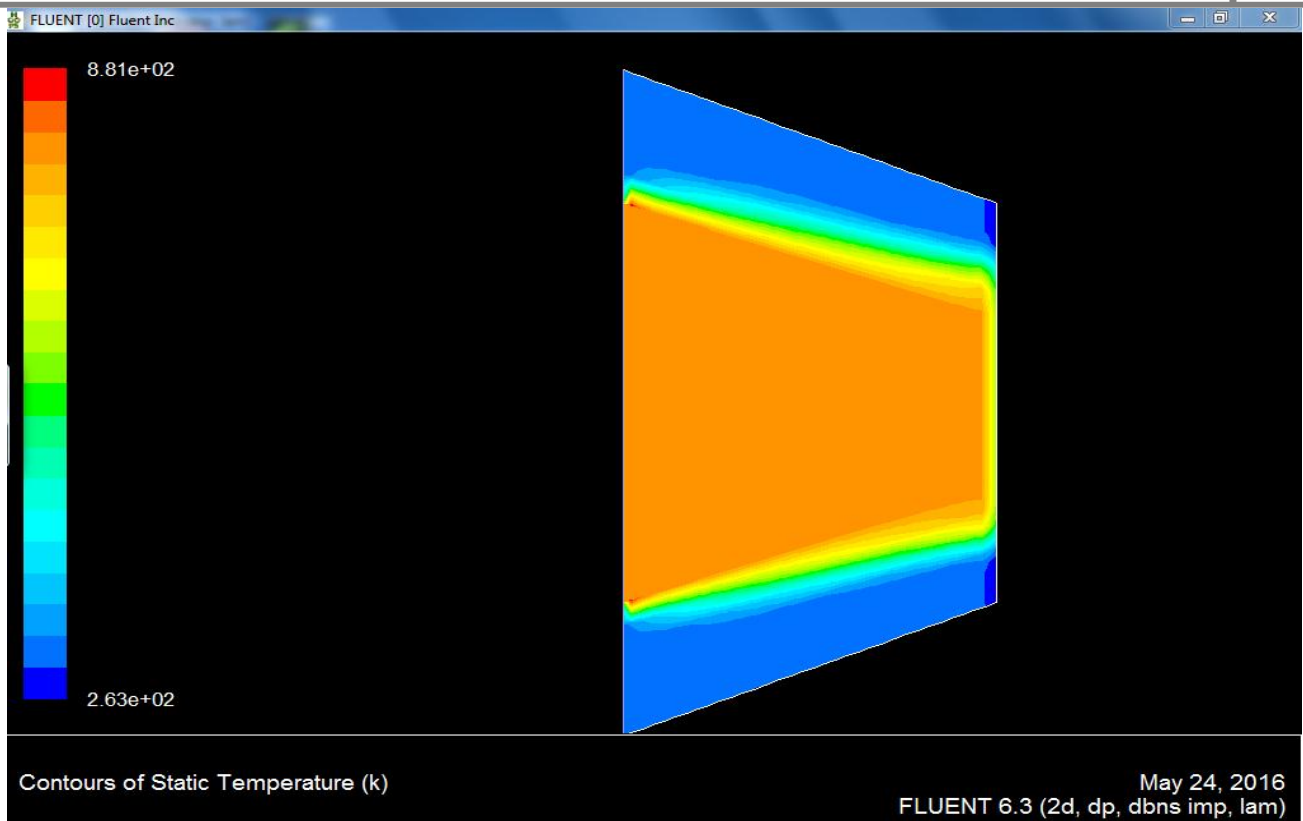


Figure 4.9-display de température

Conclusion résultat de fluent

A travers nos simulation avec le programme fluent la différence entre mono flux et double flux nous apparait la température est plus basse par rapport au mono flux d'aspiration pour le diffuseur d'entrée.

Conclusion

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 dans notre travail nous avons également simulé sur le tuyère du moteur d'avion et avantage d'un tuyère turbo-réacteur double flux double corps ce qui nous montre l'efficacité du double flux en termes de maintien en le refroidissant.

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.

REFERENCES

- [1] The Jet Engine, 5th Edition, Rolls Royce, ISBN: 978-1-119-06599-9, 288 pages, August 2015.
- [2] <https://fr.wikipedia.org/wiki/Turbor%C3%A9acteur#Historique>.
- [3] http://jnpassieux.fr/www/html/F_Whittle.php ; Franck whittle.
- [4] Encyclopédie.fr <https://www.encyclopedie.fr/definition/turbor%C3%A9acteur> .
- [5] LES TURBOMACHINES, DIFFÉRENTS TYPES DE TURBORÉACTEUR. Sur <https://www.lavionnaire.fr/MotorTurboReact.php> consulté le 25 mai 2021.
- [6] Pawarej CHOMDEJ ; A. CARRERE. Elaboration d'un modèle thermodynamique robuste de turboréacteur. 18/10/2006. P 45-46.
- [7] LES TURBOMACHINES, ÉLÉMENTS COMPOSANT UNE TURBINE A GAZ. Sur <https://www.lavionnaire.fr/MotorElements.php> Consulté le 10 juin 2021.
- [8] <http://magpowersystem.free.fr/Turboreacteur/Turboreacteur.html>. [9] <https://fr.wikipedia.org/wiki/Turbor%C3%A9acteur>.
- [10] http://www4.ac-nancy-metz.fr/ciras/cahierdubia/GTR/groupe_turbo_reacteur.html.
- [11] Jean-Claude The venin. Le Turboréacteur, Moteur des Avions à réaction, Description simplifiée, principes de fonctionnement, principales caractéristiques. 3ème Edition Juin 2004.
- [12] Bidard, R., & Bonnin, J. (1979). Energétique et turbomachines. Éditions Eyrolles..
- [13] Belazizia Abdennacer. Introduction à la mécanique de propulsion. 2015. P 26.
- [14] Jean-Claude The venin. Le Turboréacteur, Moteur des Avions à réaction, Description simplifiée, principes de fonctionnement, principales caractéristiques. 3ème Edition Juin 2004.
- [15] Bidard, R., & Bonnin, J. (1979). Energétique et turbomachines. Éditions Eyrolles..
- [16] Belazizia Abdennacer. Introduction à la mécanique de propulsion. 2015. P 26
- [17] MOTEURS CIVILS, Avions court et moyen-courriers, CFM56. Sur <https://www.safran-aircraft-engines.com/fr/moteurs-civils/avions-court-et-moyencourriers/cfm56/cfm56-7b>. Consulté le 29/05/2019

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, et simulation d'un tuyère turbo réacteur double flux double corps pour aboutir à la fin à la possibilité d'amélioration de ces performances et ..