

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

UNIVERSITE DE SAAD DAHLEB BLIDA 1
L'INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES.

Mémoire de Fin d'Etudes

EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME MASTER 2 EN
AERONAUTIQUE.

OPTION : PROPULSION

Thème :

**CONTRIBUTIONS A L'ETUDE
NUMERIQUE ET EXPERIMENTALE D'UNE
CHAMBRE DE COMBUSTION D'UN TURBO
JET GT100**

Présenté par :

Mr.ABBEDOU Boualem

Promoteur :

Pr.ALLALI Abderrazak.

Co -promoteur:

Mr. AZZAZEN Mohamed

PROMOTION 2016

ملخص

الدراسة الرقمية مفيد جدا لتوضيح الظواهر الفيزيائية التي وصفها النظرية أو التجريب.

ومن خلال بحثنا هذا قمنا أولا بإجراء دراسة تجريبية على أداء غرفة الاحتراق **GT100**.

ثم قمنا بأخذ جميع معطيات الإدخال والإخراج (درجة الحرارة والضغط و تدفق الوقود،) لمستويات تشغيل مختلفة.

ثم تكرر الدراسة الثانية للمحاكاة الرقمية للغرفة، وذلك باستخدام معطيات ادخال الدراسة الأولى كشروط نهائية في المحاكاة التي لدينا.

وأخيرا، بالنتائج التي تم الحصول عليها، قمنا بإجراء مقارنة بين الدراستين.

Résumé

L'investigation numérique est très utile pour éclaircir les phénomènes physiques décrites par la théorie ou par l'expérimental.

D'où mon travail en premier consiste à réaliser une étude expérimentale sur les performances d'une chambre de combustion d'un banc d'essai **GT100**. On a relevé tous les paramètres d'entrée et de sortie (températures, pressions, débit carburent,.....) des différents régimes de fonctionnement.

Ensuite , la deuxième étude est dédiée à la simulation numérique de cette chambre ,en utilisant les paramètres d'entrée de la première étude comme des conditions au limite de notre simulation.

Enfin, avec les résultats obtenus, on a fait une comparaison entre les deux études.

Abstract

Digital investigation is very useful to illustrate the physical phenomena described by the theory or experimentation.

Through this we checked in, we first conduct a pilot study on the performance of the combustion chamber **GT100**. Then we took all the input and output data (temperature, pressure, fuel flow,) for different operating levels.

And then devote the second study of digital simulation of the room, using the data enter the first study definitively as conditions in the simulation that we have.

Finally, the results obtained, we have conducted a comparison between the two studies.

Table des matières

Introduction.....	1
Chapitre I : Etude bibliographique	
I.1 Généralité	2
I.1.1 Les principes de la propulsion par réaction	2
I.2 Les différents types de propulseurs à réaction :	2
I.2.1 Les propulseurs à réaction directe	2
I.2.1.1 Types de moteurs à réaction.....	2
I.2.1.1.1 Les turboréacteurs	2
I.2.1.1.2 Turbo fan ou turboréacteur à double flux	3
I.2.1.1.3 Les statoréacteurs	5
I.2.2 Les propulseurs à réaction indirecte	6
I.2.2.1 Turbopropulseur.....	6
I.3 Les différentes stations d'un turboréacteur.....	7
I.3.1 L'entrée d'air station (1-2)	7
I.3.2 Le compresseur station (2-4).....	8
I.3.2.1 Fonctionnement d'un compresseur	8
I.3.2.2 Compresseur axial station (2-3).....	8
I.3.2.3 Le compresseur centrifuge station (3-4)	9
I.3.3 La chambre de combustion Station (4-5).....	10
I.3.3.1 Types De Chambres De Combustion.....	10
I.3.3.1.1 Les Chambres De Combustion Individuelles Ou Tubulaires	10
I.3.3.1.2 Chambres de combustion annulaire.....	11
I.3.3.1.3 Les chambres annulaires à flux inversé.....	12
I.3.4 la turbine Station (5-7)	12
I.3.5 Tuyère d'éjection station (7-10)	14
I.3.5.1 Définition.....	14
I.4 Notions sur le banc d'essai GT100.....	15
I.4.1 Introduction.....	16
I.4.2 Description du banc d'essai :	16



I.4.3 Détails techniques	18
I.4.3.1 Type de carburant.....	19
I.4.3.2 Type d'huile de banc d'essai GT 100.....	20
I.4.2 Panneau de commande	21
I.4.3 L'entrée d'air et la boîte d'air	22
I.5 Les composantes principales de la chaîne de réaction	23
I.5.1 Le compresseur	26
I.5.2 Chambre de combustion.....	24
I.5.2.1. l'injecteur et bougies d'allumage.....	27.
I.5.3 La turbine :.....	28
I.6 La mise en marche de banc d'essai	28
I.6.1 Les instructions avant le démarrage de banc d'essai.....	28
I.7. génialité sur la combustion	31
I.7.1. Les réactions les plus énergétiques.....	32
I.7.2. Les différents types de combustion.....	34
I.7.2.1. combustion est complète.....	34
I.7.2.2. combustion est incomplète.....	34
I.7.2.3. combustion stœchiométrique.....	35.
I.7.2.4 combustion oxydante	35
I.7.2.5. combustion est dite réductrice.....	35
I.7.3. Le Diagramme d'OSTWALD	35
I.7.4. formules mathématiques usuel sur la chambre de combustion(gt100).....	36.
 CHAPITRE II. Modélisation de la turbulence	
II.1. Introduction	39
II.2 La simulation numérique	39
II.2.1 Avantages de la simulation numérique	39
II.2.2. Comment faire de la simulation numérique	40
II.2.3. Les étapes d'une simulation numérique	40
II.2.3.1. Pré processing.....	40
II.2.3.2. Simulation proprement dite.....	41
II.2.3.3. Post processing.....	41

II.2.4. Les équations de Navier Stokes	41
II.2.4.1. L'équation de continuité	41
II.2.4.2. Équation vectorielle de conservation de la quantité deMVT	42
II.3. Modélisation de la turbulence	42
II.3.1. Classification des modèles de turbulence	43
II.3.2. Modèles de turbulence.....	44
II.3.1 Modèles (k-ε).....	44.
II.4. Méthode des volumes finis :.....	46
II.4.1. Introduction :.....	46
II.4.2. Les Avantages de la méthode des volumes finis.....	46
II.4.3. Définition de la méthode des volumes finis	46
II.4.4. Problème de Diffusion	47
II.4.5. Les étapes de la méthode des volumes finie	48
II.4.5.1. Etape 1 : Maillage :.....	48
II.4.5.1.a. Système de notation.....	49
II.4.5.2. Étape 2 : Discrétisation.....	49
II.4.5.3. Étape 3 : Solution des équations	50
II.4.6. Critère de convergence.....	50
CHAPITRE III. Code de calcul	
.....	52
III.1. introduction	
III.2. Présentation du code de calcul FLUENT	53
III.2.1. Les différents modules	54
III.2.1.a. Préprocesseur: Gambit	54
III.2.1.b. Interface graphique : Tgrid	55
III.2.1.c. Post processeur unique intégré à chaque solveur	55.
III.3. Etapes de réalisation de la simulation numérique	55..
: III.3.1 Gambit	55.
III.3.1.a. Présentation générale du mailleur	55..
III.3.1.b. Les étapes d'utilisation Gambit	55.

III.3.1.b.1. Création de la géométrie à mailler	56.
III.3.1.b.2.Génération du maillage	58
III.3.1.b.3.Définition des conditions aux limites.....	59
III.3.2. Export du maillage.....	60.
III.3.3 FLUENT :.....	60.
III.3.3.1 Étapes d'utilisation de fluent	60
III.3.3.2 Mise en place dans Fluent	60
III.3.3.3 Calcul :.....	63
III.1.5 Les pertes mécaniques entre la turbine et le compresseur	53
Chapitre IV. Résultats et interprétations	
IV.1. introduction.....	64
IV.2 Partie Etude expérimental:.....	65
IV.2.1 Résultats obtenus:.....	66
IV.2.2 Les différents diagrammes et interprétations	66
IV.3. Partie Etude de simulation numérique.....	66
IV.3.1 Résultats obtenus.....	66
IV.3. 2 Les différents diagrammes et interprétation.....	66
IV.3.3. Affichage des résultats obtenus par Fluent	70
IV.4. la Comparaison des résultats :.....	75
IV.4 .1. comparaison entre les T3b:.....	75
IV.4 .2 comparaison entre la pressions P3 expérimental et P3simule:.....	76
Conclusion général.....	74
Annexe	
Bibliographie	

INTRODUCTION GENERALE

Le but principal des ingénieurs c'est d'améliorer la sécurité des vols, l'efficacité, la vitesse et le poids d'avion et aussi réduire les couts de vols. En effet, ils cherchent à améliorer les performances des moteurs propulsifs pour qu'ils s'adaptent avec le volume, la masse et les volumes horaires des vols. Les recherches consistent à trouver le point optimal correspondant à une poussée importante et un rendement global important avec une minimisation des effets négatifs de fonctionnement comme la consommation du combustible, le bruit sonore et l'influence de gaz d'échappement sur l'environnement.

Au début les recherches s'appuyaient sur l'étude expérimentale. Mais avec le progrès considérable dans le domaine de la programmation , l'étude tend vers les simulations numériques des phénomènes qui introduisent le fonctionnement des moteurs propulsifs , ou bien les bancs d'essai qui permettent eux aussi d'analyser le comportement des moteurs lors des différentes phases du vol (décollage , vol et atterrissage).

Le présent travail consiste à faire une comparaison entre l'étude numérique et étude expérimentale et voir le rapprochement entre les résultats sauf que on a focalisé nos études sur un seul élément du banc d'essai (chambre du combustion).

Ce mémoire est devisé en quatre chapitres dont la disposition est la suivante :

- ✚ Le premier chapitre est consacré pour regrouper les notions de base des turbo machine et une description globale de GT100 TURBO JET avec quelques notions de la combustion .
- ✚ Le deuxième chapitre présente la théorie des équations de Navier stocks, et les différents modèles de turbulence.
- ✚ Le troisième chapitre est consacré à la génération de maillage de la géométrie considéré et de sa résolution avec l'utilisation de deux codes de calcule GAMBIT et ANSYSE (FLUENT 16.1).
- ✚ Les résultats et leurs interprétations font l'objet principal du dernier chapitre.
- ✚ Enfin notre travail sera achevé par une conclusion générale.

I.1 Généralité [1,2,3,4,5].

I.1.1. Les principes de la propulsion par réaction

La propulsion des avions par réaction s'appuie, principalement, sur deux branches de la science physique :

- La mécanique : avec le principe de « l'action et la réaction ».
- L'aérodynamique : avec les « jets propulsifs ».

I.2. Les différents types de propulseurs à réaction

Le système propulsif est le dispositif permettant à l'aéronef d'acquies sa vitesse et de vaincre la traînée aérodynamique. Parmi les différents systèmes, on distingue principalement :

- Propulseurs à réaction directe.
- Propulseurs à réaction indirecte.

I.2.1. Les propulseurs à réaction directe

- **Définition**

Les propulseurs à réaction directe fournissent « directement » des gaz comprimés et de l'énergie cinétique à partir d'une réaction chimique entre un comburant et un carburant.

Ils sont des générateurs de poussée. Dans ces moteurs se trouve la famille des turbo-réacteurs ainsi que des moteurs fusés.

I.2.1.1. Types de moteurs à réaction directe

I.2.1.1.1. Les turbo-réacteurs

Le turbo-réacteur est un système de propulsion qui transforme l'énergie contenue dans un carburant associé à un comburant qu'est l'air ambiant, en énergie cinétique permettant de générer une force de réaction en milieu élastique dans le sens opposé à l'éjection. Ce type de moteur est essentiellement utilisé sur les avions de type commercial ou militaire.

La poussée générale résulte de l'accélération d'une certaine quantité d'air entre (l'entrée d'air) et la sortie (tuyère d'éjection).

Afin d'éjecter 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. Un important dégagement d'énergie est ensuite provoqué par la combustion d'un carburant, généralement du kérosène, et de l'oxygène de l'air qui traverse la machine. Une partie de l'énergie produite est récupérée par une turbine à gaz à la sortie de la chambre de combustion, pour entraîner certains accessoires dont le compresseur situé juste en aval de l'entrée d'air, l'autre partie du flux chaud (additionnée ou non au flux froide suivant le type en aval de réacteur) produit la poussée par détente dans la tuyère d'éjection.

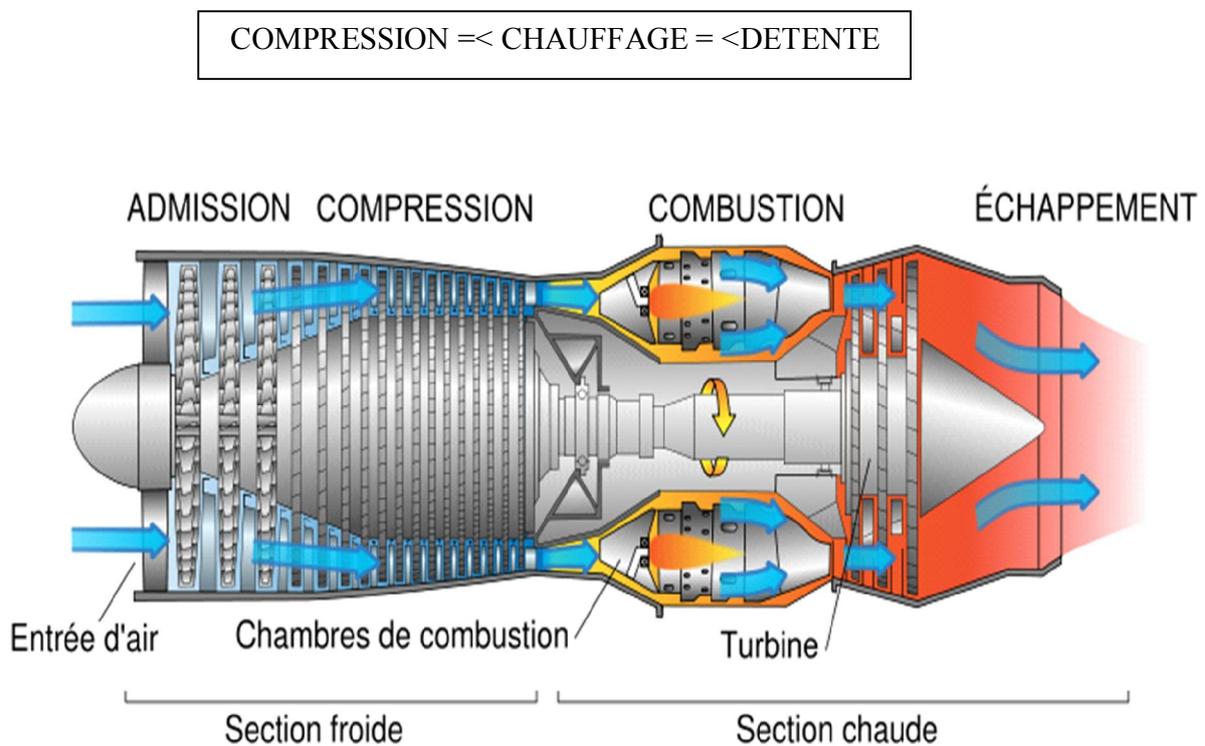


Figure I.1 : Schéma d'un turboréacteur

I.2.1.1.2. Turbo fan ou turboréacteur à double flux

Le réacteur à turbo fan est une version améliorée du turboréacteur. Seule une partie de l'air qui pénètre dans le moteur est comprimée et ensuite détournée vers une enveloppe extérieure. Cet air est ensuite mélangé avec les gaz très chauds sortant de la turbine, avant d'atteindre la tuyère.

Un turbo fan a une plus grande poussée pour le décollage et l'ascension, et une efficacité accrue ; la dérivation refroidit le moteur et diminue son niveau sonore.

Dans certains de ces réacteurs, l'air dérivé n'est pas réintégré dans le réacteur, mais est directement expulsé. Dans ce type de moteur, seul un sixième de l'air utilisé passe dans le réacteur ; le cinq sixièmes restants sont comprimés uniquement dans le premier compresseur avant d'être expulsés. Des vitesses différentes de rotation sont requises pour les parties du réacteur à haute et à basse pression. On obtient cette différence en utilisant deux poussées concentriques. Deux étages de turbine à haute pression commandent les onze sections de compression à hautes pressions montées sur l'arbre extérieur. Quatre étages de turbine fournissent l'énergie pour la ventilation.

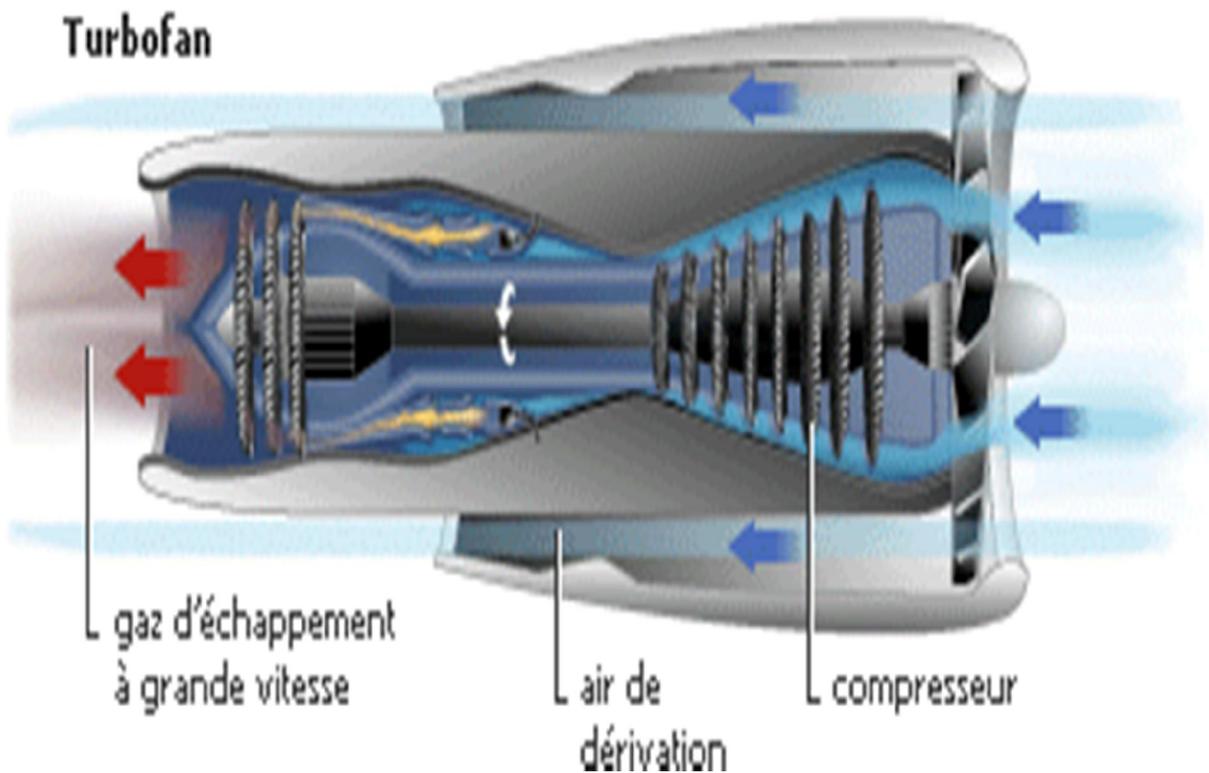


Figure I.2 : Schéma descriptive d'un turbo fan

I.2.1.1.3. Les statoréacteurs

Sont basés sur le même principe de fonctionnement que les turboéacteurs, avec les trois phases « compression-combustion-détente » mais avec une différence fondamentale : il ne comporte pas des pièces mobiles. Il n'y a donc pas de compresseur ni de turbine.

La compression est assurée par la seule manche d'entrée à condition que le statoréacteur soit en mouvement.

Un statoréacteur se présente comme un gros tuyau occupé en son centre par la chambre de combustion.

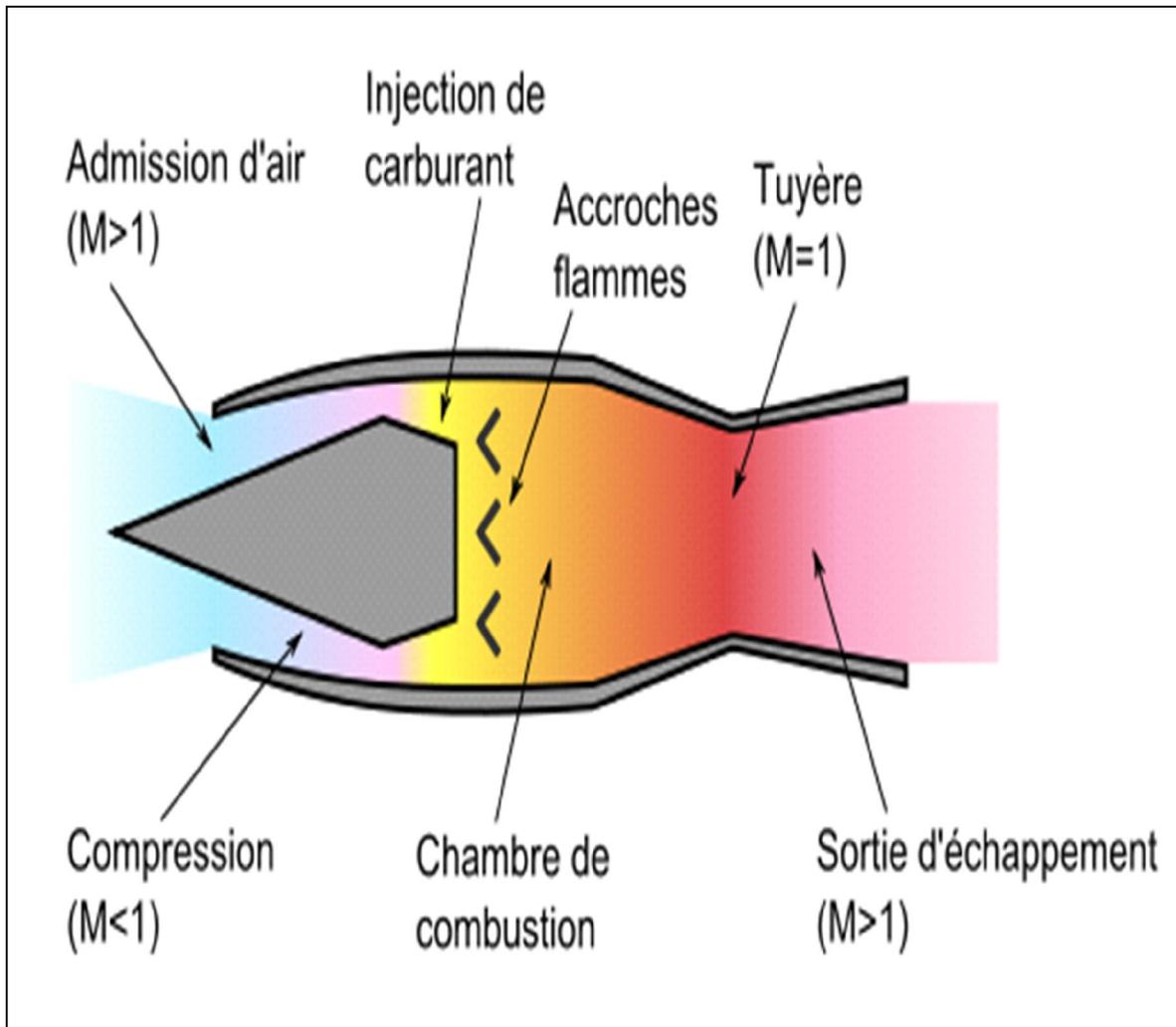


Figure I.3 : Schéma d'un statoréacteur

I.2.2. Les propulseurs à réaction indirecte

• Définition

Les propulseurs à réaction indirecte produisent de l'énergie mécanique « intermédiaire » transmise par un arbre à une hélice. On transforme ainsi de l'énergie chimique en énergie mécanique puis en énergie cinétique.

Ces moteurs sont générateurs de traction. Ils peuvent être des moteurs à pistons classiques (avions légers) ou des turbopropulseurs.

I.2.2.1. Turbopropulseur

Il a globalement la même constitution que le turboréacteur et l'air y subit à peu près le même cycle thermodynamique. Le turbopropulseur utilise cependant une hélice pour fournir l'énergie de propulsion. L'énergie des gaz détendue est absorbée dans la partie de la turbine à gaz qui commande l'hélice ; seulement pour une petite partie à la poussée globale de propulsion.

Les turbopropulseurs sont efficaces pour les avions de petite taille et de taille moyenne qui volent à des vitesses inférieures à 750km/h. ces réaction ne peuvent pas rivaliser avec les turboréacteurs à simple ou à double flux pour les grandes avions et pour les vitesses supérieures.

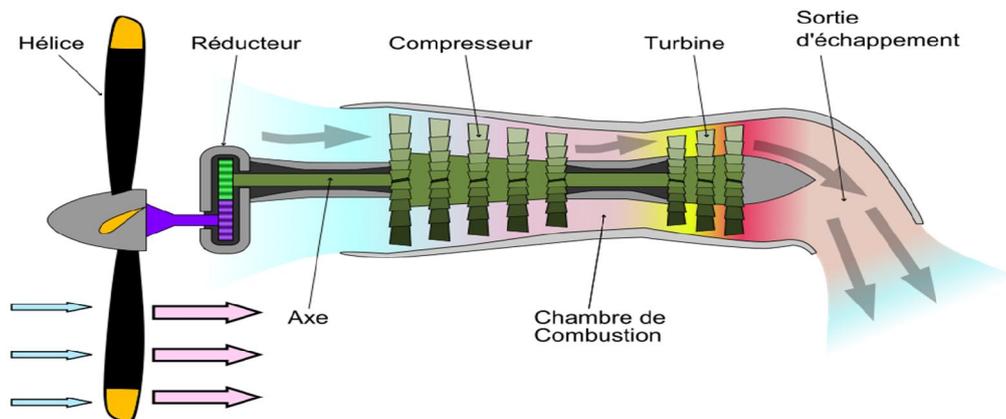


Figure I.4 :Schéma d'un Turbopropulseurs

I.3. Les différentes stations d'un turboréacteur :

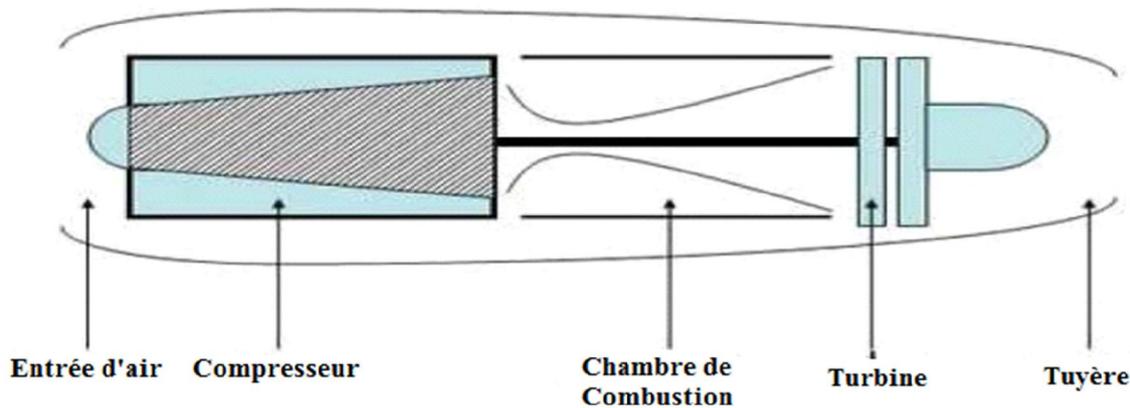


Figure I.5 : les stations d'un turboréacteur

I.3.1. L'entrée d'air station (1-2)

Les caractéristiques d'entrée d'air ont une influence considérable sur les performances globales du réacteur.

La mise au point de la manche d'entrée d'air est d'autant plus délicate que l'avion est rapide. Un moteur ne peut fournir sa poussée maximale que si l'entrée d'air lui amène la quantité d'air requise à la pression maximale. Que ce soit au point fixe ou en vol à un nombre de mach élevé, l'entrée d'air doit fournir un bon rendement à toutes les altitudes et dans toutes les assiettes possibles. Cet objectif est particulièrement difficile à atteindre puisque le débit d'air nécessaire au bon fonctionnement d'un réacteur est environ dix fois supérieur à celui d'un moteur à piston de taille équivalent.

Le canal d'entrée d'air devait être, autant que possible sous détour et sa surface interne parfaitement lisse. Sa forme doit être soigneusement étudiée pour que la couche limite soit la plus mince possible. Rappelons que la couche limite est la couche d'air ralenti comprise entre la surface d'un corps et la limite de l'écoulement non ralenti. Le plus souvent, c'est l'emplacement du moteur sur l'aéronef qui détermine la longueur, la forme et la disposition de l'entrée d'air. En plus d'avoir une taille adéquate pour assurer le débit requis, il faut que l'entrée d'air ait une configuration qui permette une répartition équilibrée des pressions à l'avant du compresseur. Un champ de pression non homogène à l'entrée du compresseur peut provoquer le phénomène de pompage.

L'un des principaux rôles assignés à l'entrée d'air au cours du vol est de convertir l'énergie cinétique de l'écoulement à haute vitesse en énergie de pression à l'intérieur de la manche d'entrée d'air.

I.3.2. Le compresseur station (2-4)

Le compresseur d'un réacteur sert à fournir la quantité maximale d'air sous pression qui puisse être chauffée dans l'espace limité de la chambre de combustion, puis dilatée en traversant la turbine. L'énergie relâchée dans la chambre de combustion est proportionnelle à la masse d'air consommé. Ainsi, le compresseur est l'un des éléments les plus importants d'un réacteur puisque les performances globales du moteur dépendent de son rendement.

Un compresseur a un bon rendement, s'il produit un fort accroissement de pression avec une faible élévation de température. Connaissant ce rendement, le motoriste peut déterminer d'une part quelle est la puissance nécessaire pour obtenir l'augmentation de pression désirée d'un débit D d'air donné, et d'autre part quelles sont les variations de température qu'il est possible d'obtenir dans la chambre de combustion. Les compresseurs actuels ont des rapports de compression qui se situent aux environs de 15.

Des rendements qui approchent les 90% et des débits qui peuvent atteindre 160 Kg/s. Avec une soufflante les rapports de compression peuvent aller jusqu'à 25 et les débits massiques d'air dépasser les 450 kg/s.

I.3.2.1. Fonctionnement d'un compresseur

Le principe de fonctionnement d'un compresseur est simple en théorie :

- Le rotor fournit de l'énergie cinétique à l'air.
- Le stator transforme cette énergie cinétique en Énergie de pression, En fait, comme nous allons le voir, ces Deux fonctions ne sont pas aussi nettement différenciées et en pratique :
- Le rotor fournit de l'énergie cinétique à l'air et commence à transformer cette énergie en énergie de pression.
- Le stator continue de transformer en énergie de pression l'énergie cinétique.

I.3.2.2. Compresseur axial station (2-3)

Un compresseur axial résulte d'un empilage d'« étages » composés chacun d'un « aubage mobile » et d'un « aubage fixe ». Considérons d'abord un tel étage de compresseur. L'aubage mobile (ou roue) est constitué d'un disque circulaire sur lequel sont fixées des « aubes » qui ressemblent à des petites ailes (ailettes), Il tourne devant l'aubage fixe, circulaire, (ou grille fixe) qui est également constitué d'aubes, fixes celles-ci. La compression de l'air s'y passe en 2 phases ;

- Premièrement : l'aubage mobile, procure une accélération aux particules d'air, en les déviant par rapport à l'axe du moteur ;
- 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 3 grandeurs : son débit d'air (Q), son taux de compression ou rapport de pression (P/P) et son rendement (η), la commande étant assurée par la vitesse de rotation.

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 ($U=N*\text{Rayon}/120\pi$, en m/s) et surtout les vitesses d'écoulement devant et dans les aubages.

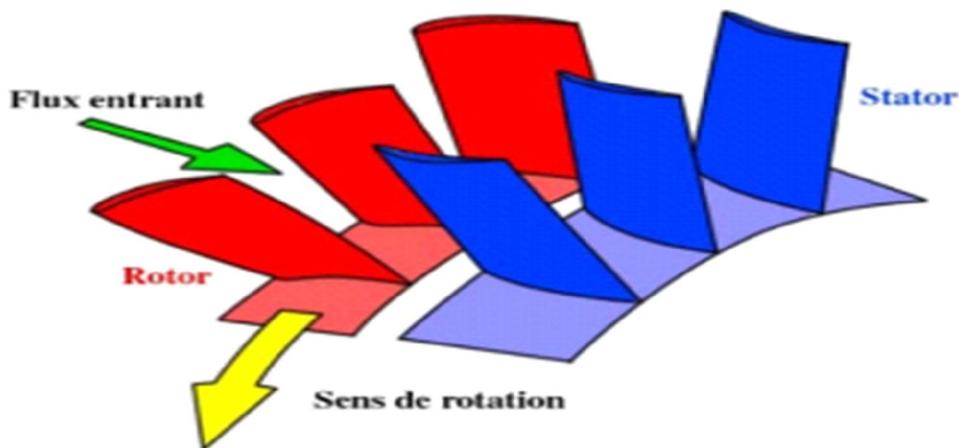


Figure I.6 :L'étage d'un compresseur axial

I.3.2.3. Le compresseur centrifuge station (3-4)

Le compresseur centrifuge se compose essentiellement d'un rotor ou «rouet» et d'un stator ou «diffuseur» ce compresseur comprend aussi parfois *un carter* redresseur qui canalise l'air comprimé vers la chambre de combustion.

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



Figure I.7 : Roue d'un Compresseur centrifuge

I.3.3. La chambre de combustion Station (4-5)

L'air sortant du compresseur pénètre dans la chambre de combustion (enceinte ouverte) où est injecté du combustible liquide finement pulvérisé sous pression. Lorsque le régime moteur est maintenu constant, le taux de compression ne varie pas, l'alimentation en air de la chambre de combustion :

Donc sous pression constante, le mélange air/carburant s'effectue au niveau de l'injecteur, ce mélange est enflammé pour le démarrage, la combustion doit ensuite s'auto entretenir. La combustion est d'une importance primordiale lors qu'elle s'effectue d'une façon parfaite dans un délai très court (débit important) et que l'échange de température transmis à la masse d'air doit être le plus uniforme possible.

I.3.3.1. Types De Chambres De Combustion

Parmi les types de chambres de combustion on peut citer :

I.3.3.1.1. Les Chambres De Combustion Individuelles Ou Tubulaires

Ce type de chambre de combustion fut le premier à être adopté, vu la facilité de sa mise en point ainsi que son interchangeabilité. Elle est constituée de deux tubes concentriques, l'enveloppe interne et le tube à flamme. Les chambres individuelles sont placées derrière le compresseur et réparties autour de l'axe longitudinal du réacteur. Elles sont reliées par une rampe d'intercommunication qui permet au démarrage la propagation de la flamme à toutes les chambres à partir des deux chambres disposant de bougies d'allumage.

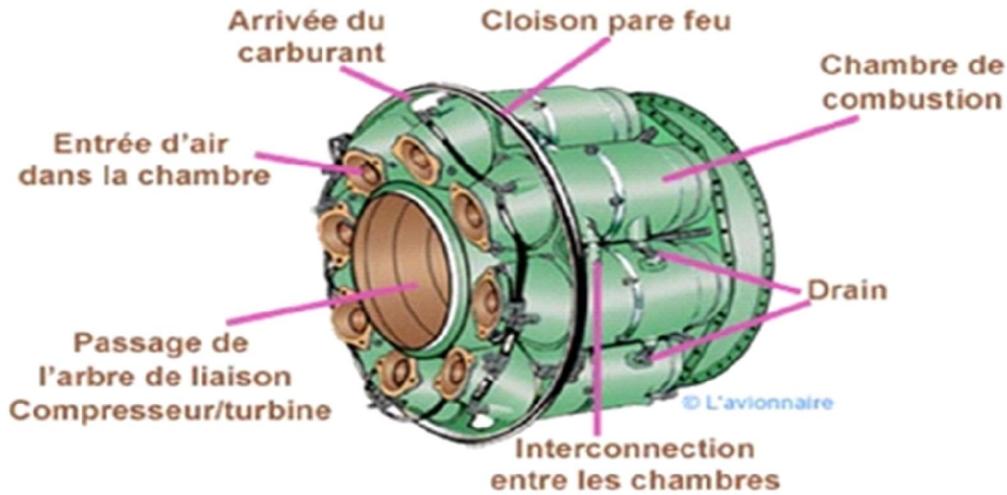


Figure I.8 : Les chambres de combustion individuelles ou tubulaires

I.3.3.1.2. Chambres de combustion annulaire

Ce type de chambres de combustion comme la précédente, comporte deux enveloppes ; interne et externe, qui sont généralement des cylindres concentriques et leur axe longitudinal est confondue avec l'axe du réacteur. Les injecteurs, chacun avec son tourbillonnaire, sont disposés sur la base de tube à flamme du côté compresseur. Ce type de chambre a un meilleur rendement, mais d'une mise au point extrêmement délicate.

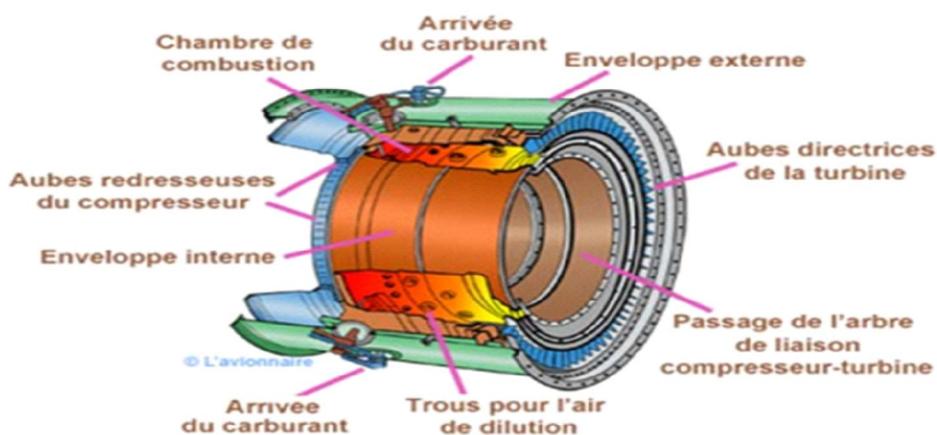


Figure I.9 : Chambre de combustion annulaire

I.3.3.1.3. Les chambres annulaires à flux inversé

S'adaptent bien au cas où le dernier étage de compression est centrifuge. L'écoulement au travers de ce type de chambre subit l'effet de deux coudes à 180°, mais une telle géométrie diminue notablement la longueur de la machine.

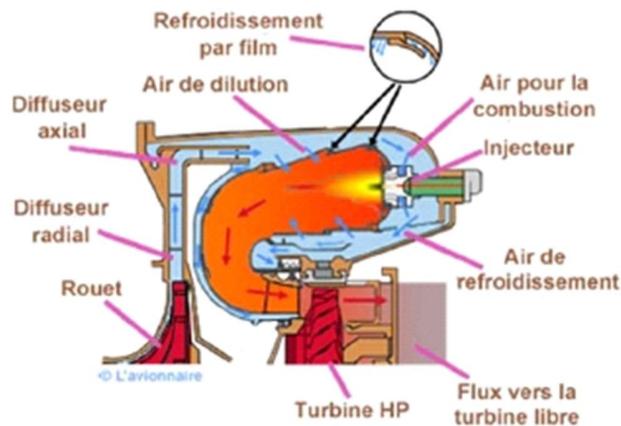


Figure I.10 : Chambre de combustion annulaire à flux inversé

I.3.4. la turbine Station (5-7)

Les turbines des turbomachines sont le siège d'une détente adiabatique qui transforme l'énergie disponible dans le fluide actif en énergie mécanique.

La turbine est reliée au compresseur. Lorsque la turbine tourne à cause des gaz d'échappement qui frappent ses ailettes, le compresseur tourne également afin de comprimer l'air. Il existe deux types : Les turbines axiales et les turbines centripètes ou radiales.

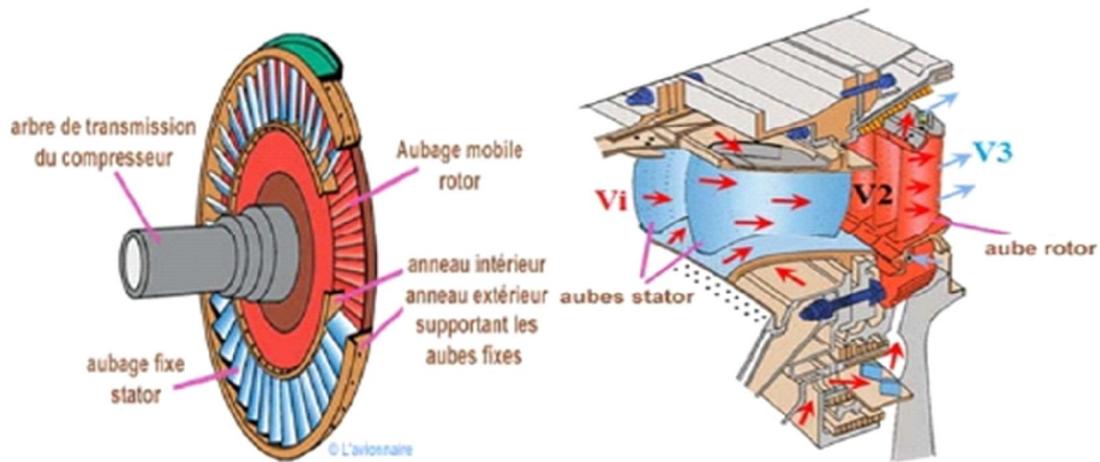


Figure I.11 : Turbine axiale

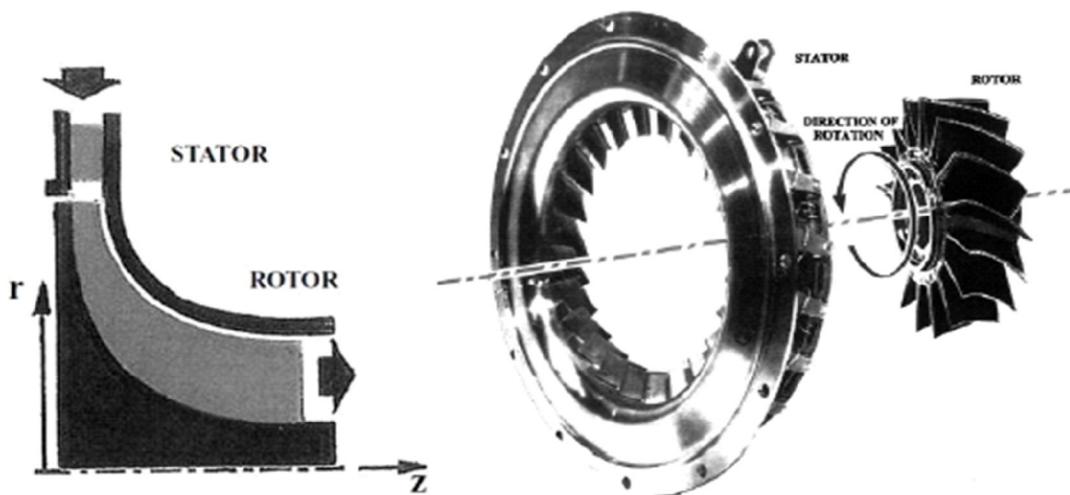


Figure I.12 : Turbine radiale

I.3.5. Tuyère d'éjection station (7-10)

I.3.5.1. Définition

Dans le Canal d'éjection, l'écoulement gazeux à haute pression et à basse vitesse provenant de la turbine est accéléré à des vitesses soniques ou supersoniques.

La pression des gaz n'y est pas extrêmement élevée en valeur absolue, mais elle l'est en valeur relative si on la compare à celle que l'on mesure à la sortie de la tuyère.

Dans un turboréacteur, l'objectif est de convertir le maximum d'énergie de pression en énergie cinétique pour augmenter la quantité de mouvement des gaz et augmenter, par conséquent, la poussée produit.

Lorsque la dilatation des gaz s'effectue presque entièrement dans la turbine, comme c'est le cas dans un turbopropulseur, le canal d'éjection ne fait qu'amener l'écoulement gazeux vers l'arrière avec la plus faible perte d'énergie possible. Toutefois, si les gaz sortant de la turbine doivent s'opposer à une contre-pression importante, la tuyère d'échappement doit convertir l'énergie de pression restante en écoulement à haute vitesse. Ainsi que nous l'avons dit précédemment, le canal d'éjection sert aussi à réduire les tourbillons présents dans les gaz lorsqu'ils quittent la turbine de façon à produire la plus grande composante de force axiale possible.

- Différents types de tuyères d'éjection (convergent, à section variable) :

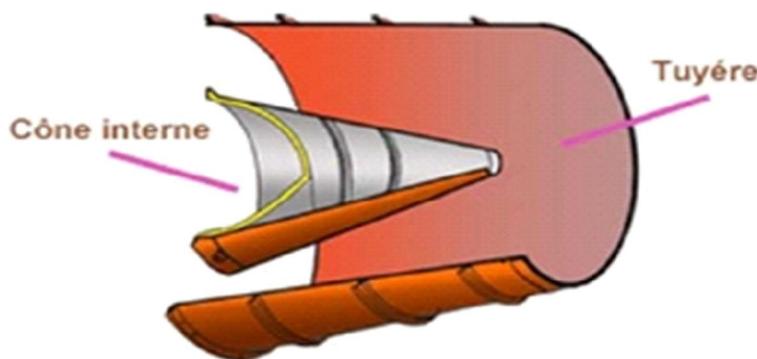


Figure I.13 : Tuyère convergent



Figure I.14 : Tuyère à section variable

I.4 Notions sur le banc d'essai GT100 [6],[7]

I.4.1 Introduction

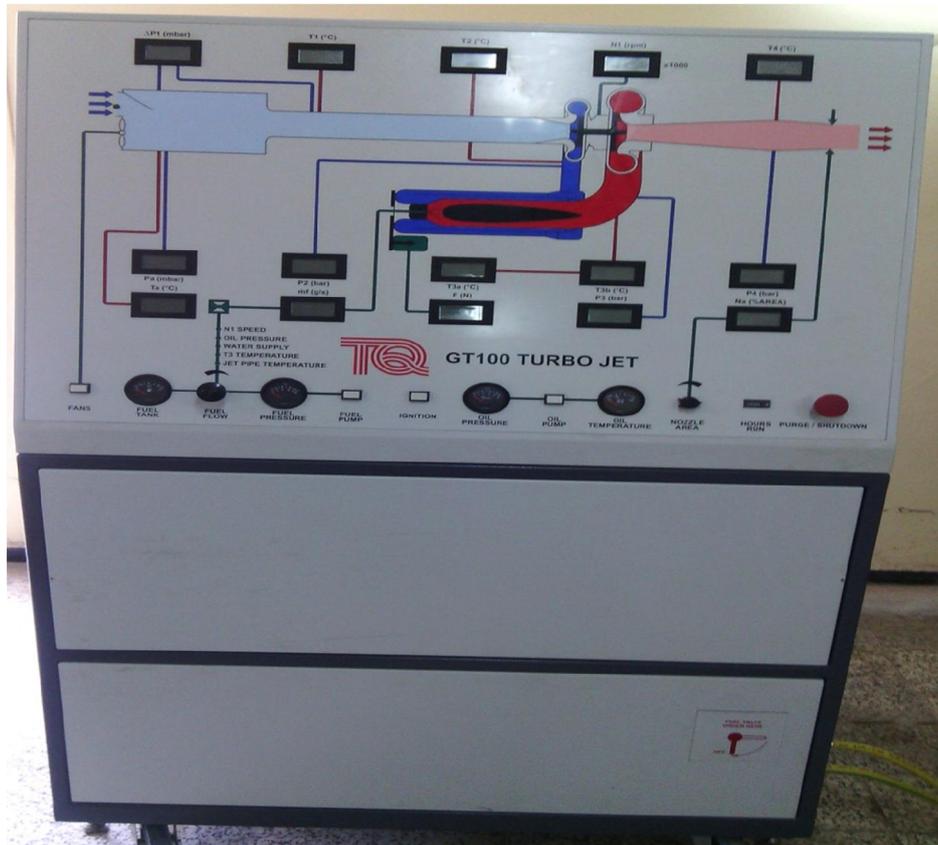


Figure I.15 : le banc d'essai GT100

L'équipement est un banc essai moderne, souple, sûr réglé pour étudier une exécution et des caractéristiques de turbomoteur. Il permet à des étudiants de travailler avec de vraies machines et de collecter de vraies informations d'essai.

Le turboréacteur (GT100) marche avec un logiciel par acquisition de données automatique qui permet à l'utilisateur de montrer et rassembler des données en temps réel et de calculer automatiquement les lectures importantes, telles que la circulation et les efficacités d'air. A l'aide d'un ordinateur approprié pour employer le logiciel.

I.4.2. Description du banc d'essai :

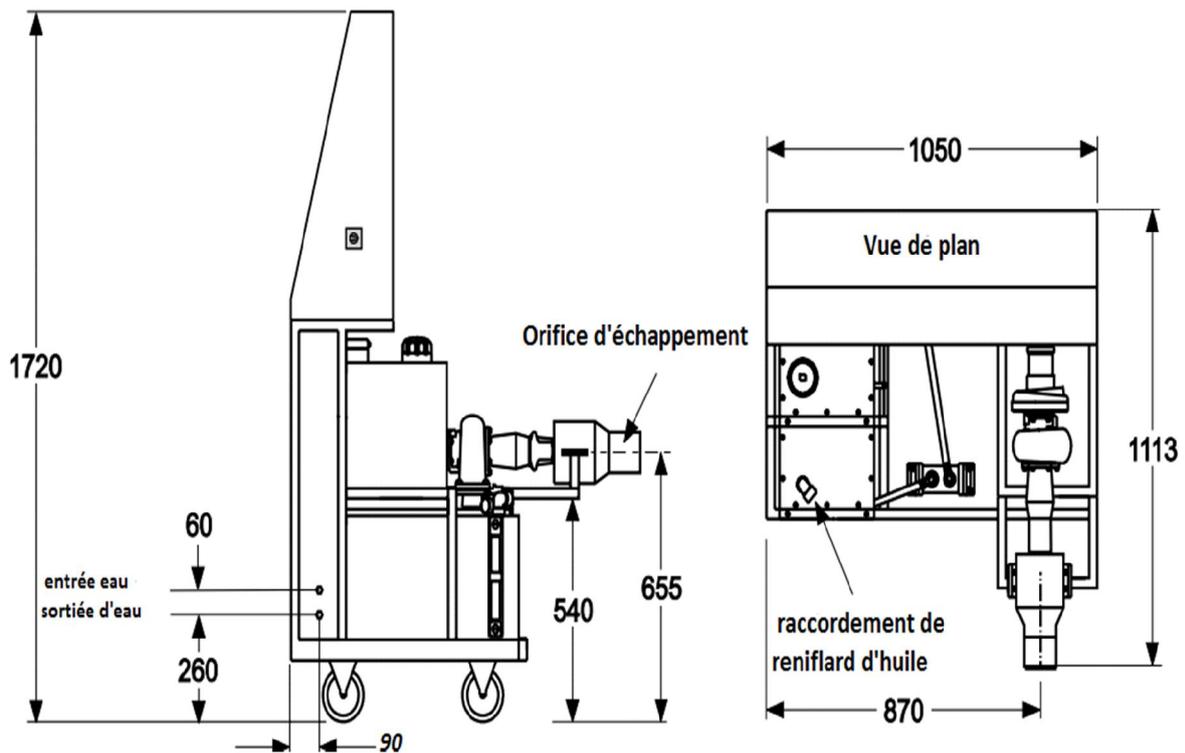


Figure I.16 :Schéma dimensionnelle du banc d'essai GT100

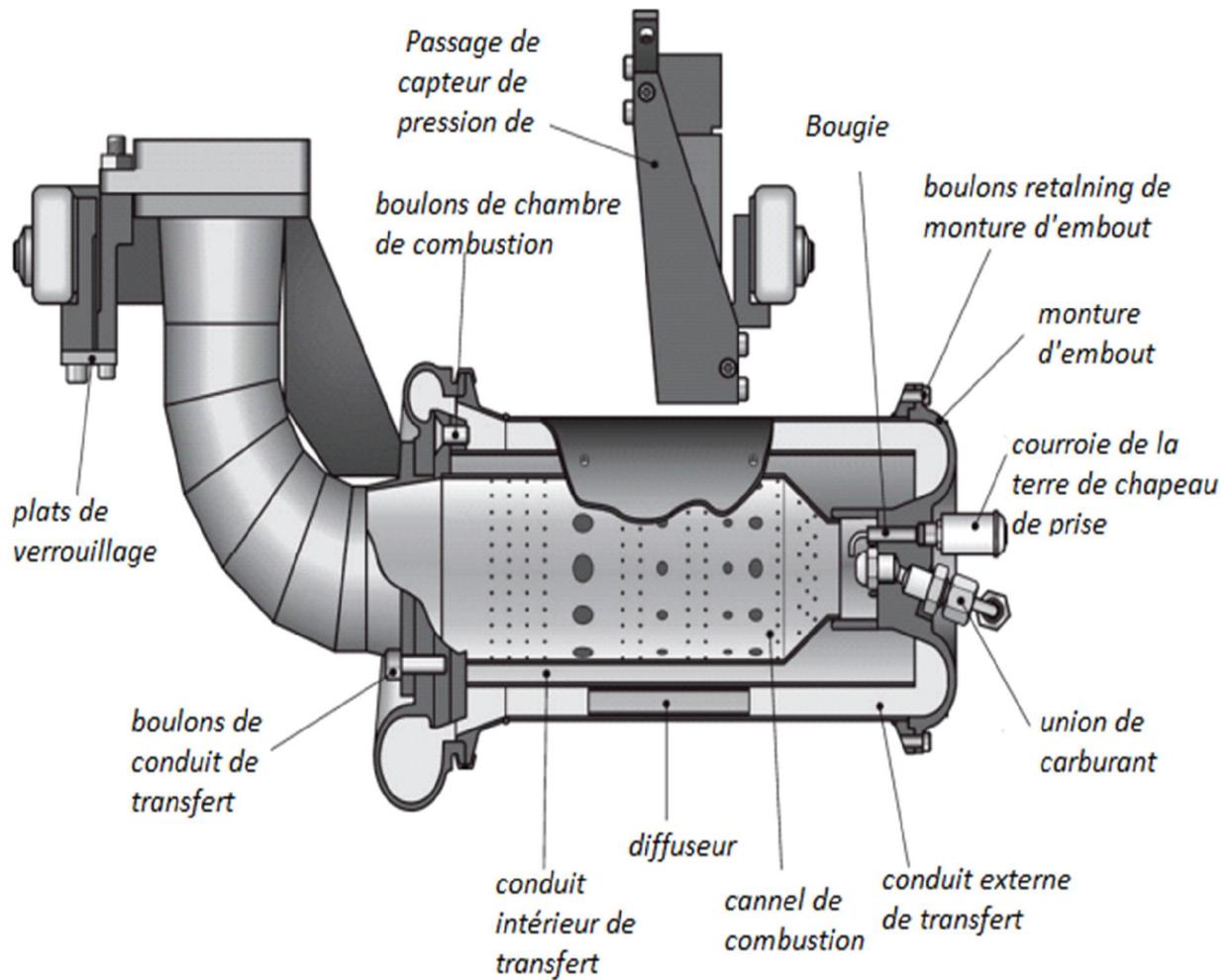


Figure I.17 :Disposition de turboréacteur

I.4.3. Détails techniques

1113mm long *870mm avant, au dos 1720 haut	Dimension
360 Kg (sans carburant et sans huile)	Poids nette
Allumage par étincelle, admission refroidie à l'air Trois zones de dilution : -(Zone 1 primaire : rapport air/carburant de combustion : approximativement 15:1) -(zone2 secondaire : rapport air/carburant de combustion : approximativement 35 à 45) -(zone3 tertiaire : rapport air/carburant de combustion : approximativement 65 à 80)	Chambre de combustion
Vitesse maximum sûr(N1)= 100000 tour.min-1 du compresseur Simple-axe de turbocompresseur commercial de véhicule.	Turbine à gaz
Conçu aux normes internationales de l'association : -Coefficient de décharge = 0.985	
-Débit minimum : 18 litres à minute -une pression maximum minutieuse : 1.5 bar	Approvisionnement en eau de refroidissement
Monophasé 230 VCA 17 A 50 HZ ou 220 VCA biphasés 17 A 60 HZ (spécifiques sur commande)	Alimentation électrique
Disjoncteur principal (MCB) 20 A type circuit de carburant de C : F4 - 20 millimètres 1.6 A type circuit d'huile de T : F5 20 mm 4 A type T (1 phase 50 HZ) 20 mm 6.3 A type T (60 HZ) Ventilateurs : F6, F7 et F8 - 20 mm 6.3 A type allumage de T : F9 - 20 mm 5 A type T Basse tension AC : F10 20 mm 3.15 A type T	Protection de circuit

Tableau I.1 :Détails techniques

I.4.3.1. Type de carburant

Item	Details
<i>Capacité de réservoir</i>	Approximately 40 Litres
<i>Densité relative</i>	0.78 kg/L
<i>Capacité calorifique</i>	43.6 x 10 ⁶ J/kg (18750 Btu/lb)
<i>Point d'inflammabilité</i>	38°C to 66°C
<i>Point de congélation</i>	-38°C to -46°C
<i>Viscosité</i>	1.4 to 2.5 Centistokes
<i>Point d'ébullition</i>	260°C
<i>Caractéristiques internationales</i>	D.Eng. RD 2494 AVTUR 50 D.Eng. RD 2453 AVTUR/FS11 3 - GP - 23 Kerosene Type ASTM D 1655 Jet A or A-1 Military Grade JP-5 DEF STAN 91-91

Tableau I.2: Type de carburant

I.4.3.2. Type d'huile de banc d'essai GT 100

<i>Articles</i>	<i>Détails</i>
<i>capacité de réservoir de stockage d'huile</i>	Approximately 35 Litres
<i>catégorie</i>	SAE 10W-40 Multigrade turbo-diesel oil
<i>standard</i>	ACEA A2/B2 or API SJ/CF

Tableau I.3 :Type d'huile de banc d'essai GT 100

Le banc d'essai GT100 a plusieurs pièces :

- La commande ou le panneau avant - avec diagramme détaillé.
- Une entrée d'air et une boîte d'air avec les ventilateurs électriques (pour mettre en marche la turbine).
- Les circuits de carburant, d'huile et d'eau.
- Turbine du gaz (turbocompresseur) et son compresseur et chambre de combustion.
- Un système de contrôle électronique avec des contacts de sécurité.
- Logiciel par acquisition de données (ADA) automatique.

I.4.2. Panneau de commande

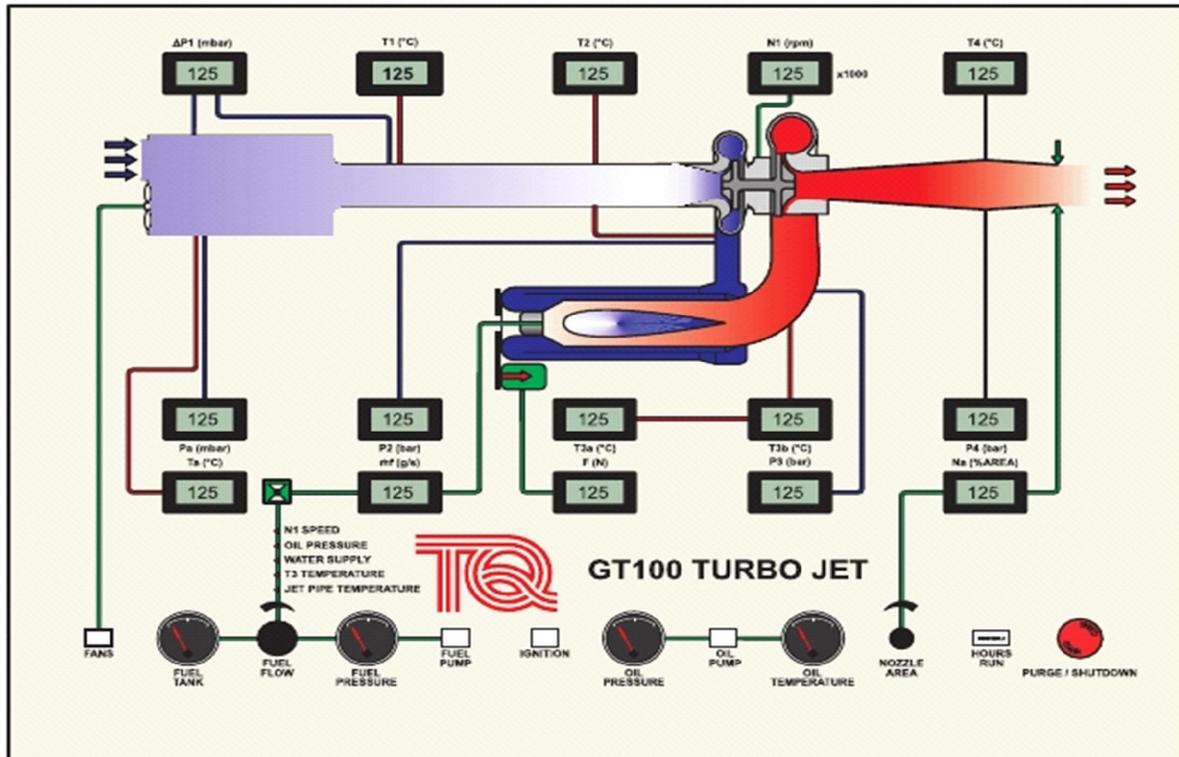


Figure I.18 : le panneau de commande

Le panneau de commande montre est un diagramme imitateur des pièces principales de l'équipement, y compris la boîte d'air, le compresseur, la chambre de combustion et la turbine. Il a également les commandes principales et les affichages de la pression, vitesses de turbine, couple, la poussée et les températures. Les affichages permettent à l'utilisateur de calculer toutes les paramètres importants de turboréacteur simple flux.

I.4.3. L'entrée d'air et la boîte d'air

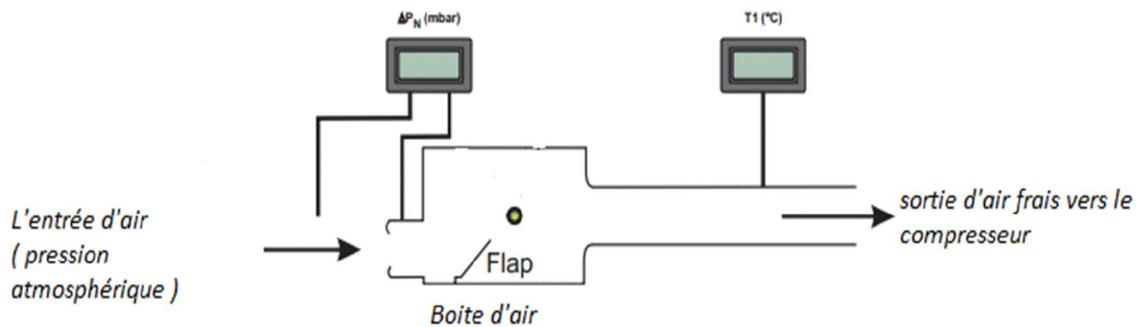


Figure I.19 : l'entrée d'air et la boîte d'air

Pour mettre en marche le turboréacteur, les ventilateurs électriques augmentent la pression atmosphérique. Une petite lampe avance pour prouver que les ventilateurs sont allumés. Le flux d'air accru tourne le compresseur (et la turbine).

Quand la combustion commence, les ventilateurs commutent au loin et le compresseur aspire l'air, qui ouvre l'aileron pour permettre le flux d'air normal. Les sondes de la température et de pression se relient aux affichages sur le panneau avant pour montrer la température d'air d'admission.

L'affichage de pression (ΔP_N) montre que la chute de pression de pression à travers le bec d'admission permettait à l'utilisateur de calculer la circulation d'air d'admission (le logiciel assuré avec l'équipement peut automatiquement calculer ceci).

I.5. Les composantes principales de la chaîne de réaction

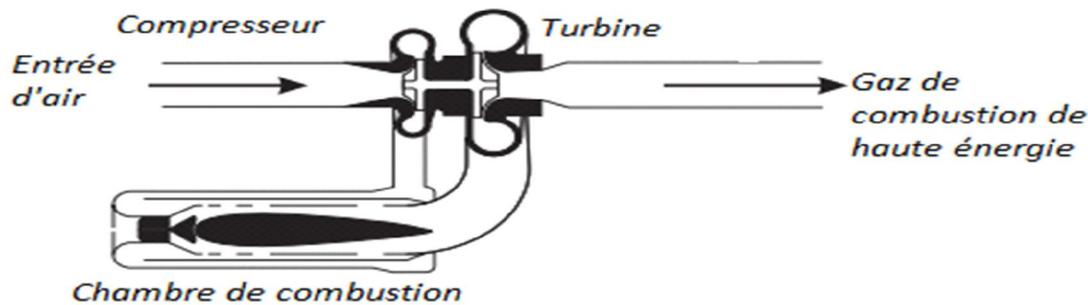


Figure I.20 : Composantes de banc d'essai

I.5.1. Le compresseur

Le compresseur est un compresseur centrifuge sans pales avec deux parts principales : le rotor et l'enveloppe. Le rotor est la roue à des aubes et des lames multiples qui tourne pour élever la vitesse de l'air.

L'instigateur accélère l'air dans une direction radiale et augmente la pression atmosphérique statique environ la moitié de sa valeur finale.

L'enveloppe est un espace sans pales et une volute. L'espace sans pales (autour de la roue à aubes), lisse et ralentit le flux d'air.

La volute (ou le diffuseur), permet à commander l'expansion si l'air réduire la vitesse de décharge de roue. Ceci convertit presque toute l'énergie cinétique restante en énergie de pression statique.

I.5.2. Chambre de combustion





Figure I.21 :Chambre de combustion du banc d'essai

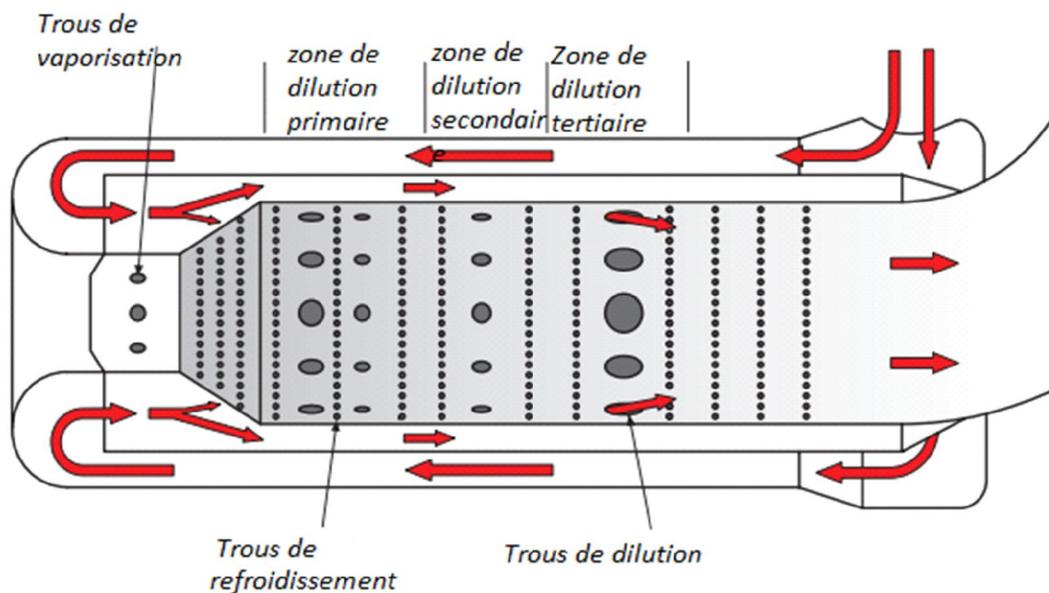


Figure I.22 :Schéma chambre de combustion

Le schéma montre l'admission d'air dans la chambre de combustion.

L'air laisse le compresseur et passe à la chambre de combustion, où il se mélange avec le carburant. La pompe à carburant fournit le carburant dans la chambre sous pression par un bec de vaporisation. Une bougie d'étincelle crée le premier allumage, quand l'utilisateur presse le bouton de 'L'ALLUMAGE'.

La combustion se continue alors brûler jusqu'à ce que l'utilisateur arrête la fourniture en combustible, à l'intérieur de la chambre de combustion, un ensemble de trous donnent un courant rotationnel qui donne un bon mélange d'air et de carburant, et une combustion stable. Ceci donne une combustion propre et efficace.

Le carburant brûle dans un processus continu à une pression constante.

Un processus appelé la dilution réduit la température du produit de la combustion.

La chambre de combustion a trois étapes de dilution (zones), le primaire, secondaire et tertiaire.

Les trois étapes de dilution (zones) réduisent la température de sortie de gaz. Elle est beaucoup inférieure que la température de flamme dans la chambre de combustion.

Pour cette raison, la pièce intérieure (canal) de la chambre de combustion à des petits trous qui permettent à l'air de passer à travers, Ceci crée une couche limite d'air frais qui isole le métal de la flamme.

1.5.2.1. l'injecteur et bougies d'allumage:

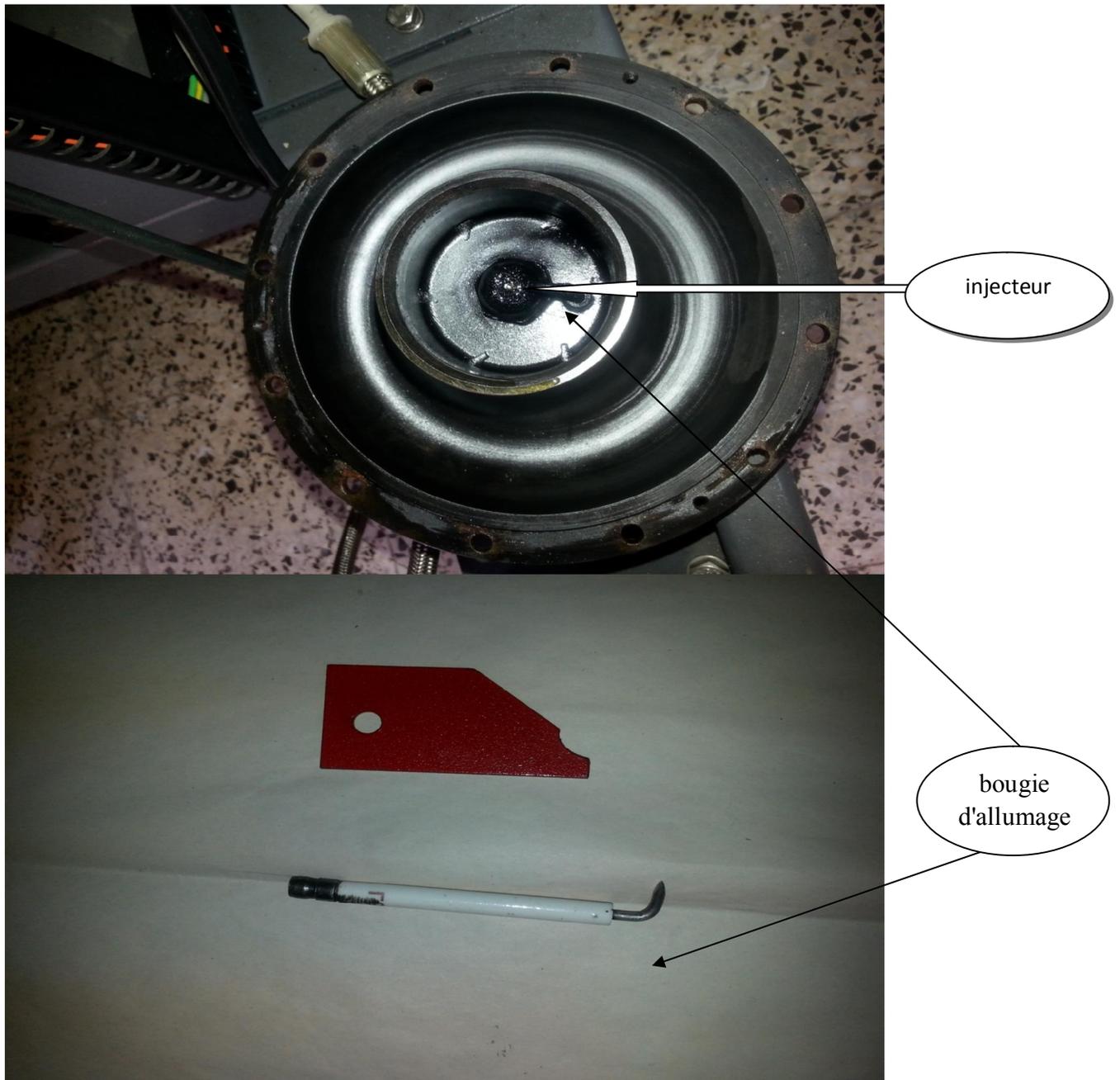


Figure I.23 l'injecteur et bougies d'allumage (gt100)

I.5.3. La turbine

La turbine sur turboréacteur de banc d'essai est de type centrifuge, La turbine a pour fonction de transformer l'énergie de pression des gaz en sortie de la chambre de combustion en énergie cinétique, puis en énergie mécanique (entraîner le compresseur). Ensuite elle nous donne l'énergie de la poussée du réacteur à la sortie de du réacteur.



Figure I.24 : la turbine du banc d'essai

I.6. La mise en marche de banc d'essai

Ce manuel est arrangé pour fournir un théorique l'arrangement du cycle de turbine à gaz et expliquent certains des aspects pratiques des mécanismes d'utiliser-et de leur opération.

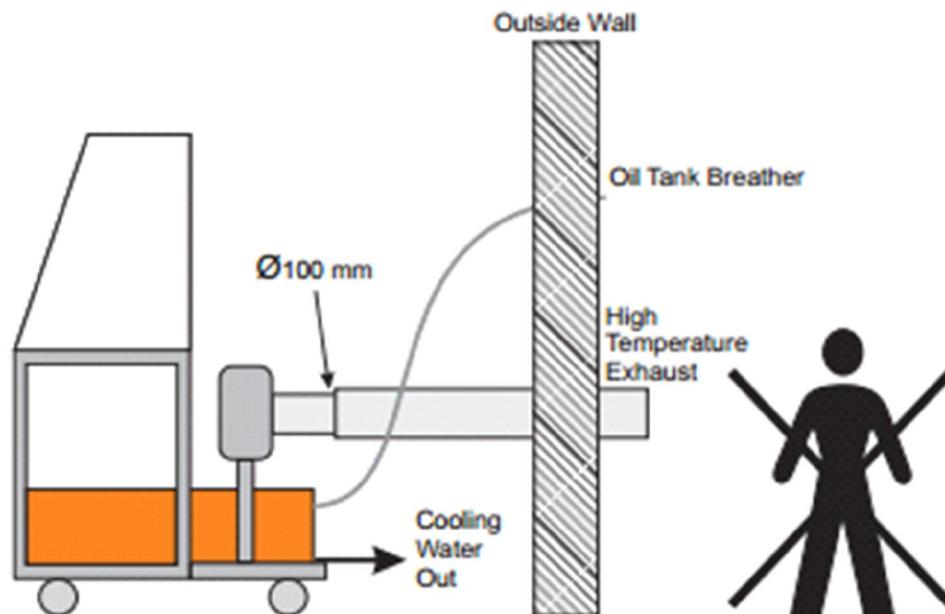
L'équipement de laboratoire moderne de technologie est conçu pour fournir à des étudiants l'occasion de travailler à de vraies machines recueillant simultanément des essais.

Puisque le turboréacteur est un moteur thermique complexe, on doit observer certaines mesures de sécurité

I.6.1. Les instructions avant le démarrage de banc d'essai

- Choisir l'endroit dans le laboratoire :

Une turbine à gaz produit de beaucoup de chaleur. Il devrait installer l'appareil à côté d'un mur extérieur pour le conduit d'échappement et fournir à ventilation proportionnée.



- Relier l'alimentation électrique :

L'appareil exige le raccordement à un approvisionnement monophasé en 220/240 volt, 50/60 hertz d'une capacité courante de 20 ampères. L'appareil doit être mis à la terre et l'installation être effectuée par un électricien compétent

- Employer seulement le carburant et le lubrifiant corrects :

L'utilisation du carburant ou du lubrifiant incorrect peut causer des problèmes et peut, exceptionnellement, causer une accumulation de carburant non brûlé dans le système de combustion ou réchauffer le tube. Ceci peut mener aux débuts explosifs et doit donc être évité.

- Mise en marche de l'appareil :

On met en marche l'appareil sous la surveillance d'un instructeur expérimenté (promoteur et les encadreurs). On se rend compte de toutes les mesures de sécurité.

- Protecteurs auriculaires d'usage :

Des protège-oreille doivent être portés en actionnant cet équipement.

Les niveaux de pression acoustique de cet équipement ont été mesurés au-dessus du DB 90 (A), et donc dans des pays de l'EC c'est une condition que des protège-oreille sont portés.

- Éviter les accumulations du carburant non brûlé

À quelques occasions la turbine peut ne pas démarrer première fois. Pour éviter des accumulations inutiles de carburant ou de vapeur de carburant non brûlé dans la chambre de combustion ou le tube de réchauffage les ventilateurs devraient être employés pour souffler l'air pur par le système avant que le prochain début soit essayé.

- Prendre garde des composants chauds :

Eviter de toucher les composants principaux de la turbine à gaz (par exemple chambre de combustion, canalisation, etc.) Pendant ou après un essai.

- l'utilisation de bouton de l'arrêt de purge :

À un point quelconque pendant une course (si l'opérateur suspecte le défaut de fonctionnement) on peut appuyer sur le bouton de l'arrêt de purge n'importe quelle condition de charge de vitesse ou. L'appareil s'arrêtera sans risque et les ventilateurs commenceront automatiquement pour refroidir le turbocompresseur.

I.7. généralités sur la combustion [5]

La combustion est une réaction chimique, globalement exothermique, au début lente mais pouvant devenir ensuite rapide et même violent, avec émission de rayonnement et élévation de température qui peut traduite par un dégagement de chaleur. Elle se produit dans un système « ouverte » ou dans un système « fermé », autrement dit avec ou sans échange de matière et d'énergie entre le système et le milieu extérieur. Les réactions chimiques ne peuvent se produire que si des espèces chimiques, atomes, ions, radicaux, molécules, commencent par se rencontrer ou du moins se trouver assez près pour se modifier mutuellement. La réaction de combustion est globalement une réaction d'oxydo-réduction où l'oxydant est appelé comburant (oxygène pur ou dilué ozone, chlore, nitrates, etc.) et le réducteur est appelé combustible (H₂, CO, hydrocarbure, etc.) se déroulant suivant un mécanisme complexe, comprenant un grand nombre de réaction dites « élémentaire », les unes contre les autres libérant de la chaleur, le dégagement de chaleur prenant le pas sur la consommation. Si cette réaction oxydait de façon maximale le combustible, on pourrait écrire, globalement :



Cette écriture a pour objet d'indiquer simplement quels sont les produits initiaux et finals du processus, sans plus. On l'appelle la réaction de bilan stoechiométrique. Elle n'indique pas du tout ce qui passe au cours de la combustion.

La thermodynamique raisonne essentiellement sur des grandeurs comme la température ou les concentrations qui n'ont de sens que pour les systèmes contenant des individus en nombre assez grand pour se prêter aux considérations statistiques. Les symboles chimiques, H, HO₂, CH₄, etc, y désignent donc sans la moindre ambiguïté des moles et non des atomes ou des molécules. Comme c'est déjà dit que la flamme ne met pas en jeu seulement des phénomènes chimiques, mais aussi des phénomènes physiques et mécaniques de transport de gaz par diffusion et par convection.

L'exemple de la flamme d'un briquet à gaz, le montre bien : lorsqu'on utilise celui-ci, on laisse d'abord sortir un jet de gaz (CH_4), qui s'échappe avec certaine vitesse (de l'ordre de 1 à 2 m/s) à cause de pression de réservoir. Ce gaz entraîne avec lui, par frottement, l'air environnant, et l'air et le gaz se mélangent ensemble dans le panache du jet. Lorsqu'on enflamme ensuite ce jet (par l'étincelle), il établit une zone de réaction qui ne peut se maintenir que parce que l'air et le gaz se sont mélangés et continuent en permanence à se mélanger tant que le jet de gaz s'échappe. Les flammes du type briquet à gaz, où combustible et comburant sont amenés séparément, sont appelées des flammes de diffusion.

Nous expliquons dans ce chapitre la nature des phénomènes de transport par diffusion et convection, et donner les lois et les équations de base qui les régissent.

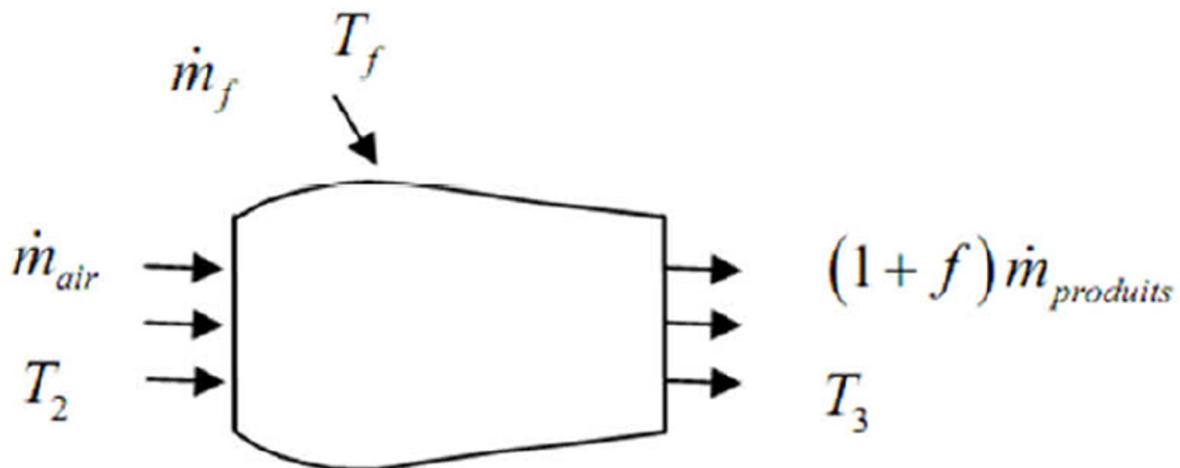
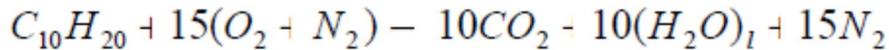


figure I.25 schéma explicite des différents facteurs essentiels sur une combustion

I.7.1. Les réactions les plus énergétiques:

La température atteinte dans des conditions adiabatiques ou dans n'importe quelle condition, l'énergie libérée, est d'autant plus forte que l'énergie de formation des réactifs (les ergols) est plus forte et que celle des produits est plus faible et même négative. On peut classer des ergols par leur possibilité à libérer plus d'énergie. Mais à condition de donner la composition des produits de combustion.

Par exemple, si l'on considère la « réaction » :



On obtient une énergie libérée par unité de masse du mélange, mais comptée à partir des enthalpie

de formation à 25°C, de 680 kcal/kg. Cette réaction représente approximativement la combustion du kérosène dans l'air, lorsque la température est maintenue assez basse (en soutirant de la chaleur) pour que l'eau reste liquide. par unité de masse du combustible (ici kérosène), on obtient 11 150 kcal/kg « c'est le pouvoir calorifique supérieur ».

Le tableau 1.1 donne des exemples des énergie dégagées, avec la même définition de celle pour le kérosène ci-dessus, par différents couples d'ergols parmi les plus « énergétiques ». on voit que hydrogène-air est meilleur que kérosène, mais loin derrière le couple béryllium-oxygène... Ce dernier n'a jamais été utilisé de façon opérationnelle.

Il ne faut pas oublier, cependant, que les chiffres ci-dessus ne sont valables que si les produits de la combustion sont vraiment ceux indiqués. En réalité, pour des combustions adiabatiques, la température atteinte est telle que les produits brûlés sont fortement dissociés, et l'énergie dégagée est plus faible. Par exemple si la température atteinte est 3000 K pour le couple hydrogène-air, on obtient plus de 530 kcal/kg.

Association d'ergols ou propergol	(kcal/kg)
$O_2 + 2Be_{(s)} - BeO_{(s)}$	5720
$(O_2 + 4N_2)_{(g)} + 2H_2_{(g)} - 2H_2O_{(l)} + 4N_2$	923
$F_2_{(g)} + H_2_{(g)} - 2HF$	3220
$F_2_{(g)} + HLi_{(s)} - HF + LiF_{(s)}$	4590
$H_2O_2_{(l)} + 2H_2Be_{(s)} - 2BeO_{(s)} + 3H_2_{(g)}$	4268
$6ClO_4NO_2_{(s)} + 13CH_2_{(l)} - 13CO_2 - 10H_2O_{(l)} + 6Cl + 3N_2$	1910
$N_2O_4_{(l)} + 2N_2H_4_{(l)} - 3N_2 + 4H_2O_{(l)}$	1880

Tableau 1.4 Quelques couples d'ergol parmi les plus énergétiques, repérées par leurs « énergie de réaction ».

I.7.2. Les différents types de combustion:

Il ne suffit pas de mettre en présence un combustible, de l'air et une étincelle pour réaliser une bonne combustion : Selon la quantité d'air, les réglages de l'appareil de combustion, la cheminée..., la combustion sera de plus ou moins bonne « qualité », c'est-à-dire :

- Sans produit toxique pour l'homme ou l'environnement dans les fumées
- Avec un bon rendement

C'est pour cette raison que l'on étudie les différents types de combustion

I.7.2.1. combustion est complète:

Si la totalité du combustible est oxydée.

I.7.2.2. combustion est incomplète:

S'il y a présence de combustible dans les fumées, ou si certains composants sont partiellement oxydés (ex : CO)

I.7.2.3. combustion stœchiométrique:

Neutre ou théorique si l'air comburant est en quantité suffisante et strictement nécessaire à la combustion complète de l'unité de combustible. Les fumées ne contiennent pas d'oxygène.

I.7.2.4 combustion oxydante :

Ou en excès d'air si une partie de l'air comburant est utilisé pour l'oxydation du combustible, l'autre partie se retrouvant dans les fumées.

I.7.2.5. combustion est dite réductrice:

Ou en défaut d'air si le volume d'air admis pour la combustion de l'unité de combustible est inférieur au volume d'air stœchiométrique ; l'oxygène y est néanmoins totalement utilisé donc pas de présence d'O₂ dans les fumées, mais il y a formation de monoxyde de carbone (CO).

I.7.3. Le Diagramme d'OSTWALD:

Pour caractériser facilement la qualité de la combustion d'une installation, on mesure les taux γ CO₂ et γ O₂ dans les fumées, à l'aide d'un analyseur de fumées.

Ensuite, le diagramme permet d'obtenir en fonction du γ CO₂ mesuré et du γ O₂ mesuré

Le type de combustion réelle
Le % d'excès d'air ou de défaut d'air
Le γ CO (s'il y a lieu)

Il est défini pour un combustible donné, l'axe des abscisses représente le γ O₂ et celui des ordonnées représente le γ CO₂. Il comporte en général :

- La droite des combustions oxydantes (γ CO = 0%) graduée en excès d'air,
- Une graduation en défaut d'air sur l'axe vertical (γ O₂ 0%),
- Le point représentatif de la combustion neutre (γ O₂=0% et γ CO = 0%) pour γ CO₂max,
- Les droites d'égale teneur en CO (γ CO = cte) parallèle à la droite des combustions oxydantes,
- Les droites d'égal excès ou défaut d'air

$$\text{Rendement thermodynamique} \quad \eta_{\text{th}} = \frac{1}{2} \frac{\dot{m}_e \times V_e^2}{\eta_b \times P_{ci} \times \dot{m}_f} \quad (\text{III. 20})$$

$$\text{Echauffement théorique} \quad \Delta T_{\text{ch}} = \frac{P_{ci} - 10 T_2}{C_{p_a} \times f + 6,6} + \delta \quad (\text{III. 21})$$

δ : Facteur de correction ($\delta = 2^\circ \text{C}$)

II.1.Introduction :

Les équations de transfert de chaleur et de la mécanique des fluides sont connues depuis plus de cent cinquante années, Malheureusement ces équations sont fortement couplées et non linéaires et leurs solutions analytiques est impossible pour les cas pratiques. Seulement une solution de certains cas très simples tel que l'écoulement de poiseuille peut être envisagées analytiquement. Par des résultats expérimentaux (comme les équations de la couche limite).

L'alternatif étant la simulation numérique, une technique initiée depuis déjà plusieurs décennies, mais ne s'est vraiment développe que depuis une dizaine d'années grâce aux développements spectaculaire des moyens de calculs informatique. La simulation numérique des écoulements et de transfert de chaleur et de masse est devenue un outil indispensable et privilégié dans plusieurs disciplines telles que l'aéronautique, les turbomachines et de façon moins intense dans l'industrie automobile. La simulation numérique est surtout utilisée pour tester et départager les avants projets. Les projets simulés seront impérativement vérifiés expérimentalement.

II.2. La simulation numérique : [8]

II.2.1. Avantages de la simulation numérique :

La simulation numérique permet de :

- ✓ Réduire le temps de la conception et du développement d'un projet donné.
- ✓ Obtenir tout les variables dans la totalité du domaine de calcul avec un minimum d'effort.
- ✓ Contrairement aux études expérimentales indispensable mais par fois très coûteuses a conduite d'une étude numérique devient de plus en plus économique et abordable grâce aux moyens de calcul actuels.

- ✓ Comme les méthodes de calcul sont devenues plus élaborées et plus efficaces et comme les calculateurs sont devenus plus en plus rapide alors l'investigation numérique est de moins en moins consommatrice d'énergie.

II.2.2. Comment faire de la simulation numérique :

L'ordinateur fonctionne avec le système binaire qui ne peut manipuler que des 0 et des 1. Il faut donc transformer les équations de Navier-Stokes aux dérivées partielles en un certain nombre d'équations algébriques. Et pour avoir une solution exploitable on compte sur les grandes capacités de stockage et de calcul de l'ordinateur.

- ✓ Tout d'abord on doit générer une grille de calcul enveloppant tout le domaine à étudier en espace et en temps.

Remarque :

- ✓ La nature de la grille de calcul dépend de la nature de la méthode numérique utilisée c'est-à-dire soit la méthode aux différences finies ou la méthode aux volumes finis ou bien la méthode aux éléments finis.
- ✓ En suite il faut transformer le système des équations aux dérivées partielles en un système d'équations algébriques via une discrétisation ou une intégration suivant la méthode utilisée.
- ✓ Le système des équations algébriques est ensuite résolu par une des méthodes tel que la méthode de Gauss pour les méthodes directes ou la méthode de Gauss Seidel pour les méthodes indirectes.
- ✓ Les équations non linéaires sont généralement résolues par un algorithme itératif, où les différents coefficients de non linéarité sont calculés à partir des informations de l'itération précédente. Les calculs seront répétés jusqu'à convergence du processus.
- ✓ On termine la simulation par la présentation des résultats sous forme de courbes, vecteurs de vitesse et contours et leurs interprétations .

II.2.3. Les étapes d'une simulation numérique :

II.2.3.1. Pré processing:

Préparation des données du problème (géométrie, génération du maillage de discrétisation, définition du processus, détermination des propriétés des conditions aux limites), du domaine de calcul, phénomènes physiques du fluide, spécification.

II.2.3.2. Simulation proprement dite :

Différences finis, éléments finis, volumes finis, méthodes spectrales.

II.2.3.3. Post processing :

Visualisation du domaine de calcul et du maillage, tracé des vecteurs de vitesse et des lignes de courant, contours, extractions de surfaces bien définies, manipulation des graphes (translation, rotation, et redimensionnement), exportation des figures sous format Windows Meta Files (wmf) et post script (Ps).

II.2.4. Les équations de Navier Stokes :

Les équations de Navier Stokes sont des équations différentielles non linéaires régissant l'écoulement étudié. Ces équations, lorsqu'elles ne sont pas simplifiées, elles n'ont pas de solutions analytiques et ne sont donc pas utiles pour des simulations numériques. Ces équations peuvent être simplifiées de diverses manières ce qui rend les équations plus facile à résoudre. Certaines simplifications permettent de trouver des solutions analytiques à des problèmes de la dynamique des fluides.

Les équations de Navier Stokes sont formées par l'équation de continuité et l'équation vectorielle de conservation de la quantité de mouvement. Cette équation traduit le principe de conservation de la quantité de mouvement. Elle est appliquée pour un fluide visqueux. Pour un fluide parfait, (non visqueux) les équations sont appelées équations d'Euler [1].

II.2.4.1. L'équation de continuité :

Cette équation traduit le principe de conservation de la masse. Sous sa forme la plus générale, cette équation prend la forme suivante :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho U) = 0 \quad (\text{II-1})$$

Si le processus est stationnaire et le fluide incompressible, l'équation s'écrit de la manière suivante :

$$\text{div} \vec{v} = 0 \quad (\text{II} - 2)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (\text{II} - 3)$$

II.2.4.2. Équation vectorielle de conservation de la quantité de mouvement :

Dans un système tridimensionnel de coordonnées cartésiennes, le système d'équations de Navier stockes prend la forme suivante :

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = \frac{\partial(-p + \tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + S_x \quad (\text{II} - 4)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial(-p + \tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + S_y \quad (\text{II} - 5)$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial(-p + \tau_{zz})}{\partial z} + S_z \quad (\text{II} - 6)$$

II.3. Modélisation de la turbulence :

Les écoulements turbulents sont caractérisés par les champs de fluctuation de vitesse. Ces fluctuations mélangent des quantités transportées tel que l'énergie, la concentration d'espèce, Ces fluctuation peuvent être de petite échelle et de haute fréquence, elles sont d'un point de vue informatique trop chères pour être simuler directement dans des calculs pratiques.

En alternative les équations régissantes (exactes) instantanées peuvent être remplacées par des équations à variables moyennes temporelles afin d'obtenir un ensemble d'équations modifiés qui sont moins fastidieuses à résoudre. Cependant, les équations modifiées contiennent des variables inconnues additionnelles et des modèles de turbulence sont nécessaires pour déterminer ces variables en termes de quantités connues.

II.3.1. Classification des modèles de turbulence :

Un modèle de turbulence est une procédure numérique pour fermer les équations de l'écoulement.

L'hypothèse d'une relation linéaire entre le tenseur de contraintes turbulentes et le tenseur de déformation est utilisée dans le cas d'un fluide compressible (Relation de BOUSSINESQ)

$$\begin{aligned}
 -\rho \overline{u_i' u_j'} &= \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} (\rho k + \mu_t \text{div } \vec{C}) \delta_{ij} \\
 &= 2 \mu_t E_{ij} - \frac{2}{3} (\rho k + \mu_t \text{div } \vec{C}) \delta_{ij}
 \end{aligned}
 \tag{II-7}$$

Dans cette expression de la contrainte turbulente, tous les termes sont connus sauf la viscosité turbulente μ_t et l'énergie cinétique turbulente k . Ces deux quantités sont donc sujettes à une modélisation.

Le code de calcul **Fluent** fournit le choix entre différents modèles de turbulence :

- Modèle à une équation Spalart – Allmaras.
- Modèle à deux équations :
 - ✓ Model k&ε :
 - * Model k&ε standard.
 - * Model k&ε renormalisation – group (RNG).
 - * Model k&ε réalisable.
 - ✓ Models k&ω :
 - * Models k&ω standard.
 - * Models k&ω shear-stress transport (SST).
- Model V-f.
- Model Reynolds stress (RSM).
- Model Large Eddy simulation (LES).

II.3.2. Modèles de turbulence:

L'une des difficultés majeures de la résolution des équations de Navier-Stokes reste l'emploi d'un schéma de la turbulence indispensable pour la simulation de l'écoulement turbulent. Il s'agit alors de trouver le modèle qui peut prendre en compte avec précision la réalité physique de l'écoulement. Dans le CFX, plusieurs schémas sont disponibles dont une brève description est donnée ci-dessous :

- Soit le modèle (k-ε).
- Le modèle RNG k-ω.
- The Standard k-ω, BSL k-ω, et Shear Stress Transport (SST) k-ω,

Nous mettant lumière uniquement sur le modèle k-ε.

II.3.1 Modèles (k-ε)

Il est possible de développer des équations de transport similaires pour d'autres paramètres de la turbulence y compris le taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente ϵ . L'équation exacte de ϵ contient cependant un certain nombre de termes non mesurables. Le modèle (k-ε) présenté est le modèle développé par Launder et Spalding. Il comporte deux équations, l'une pour k et l'autre pour ε.

On utilise k et ε pour définir une échelle de vitesse ϑ et une échelle de longueur l représentatives des grandes échelles de la turbulence comme suit:

$$\vartheta = k^{1/2} \quad \text{Et} \quad l = k^{3/2} / \epsilon$$

En utilisant la même approche que celle utilisée pour le modèle de longueur de mélange, on spécifie la viscosité turbulente comme suit :

$$\mu_t = C \rho \vartheta l = \rho C_\mu k^2 / \epsilon$$

Où C_μ est une constante adimensionnelle.

Le modèle standard utilise les équations de transport suivantes pour k et ε .

$$\frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \text{div} \left(\rho k \vec{C} \right) = \text{div} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \text{grad } k \right) + 2 \mu_t E_{ij} \cdot E_{ij} - \rho \varepsilon$$

$$\varepsilon = \frac{\text{energie cinétique turbulente}}{\text{temps caractéristique des fluctuations}} = \frac{K}{L / K^{1/2}} = C_D \frac{K^{1/2}}{L}$$

et

$$\frac{\partial (\rho \varepsilon)}{\partial t} + \text{div} \left(\rho \varepsilon \vec{C} \right) = \text{div} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \text{grad } \varepsilon \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} 2 \mu_t E_{ij} \cdot E_{ij} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k}$$

D'où ε : Le taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente en d'autres termes,

$$\begin{aligned} & \text{Taux de variation de } k \text{ ou } \varepsilon + \text{transport de } k \text{ ou } \varepsilon \text{ par convection} = \\ & \text{Transport de } k \text{ ou } \varepsilon \text{ par diffusion} + \text{Production de } k \text{ ou } \varepsilon - \text{Taux de destruction de} \\ & \quad k \text{ ou } \varepsilon \end{aligned}$$

II.4. Méthode des volumes finis :

II.4.1. Introduction :

Il existe trois grandes classes de schémas numériques pour la discrétisation des équations aux dérivées partielles :

✓ La méthode des différences finies consiste en une discrétisation des opérateurs différentiels sur une grille de pas d'espace fixe à l'aide de développements de Taylor tronqués.

✓ La méthode des éléments finis s'appuie sur une formulation variationnelle de l'équation aux dérivées partielles. Il n'existe pas de formulation variationnelle pour toute équation aux dérivées partielles. Les méthodes d'éléments finis ne sont pas bien adoptées à la résolution numérique d'équations non linéaires dans le cas de la mécanique des fluides.

✓ La méthode des volumes finis est la méthode de choix pour les équations de conservation non linéaires.

II.4.2. Les Avantages de la méthode des volumes finis :

La méthode des volumes finis joue un rôle principal en CFD principalement pour deux raisons :

- ❖ Elle assure une discrétisation conservative de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie.
- ❖ Elle s'applique sur un maillage non régulier sans le passage par une transformation des coordonnées. Par conséquent elle peut s'appliquer avec un maillage non structuré (très apprécié pour les géométries complexes)

II.4.3. Définition de la méthode des volumes finis :

Le domaine de calcul est divisé en une série de sous domaines appelés volumes de contrôle. Ces volumes de contrôle enveloppent tout le domaine de calcul sans chevauchement, de telle façon que la somme de leurs volumes soit égale exactement au volume du domaine de calcul. Un point est positionné au centre de chaque volume et est appelé centre du volume de contrôle, il sera noté P , Figure (II-1) [7]. Les nœuds des volumes voisins seront notés suivant leurs positions N , S , W , E , T et B (se rapportant aux directions *North*, *South*, *West*, *East*, *Top* et *Bottom* respectivement).

Dans la méthode des volumes finis les lois de conservation (de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie) sont exprimées localement sous une forme intégrale.

La pierre angulaire de cette méthode réside dans le théorème de Gauss (appelé aussi le théorème de la divergence ou théorème d'Ostrogradski) et qui permet de transformer une intégrale de volume en une intégrale de surface.

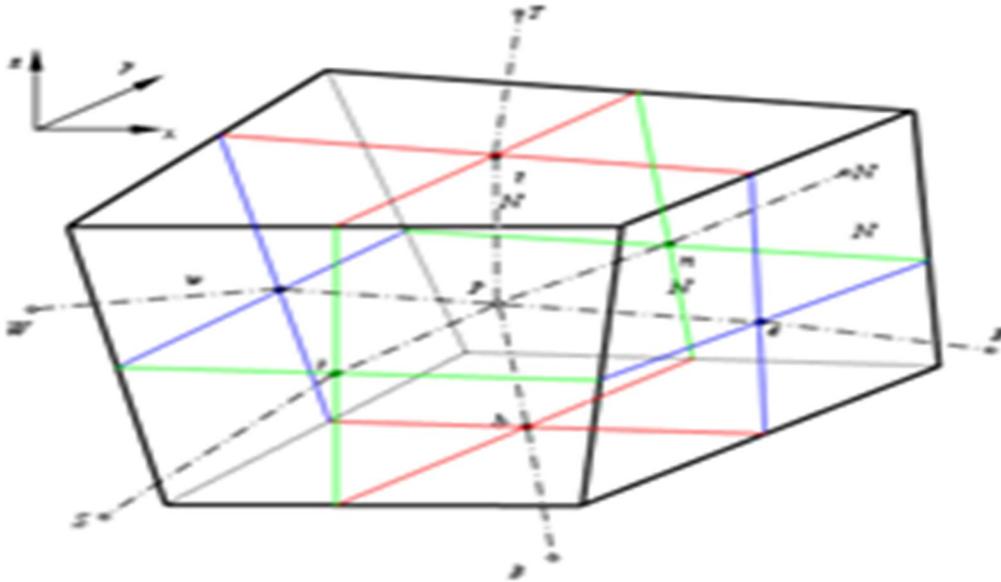


Figure II.1 : Volume de contrôle dans un maillage tri dimensionnel non orthogonal.

II.4.4. Problème de Diffusion :

Considérons un problème de transport de la variable ϕ par diffusion.

$$\text{div}_{\Omega}(\Gamma \text{grad} \phi) + S\phi = 0 \quad (\text{II-13})$$

La clé de cette méthode réside dans l'application du **théorème d'Ostrogradski** :

$$\int_{cv} \text{div}(\Gamma \text{grad} \phi)(dv) + \int_{cv} s\phi(dv) = \int_A n_x(\Gamma \text{grad} \phi) da + \int_{cv} s\phi(dv) = 0 \quad (\text{II-14})$$

A : surface enveloppant le volume de contrôle CV.

N : vecteur unitaire normal à A.

L'équation (II-13) en 1D prend la forme suivante :

$$\frac{d}{dx} \left(\Gamma \frac{d\phi}{dx} \right) + S = 0 \quad (II - 15)$$

15)

Avec : Γ : Coefficient de diffusion.

S : Terme source.

II.4.5. Les étapes de la méthode des volumes finie :

II.4.5.1. Etape 1 : Maillage :

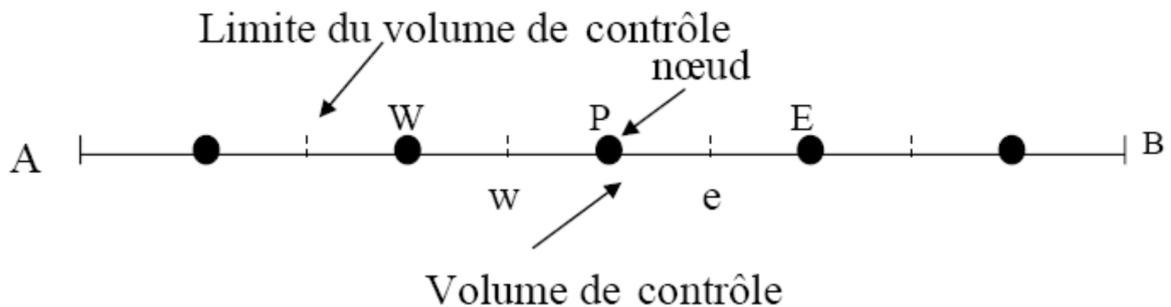


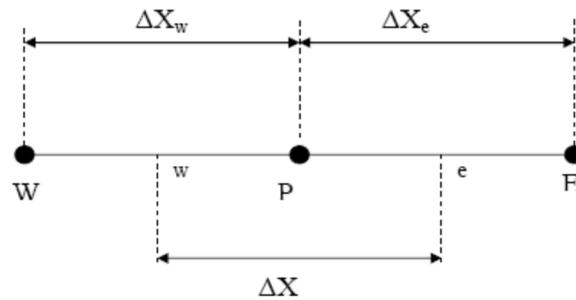
Figure II.2 : Volume de contrôle dans un maillage unidimensionnel

$\Phi = \text{constante}$ (aux frontières A et B).

La première étape c'est de générer un maillage en divisant le domaine de calcul en un nombre fini et discret de volume de contrôle. L'opération consiste à subdiviser le domaine de calcul (Ligne AB) en un certain nombre de segments (Volume de contrôle). Le centre de chaque volume est placé exactement au milieu du segment correspondant.

Dans le cas de la Figure (II-2) le domaine de calcul est divisé en cinq volumes de contrôles

II.4.5.1.a. Système de notation :



II.4.5.2. Étape 2 : Discrétisation

L'intégration de l'équation (III-15) sur le volume de contrôle de centre P donne :

$$\int_{\Delta V} \frac{d}{dx} \left(\Gamma \frac{d\phi}{dx} \right) dv + \int_{\Delta V} S dv = \left(\Gamma A \frac{d\phi}{dx} \right)_e - \left(\Gamma A \frac{d\phi}{dx} \right)_w + \bar{S} \Delta V = 0 \quad (\text{II} - 16)$$

Principe de conservation : production de ϕ dans le CV = Le Flux diffusif de ϕ sortant de la facette e - le Flux diffusif de ϕ entrant par la facette w .

“W” et “e” : les facettes du CV.

Les valeurs du coefficient de diffusivité sont exprimées en fonction des valeurs aux points nodaux P, W et E par :

$$\Gamma_e = \frac{\Gamma_E + \Gamma_P}{2} \quad ; \quad \Gamma_w = \frac{\Gamma_W + \Gamma_P}{2} \quad (\text{II} - 17)$$

Pour un maillage uniforme ($\Delta X_e = \Delta X_w = \Delta X$) les termes de diffusion :

$$\Gamma A \frac{\partial \phi}{\partial x} \Big|_e = \Gamma_e A_e \left(\frac{\phi_E - \phi_P}{\partial x^+} \right) \quad (\text{II} - 18)$$

$$\Gamma A \frac{\partial \phi}{\partial x} \Big|_w = \Gamma_w A_w \left(\frac{\phi_P - \phi_W}{\partial x^-} \right) \quad (\text{II-19})$$

Le terme source S peut dépendre de la fonction ϕ elle-même :

$$\bar{S} \Delta V = S_u + S_p \Phi_p \quad (\text{II} - 20)$$

En substituant les équations (II-17), (II-18), (II-19) et (II-20) dans (II-16), nous obtenons :

$$\left(\Gamma_e A_e \left(\frac{\phi_E - \phi_P}{\delta x^+} \right) - \Gamma_w A_w \left(\frac{\phi_P - \phi_W}{\delta x^-} \right) \right) + (S_u + S_p \Phi_p) = 0 \quad (\text{II} - 21)$$

$$a_p \phi_w = a_w \phi_w + a_e \phi_e + S_u \quad (\text{II} - 22)$$

Ou :

$$a_w = \frac{\Gamma_w A_w}{\delta x^-} ; a_e = \frac{\Gamma_e A_e}{\delta x^+} ; a_p = a_w + a_e - S_p \quad (\text{II} - 23)$$

II.4.5.3. Étape 3 : Solution des équations :

L'équation (II-22) sera construite pour tous les volumes de contrôles du domaine de calcul. Le système d'équations résultant sera un système d'équations algébriques linéaires comportant autant d'inconnus que d'équations.

La distribution discrète de la variable ϕ sur le domaine de calcul obtenue par les méthodes itératives (par exemple : Gauss-Seidel) sont plus efficaces dans ce cas. Dans un calcul itératif pour pouvoir arrêter les calculs à un moment donné il faut définir un critère de convergence [13].

II.4.6. Critère de convergence :

A partir de l'équation (II-19) nous pouvons écrire une expression du résidu pour estimer la satisfaction éventuelle de l'équation :

$$R = \sum_{\text{l'ensemble des volumes}} |a_w \phi_w + a_e \phi_e + S_u - a_p \phi_p| \quad (\text{II-24})$$

R représente le résidu des calculs et possède par conséquent l'unité de l'équation différentielle intégrée. Dans notre cas c'est le flux de chaleur (Joule par second).

Pour avoir une idée précise sur la convergence des calculs, il faut contrôler la valeur normalisée du résidu $R / F \leq \varepsilon$ où F représente le flux total .

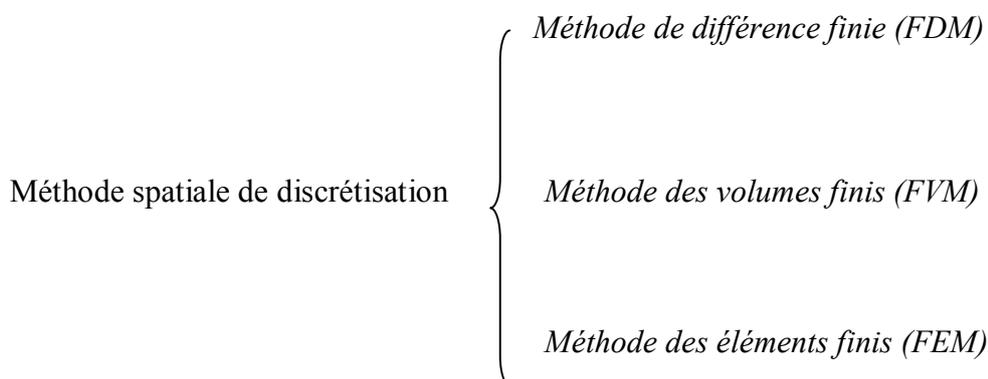
III.1. introduction:

La géométries des brûleurs et les chambres de combustion est très complexes. Le temps humain nécessaire pour réaliser un maillage structuré sur de telles configurations se compte souvent en mois! A moins de rentabiliser un maillage en faisant plusieurs centaines ou milliers de calculs (comme c'est souvent le cas dans l'industrie aéronautique par exemple), la génération de maillages structurés dans des géométries industrielles est très coûteuse en temps humain .

L'étude numérique d'écoulement des fluides et le développement de ces conceptions dans l'industrie, consiste a programmer des programmes ou utilisé les codes (FLUENT, FLOW3D, ANSYS, CFD...) maintenant sur le marché peut être extrêmement puissant, mais leur opération exige toujours a niveau élevé de compétence et de la compréhension de l'opérateur d'obtenir des résultats, significatifs dans des situations complexes des systèmes impliquant l'écoulement des fluides, transfert thermique et phénomènes associés tels que des réactions chimiques.

Il existe des méthodes numérique : la méthode différence finis, la méthode des volumes finis et la méthode des éléments finis; chaque une de ces méthodes a des applications selon les conditions et la géométrie du système. Pour formuler un phénomène physique, on utilise souvent des équations mathématiques qui représentent une modélisation ou une formulation exprime le comportement d'une phénomène dans l'espace et dans le temps.

Une classification finale d'analyse statique est basée sur la méthode de discrétisation par laquelle le modèle mathématique est discrétisé dans l'espace et dans le temps



Le code « FLUENT » basé sur la méthode des volume finis. Le volume étudié est une chambre de combustion

III.2. Présentation du code de calcul FLUENT:

Le logiciel FLUENT [16 .2] est un outil de calcul numérique appliqué à la mécanique des fluides (CFD), Il est appliqué dans des domaines d'application très nombreux et variés (Turbomachines, Automobiles, Aéronautique...), il offre un large éventail de choix pour les modèles de turbulence et de schémas de résolution numérique, il prend une part de plus en plus importante sur le marché des logiciels de CFD (35% en Europe, 80% au Japon).

C'est un logiciel convivial et très généraliste : il permet de modéliser à la fois des mouvements fluides, des transferts de chaleur, de masse et des réactions chimiques.

"Fluent" est un code de calcul pour modéliser les écoulements des fluides et les transferts thermiques dans des géométries complexes. Il peut résoudre des problèmes d'écoulement avec des mailles non structurées, qui peuvent être produites pour des géométries complexes, avec une facilité relative. Les types de mailles supportées sont des mailles, en 2D, triangulaires ou quadrilatérales, ou en 3D tétraédriques / hexaédriques / pyramidales, et les mailles (hybrides) mélangées [13].

"Fluent" est écrit en langage de programmation C et utilise pleinement la flexibilité et la puissance offertes par ce langage (allocation de la mémoire dynamique). En outre, il utilise une architecture qui lui permet de s'exécuter en tant que plusieurs processus simultanés sur le même poste de travail ou sur des postes séparés, pour une exécution plus efficace.

"Fluent" s'utilise à travers une interface graphique. L'utilisateur avancé peut adapter ou augmenter aux besoins l'interface en écrivant des macros et des fonctions de menu, afin d'automatiser certaines procédures.

Ainsi, à titre non exhaustif, il a les capacités de modélisation suivantes :

- ✓ Écoulements 2D ou 3D.
- ✓ États permanents ou transitoires.
- ✓ Écoulements incompressibles ou compressibles incluant toute vitesse de régimes (subsoniques, transsoniques, supersoniques et hypersoniques).
- ✓ Écoulements non visqueux, laminaires ou turbulents.
- ✓ Écoulements Newtonien ou non.
- ✓ Transfert de chaleur forcé, par conduction, par convection ou radiatif

- ✓ Les écoulements avec changements de phases.
- ✓ Écoulements en milieu poreux.

Ce code de calcul emploie la méthode des volumes finis comme procédé de discrétisation. Les équations intégrales qui gouvernent l'écoulement, tels que l'équation de continuité, l'équation de conservation de la masse, celle de l'énergie ainsi que d'autres scalaires, comme la turbulence, sont résolues par cette méthode statistique. En utilisant cette technique basée sur un volume de contrôle, "Fluent" passe par les étapes suivantes :

- ✓ Division du domaine en volumes de contrôle discrets en utilisant une grille (maillage) de calcul.
- ✓ 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 les vitesses, pression, température ...
- ✓ Linéarisation des équations discrétisées et solution du système d'équations linéaires résultant, pour pouvoir mettre à jour les valeurs des variables dépendantes (inconnues) .

Les modèles de turbulence conduisent à l'adoption d'équations de transport des quantités de la turbulence, (κ , ε , ω et $\tilde{\nu}$) pour résoudre la viscosité turbulente. De ce point de vue, on retrouve trois catégories sous "Fluent» :

1. Modèle de turbulence à une équation de transport : Le modèle Spalart-Allmaras.
2. Modèles de turbulence à deux équations : Le modèle κ - ε Standard et ses variantes RNG et Réalisable puis les modèles κ - ω Standard et κ - ω SST.
3. Modèle de turbulence à 5 équations (7 équations en 3D) : Le modèle RSM (Reynolds Stress Model) .

III.2.1. Les différents modules :

Le code de calcul Fluent (du moins la partie dont nous avons fait l'acquisition) est en fait lié avec plusieurs modules :

III.2.1.a. Préprocesseur: Gambit :

Avec le Préprocesseur (Gambit) on met en place le domaine de calcul qui comprend chambre de combustion autour duquel l'écoulement circule, et aussi effectuer des maillages non structurés et préciser les conditions aux limites La création de la géométrie ainsi que le

maillage se font sous "Gambit" Ce meilleur propose des solutions étendues pour les géométries les plus compliquées. Cependant, pour notre cas, un maillage soit à base de cellules tétraédriques,. L'utilisation d'un maillage tétraédriques induirait un surplus du nombre de cellules par rapport aux cellules quadrilatères, d'où le besoin de plus de ressources et de temps de calcul, mais dans notre cas nous devient utilise un maillage tétraédriques vus la complexité de la géomètre . [8].

III.2.1.b. Interface graphique : Tgrid

Pour adapter des maillages provenant d'autres sources que gambit, pour constituer des maillages 3D tétraédriques à partir du travail surfacique sur gambit.

III.2.1.c. Post processeur unique intégré à chaque solveur :

Pour visualiser graphiquement les résultats des calculs

III.3. Etapes de réalisation de la simulation numérique :

III.3.1 Gambit :

III.3.1.a. Présentation générale du mailleur :

La fenêtre de travail de Gambit comporte en haut à gauche un menu nommé « Opération » comprenant les icônes suivantes :



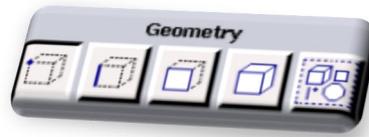
➤ **La première icône :**  sert à construire la géométrie du domaine de calcul.

➤ **La seconde icône :**  permet de mailler cette géométrie

➤ **La troisième icône :**  permet de définir le type des différentes zones du maillage et en particulier d'appliquer les conditions aux limites.

De manière assez logique, on utilise ces outils dans l'ordre où ils sont présentés ici.

Le menu consacré à la génération de la géométrie comporte les sous menus suivants :



Qui permettent de créer respectivement des points, des segments, des faces et des volumes. On peut accéder à différents sous menus pour chacun de ces éléments en cliquant droit sur ces icônes.

Le sous menu du menu maillage comporte les éléments suivants :



Ils permettent de définir des couches limites, de mailler un segment, de mailler une face et de mailler un volume.

Finalement, le sous menu « Zone » fait apparaître les deux icônes :



La première permet d'appliquer les conditions aux limites en ayant auparavant choisi le solveur adéquat qui sera utilisé par la suite (dans notre cas il s'agit de Fluent 16.2). La seconde permet de spécifier si une zone du maillage est une zone fluide ou solide (par défaut toutes les zones sont constituées de fluide) .

III.3.1.b. Les étapes d'utilisation Gambit :

III.3.1.b.1. Création de la géométrie à mailler :



après un démontage de la chambre du combustion du GT100 on a pris les mesure nécessaire pour dessiner sur gambit ,dans notre cas on ne peux pas montre tous les étapes vu la complexité de notre géomètre donc voici quelque image qui donne une idée sur les étapes .

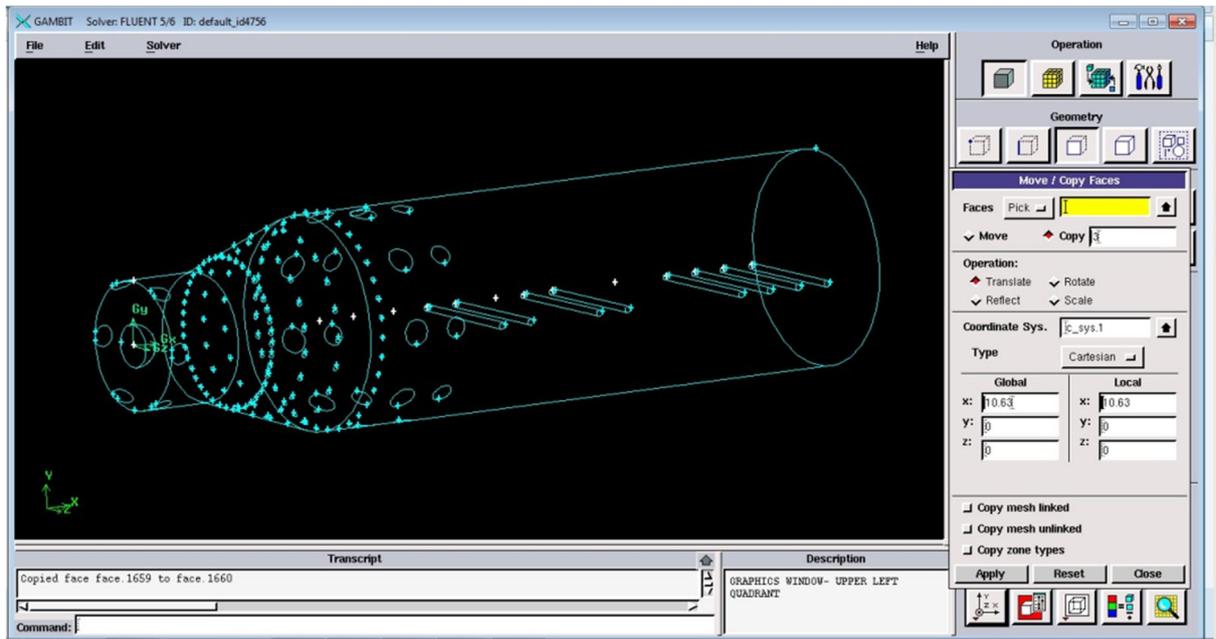


Figure.III.1. Création de la géométrie .1.

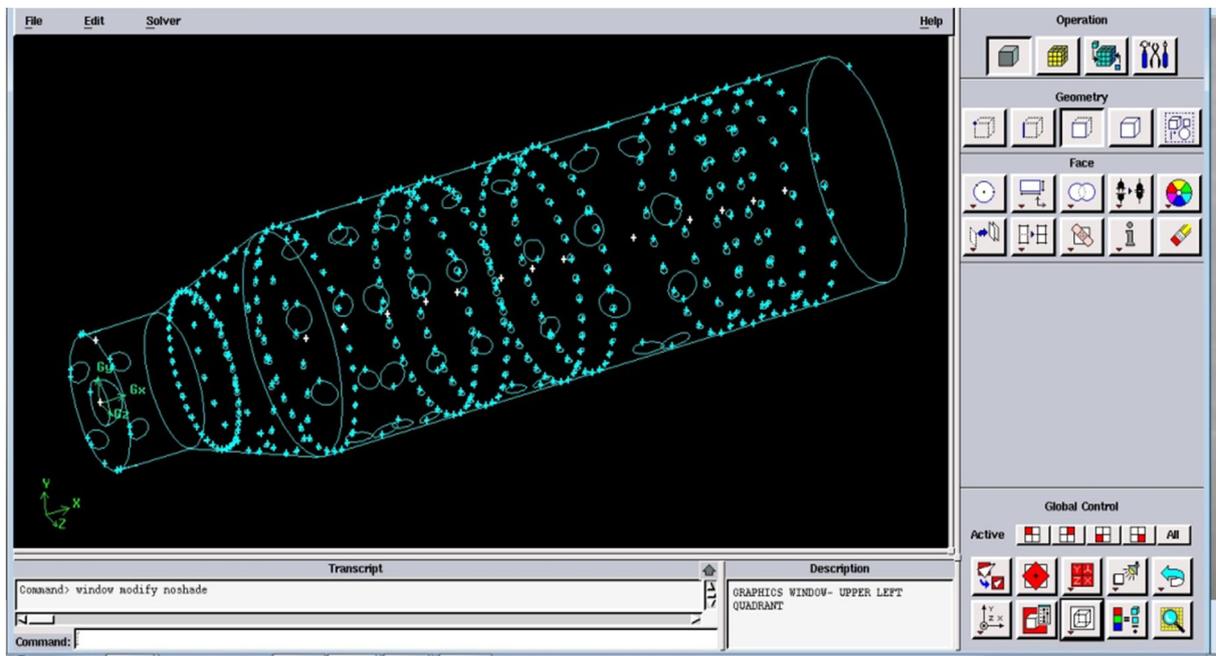


Figure.III.2. Création de la géométrie .2.

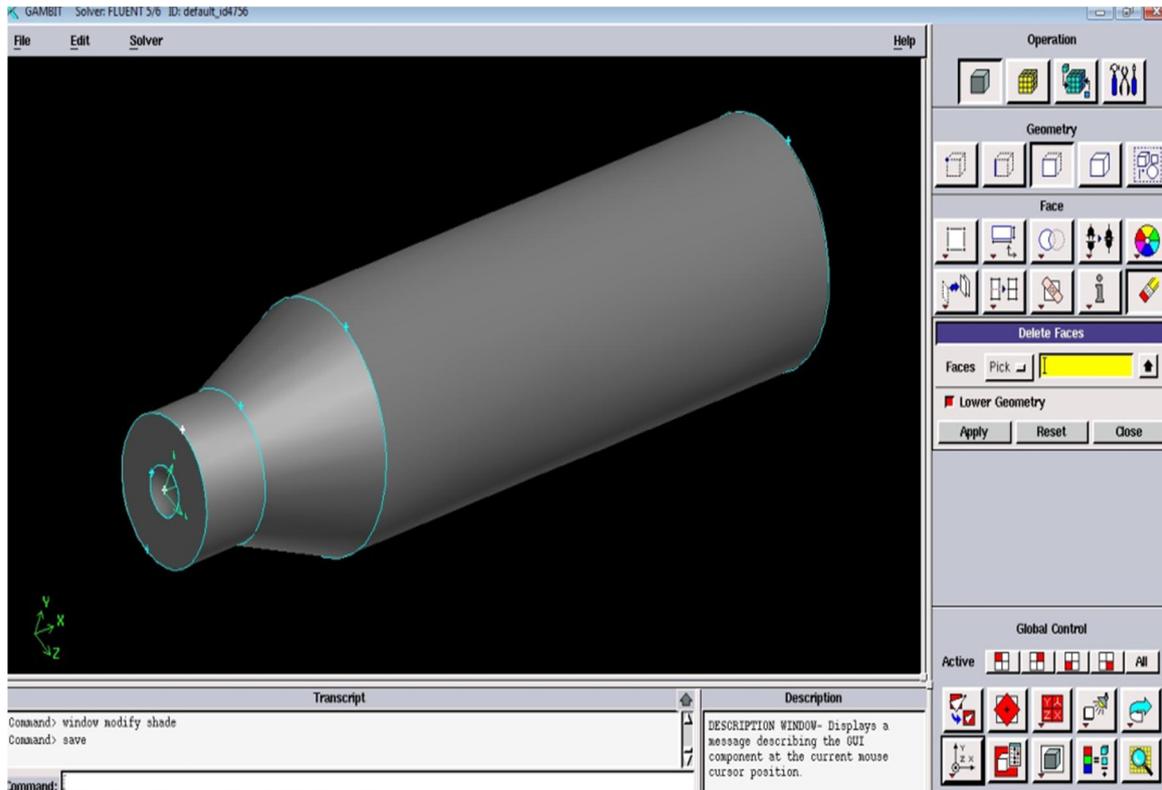


Figure.III.3. Création de la géométrie .3.

III.3.1.b.2. Génération du maillage :



➤ *maillage sur une ligne :*



- * Création de maillage dans le menu Mesh puis ligne.
- * Choisir le ratio de progression de la densité des nœuds .
- * Définir le nombre de points sur la ligne (Spacing).
- * les parois doivent être raffiné.
- * En cas de mauvaise orientation de la densité, appuyer sur le bouton Invert.



➤ *maillage sur les surfaces :*

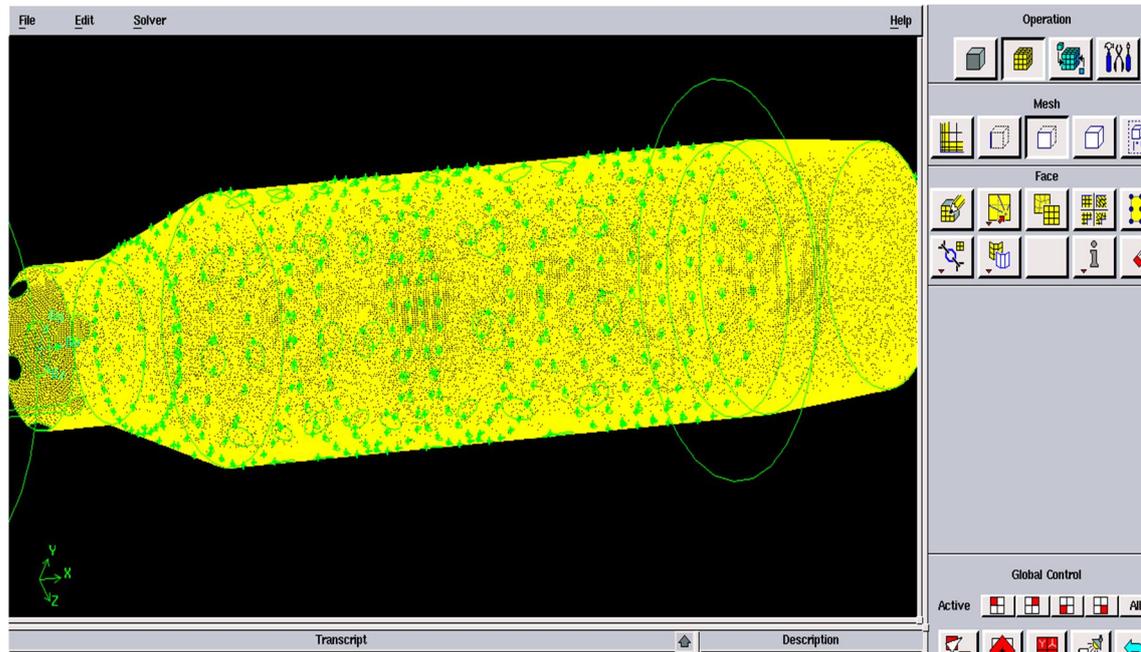


Figure.III.4. maillage surfacique raffine

➤ *maillage sur tous le volume :*
dans notre simulation: on a

2597468 cellules tétraédriques.

548718 nœuds

III.3.1.b.3. Définition des conditions aux limites :



Pour cela on va définir les conditions aux limites sous Gambit dans le menu Zones :

- ✓ Pour l'entre d'air définir le type (pressure_inlet)
- ✓ Pour la sortie définir le type (outflow).
- ✓ Pour les parois définir le type (wall)
- ✓ Pour l'injecteur définir le type (spray)

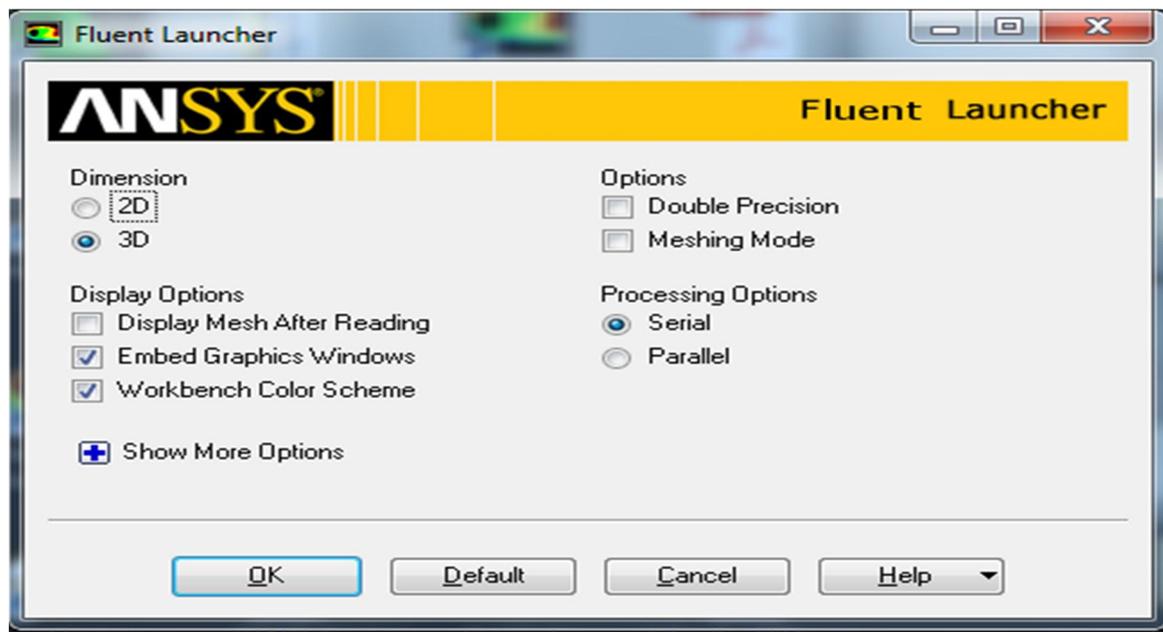
III.3.2. Export du maillage

Lorsque le maillage est terminé et que les conditions aux limites sont correctement imposées, il ne reste qu'à exporter ce maillage dans un format lisible par le solveur, Fluent en l'occurrence. Ceci se fait par la commande *File* **File** / *Export* **Export** / *Mesh* **Mesh ..qui** permet d'écrire un fichier de maillage avec l'extension *.msh.

III.3.3 FLUENT :

III.3.3.1 Étapes d'utilisation de fluent :

Lancez l'application Fluent, choisissez la version « 3d ».



III.3.3.2 Mise en place dans Fluent :

* File → Read → Case et lire le *.msh; Vous pouvez visualiser votre maillage : display/grid.

* Définition des modèles : Define → Model → Viscous : k-epsilon(2eqn) → realizable

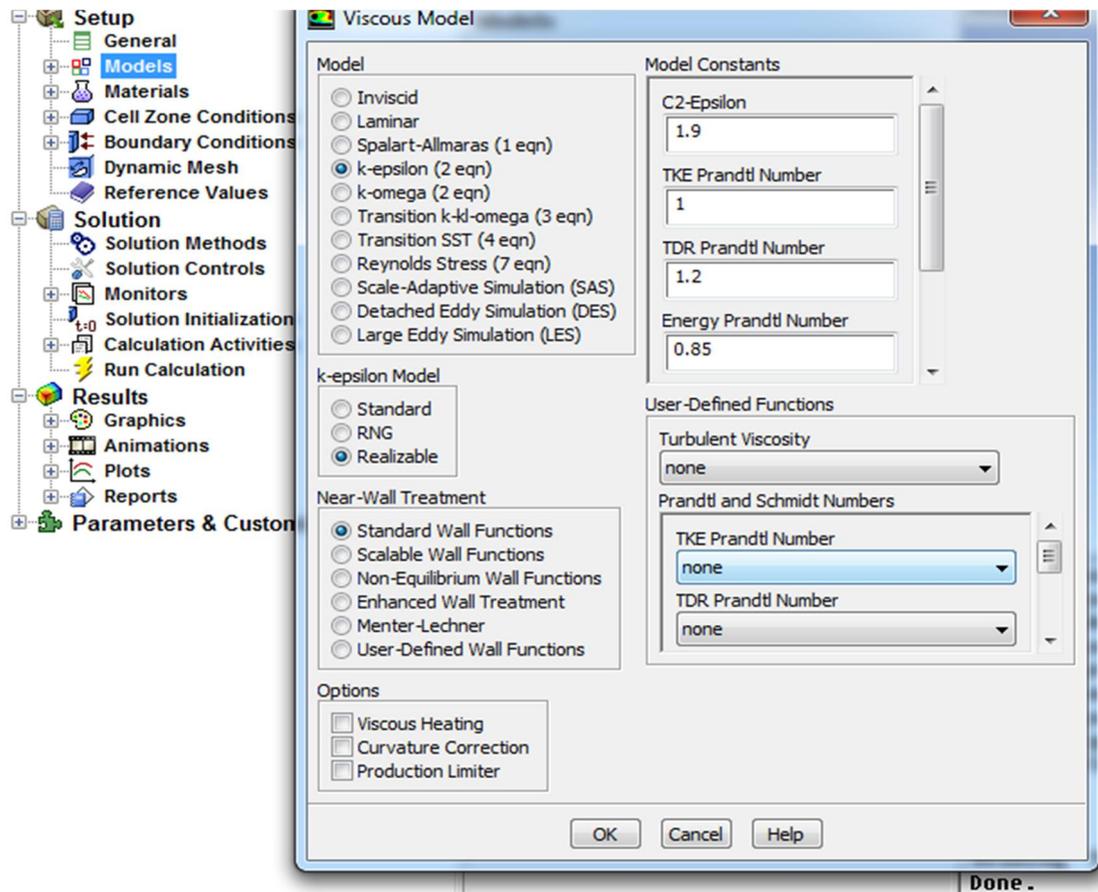
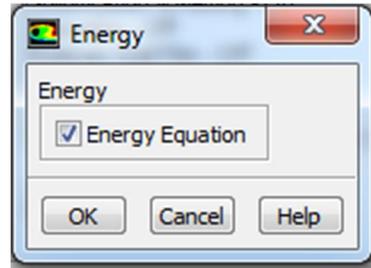


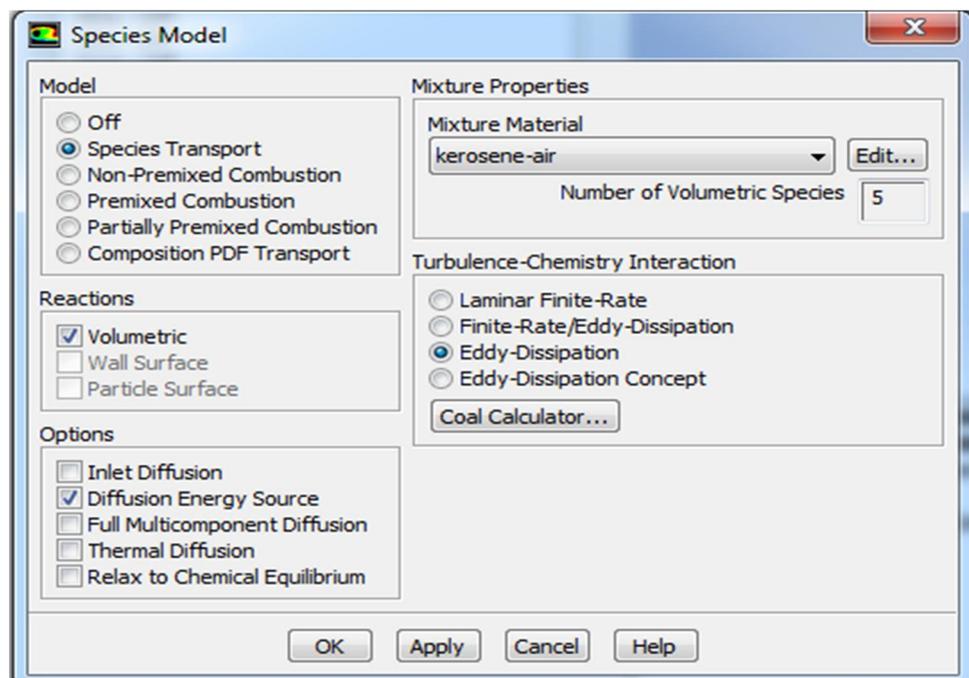
Figure III.5 . Définition du modèle.

- Définition des conditions aux limites : Define → Boundary Conditions, sélectionner ce qui correspond au :
 - ✓ spray : débit , température du kérosène et sa direction .
 - ✓ pressure inlet : pression d'air (p2), température (T2).
 - ✓ paroit int et ext : steel.
 - ✓ outflow: température ambiant

- Définition des modèles: Modele energy → on



- général → Scale Mesh → en mètre
- Définition du matériau : Define → Materials, (kerosene,air,steel,.....)
- Définition des modèles : Modele → species transport → mixture properties
- (kerosenes-air) → reactions (volumetric)



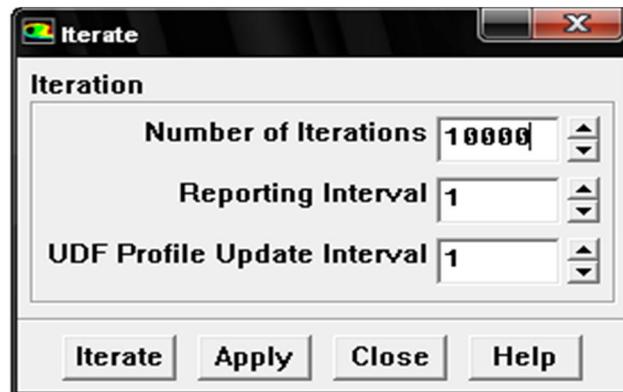
- Initialiser : Solve → Initialize, : hybrid initialization
- Définir l'ordre de résolution du schéma : Solve → Controls → Solution.
- Définir les paramètres à écrire : Solve → Monitors → Residuals

: passer à un résidu de l'ordre de 1.E-3 et de 1E-6 pour l'énergie

- Write → Case & Data, pour effectuer une sauvegarde des paramètres avant le calcul.

III.3.3.3 Calcul :

Solve → Iterate (définir un nombre d'itération).



IV.1. introduction

Dans ce chapitre on va parler d'une comparaison entre l'étude expérimentale des essais réalisés sur le bon d'essai gt100 et l'étude d'une simulation numérique sur la chambre de combustion du gt100

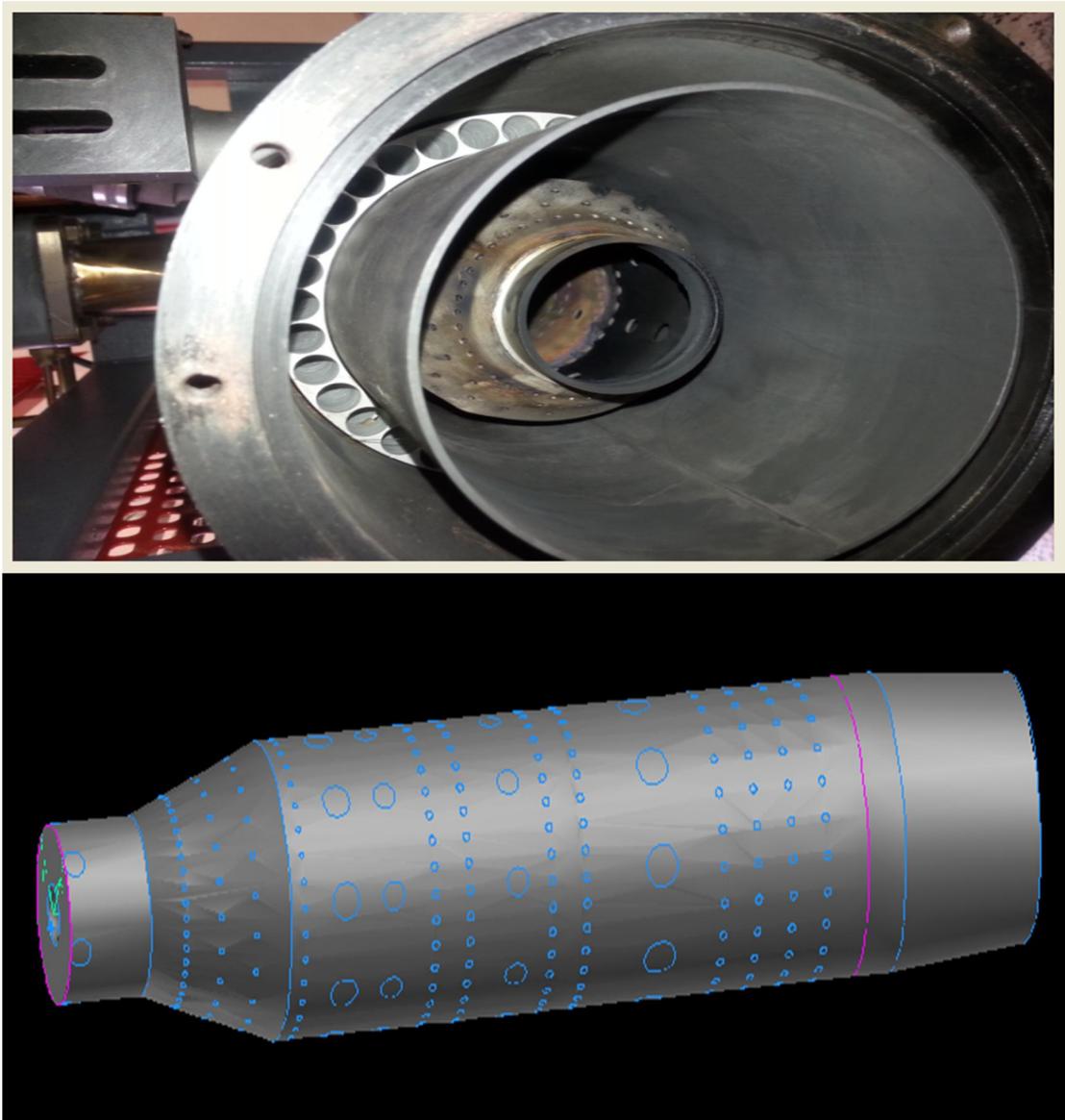
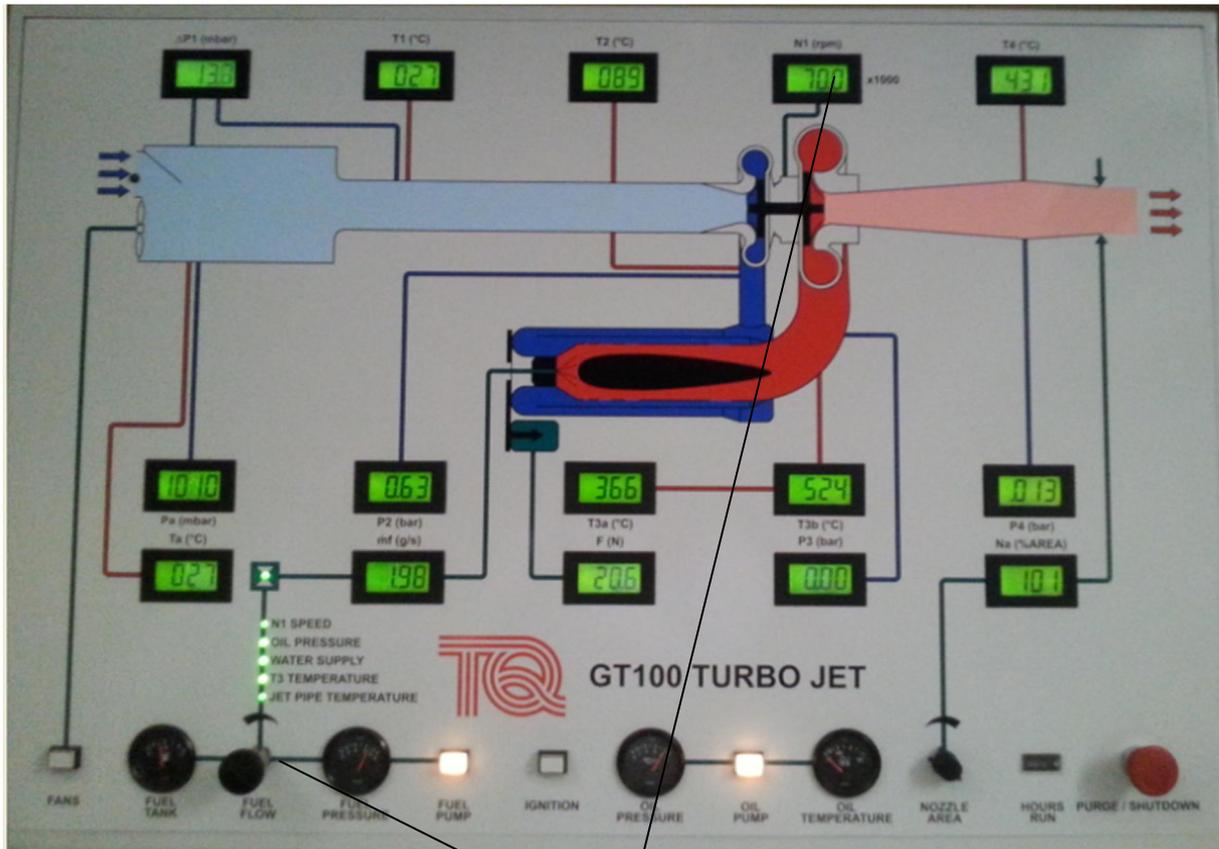


figure IV.1.2 la chambre de combustion de GT100

IV.2 Partie Etude expérimental:

Dans notre étude sur le banc d'essai nous avons variés les débit de carburent (mf) pour obtenir des régimes moteur différent d'ou chaque régime est associé a son débit de carburant (mf) :



N(t/min)*1000	90	84.9	80	75.2	70	65	59.8	50.7
mf (g/s)	2.77	2.53	2.31	2.14	1.98	1.79	1.65	1.45

Tableau IV.1. variation de N en fonction de mf

IV.2.1 Résultats obtenus:

Nous avons traduit les prélèvements obtenus, à partir du banc d'essai, sous forme de tableaux englobant de toutes les performances de sa chambre du combustion (GT-100).

(Voir Annexe)

IV.2.2 Les différents diagrammes et interprétations

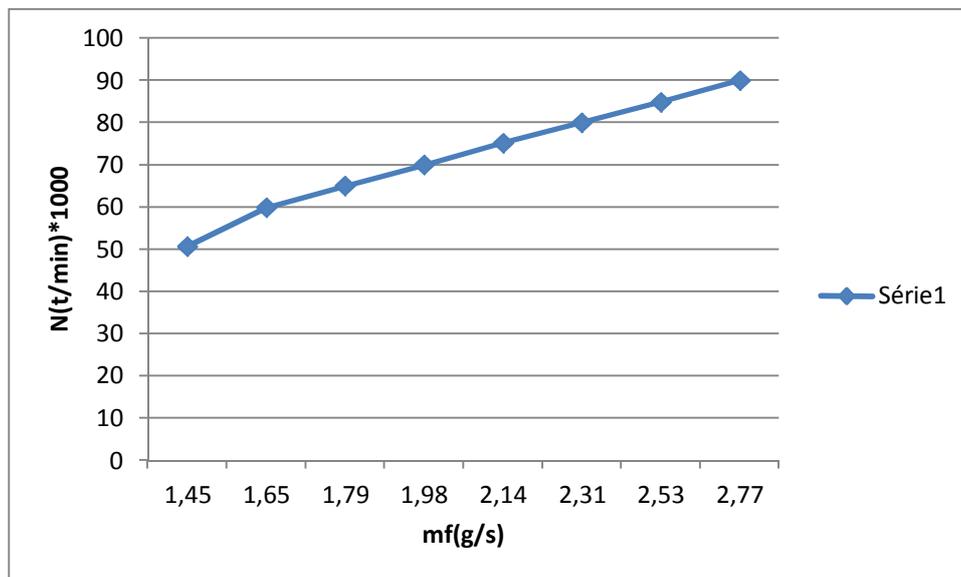


Figure IV.3. diagramme d'évolution de régime moteur (N) en fonction de mf carburant (expérimentale)

➤ Interprétation

Le graphe ci-dessus représente l'évolution de régime moteur (N) en fonction de débit de carburant injecté obtenu sur banc d'essai d'où on remarque que le régime évolua en fonction de l'évolution de mf

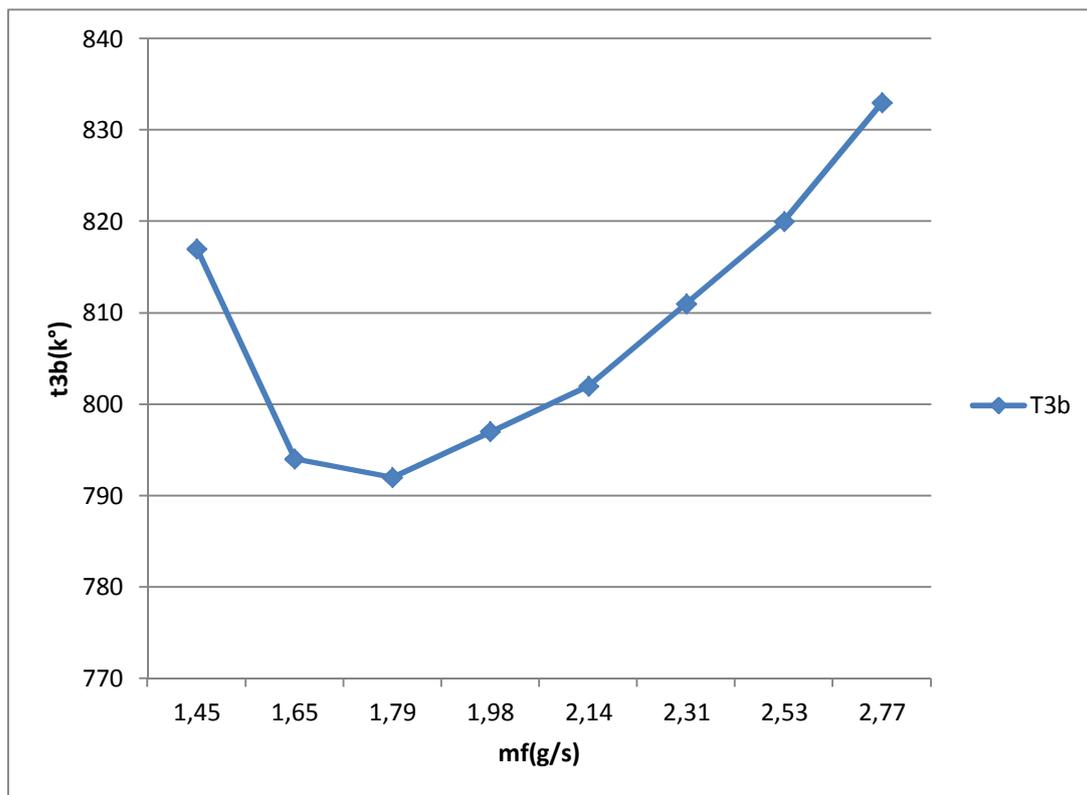


Figure IV.4. diagramme d'évolution de température T3b en fonction de débit de carburant injecté (expérimentale)

➤ **Interprétation**

Le graphe ci-dessus illustre la variation de la température entrée turbine (T3b) en fonction de débit de carburant injecté (mf) en remarque que la température dans les régime bas (mf petit) est impotente en suite elle diminué pour devient cst et en suite elle augmente graduellement en fonction de mf

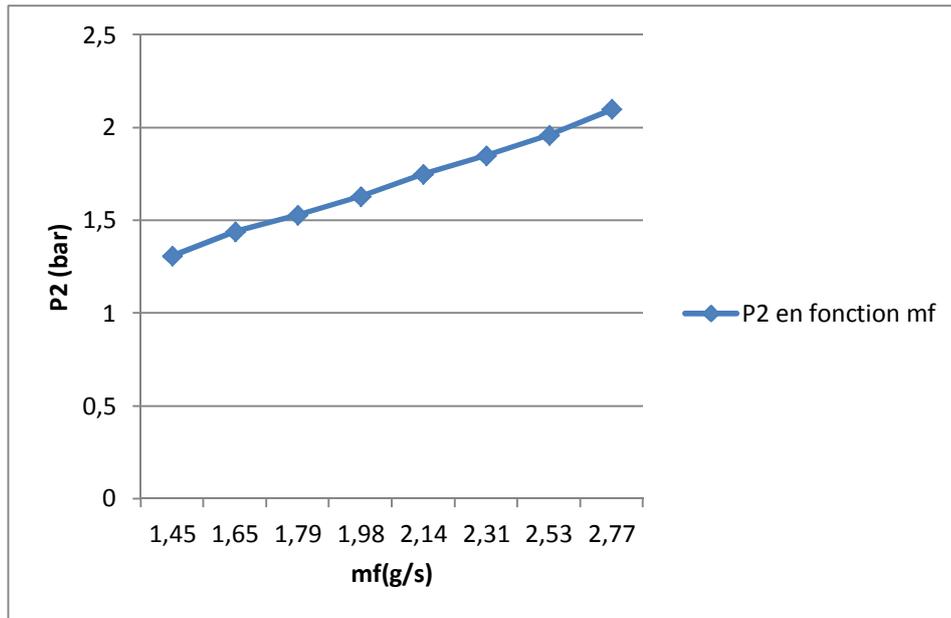


Figure IV.5. diagramme d'évolution de pression sortie compresseur (P2) en fonction de mf carburant (expérimentale)

➤ **Interprétation**

Le graphe ci-dessus représente l'évolution de P2 en fonction de débit de carburant injecté d'où on remarque que la pression de sortie compresseur évolua en fonction de l'évolution de mf

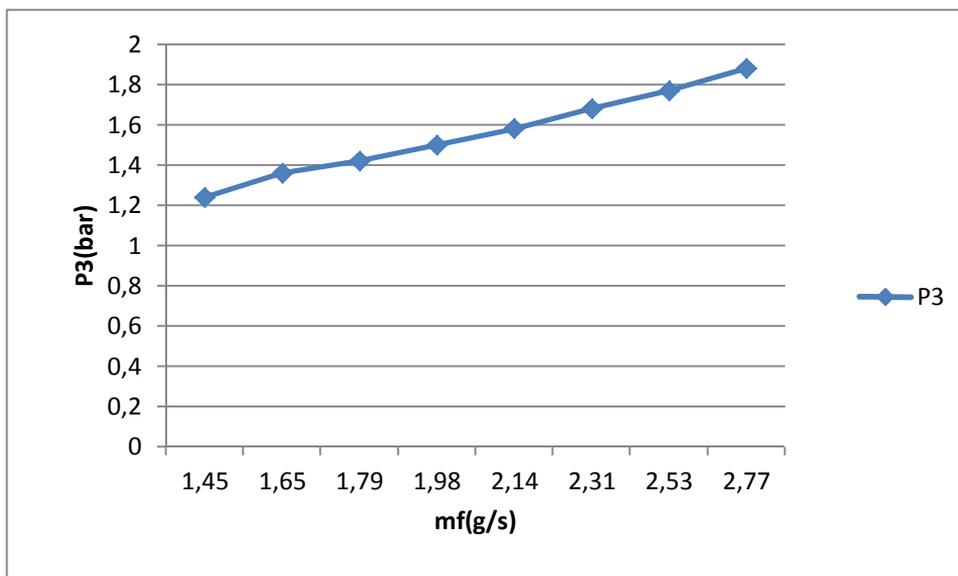


Figure IV.6. diagramme d'évolution de pression sortie chambre de combustion (P3) en fonction de mf carburant (expérimentale)

➤ **Interprétation**

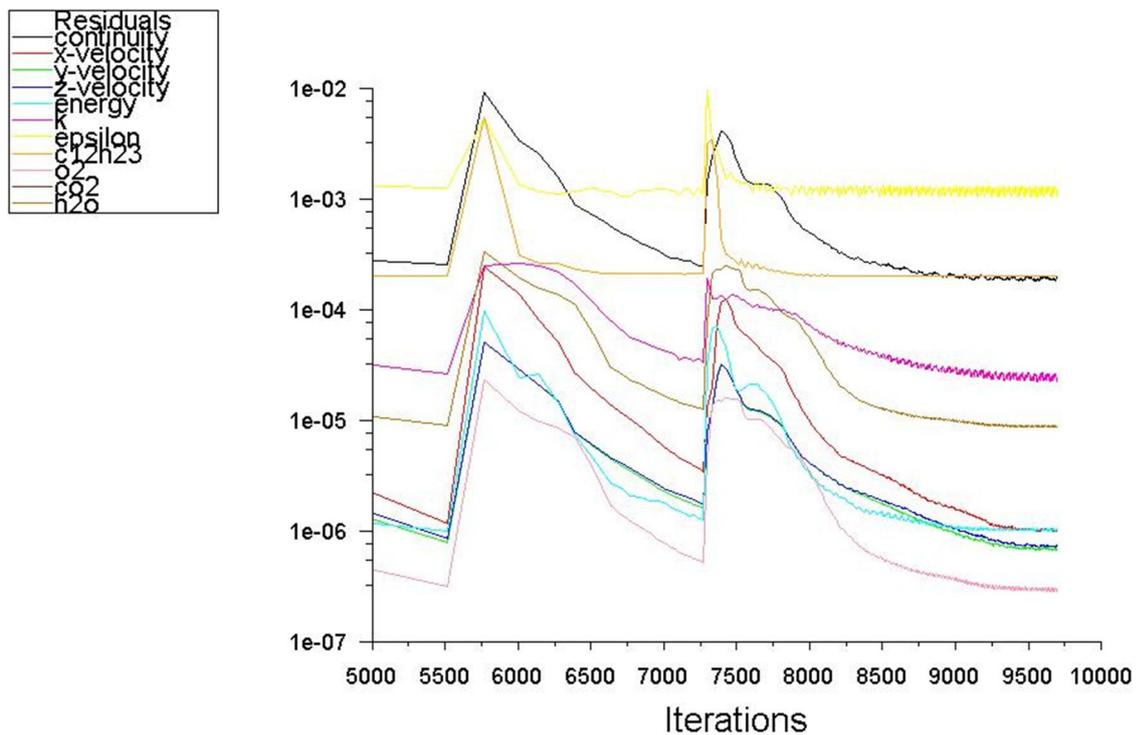
Le graphe ci-dessus représente l'évolution de P3 en fonction de débit de carburant injecte d'ou on remarque que la pression de sortie chambre de combustion évoluera en foncions de l'évolution de mf

IV.3. Partie Etude de simulation numérique:

IV.3.1 Résultats obtenus:

- les Résidus convergent vers un résidu de l'ordre de 1.E-3 sauf pour l'énergie c'est de l'ordre de 1.E-6

Le code Fluent donne le graphe suivant :



Scaled Residuals	Sep 20, 2016 ANSYS Fluent Release 16.2 (3d, pbns, spe, rke)
------------------	--

Figure IV.7 : évolution des résidus

➤ **Interprétation**

Avec l'augmentation du nombre d'itérations dans la figure ci-dessus on remarque que les résidus ont tendance à converger vers le résidu choisi 1.E-3, arrivant à un point où les résidus sont infiniment convergés, les calculs s'arrêtent automatiquement

IV.3.2 Les différents diagrammes et interprétations de la simulation numérique :

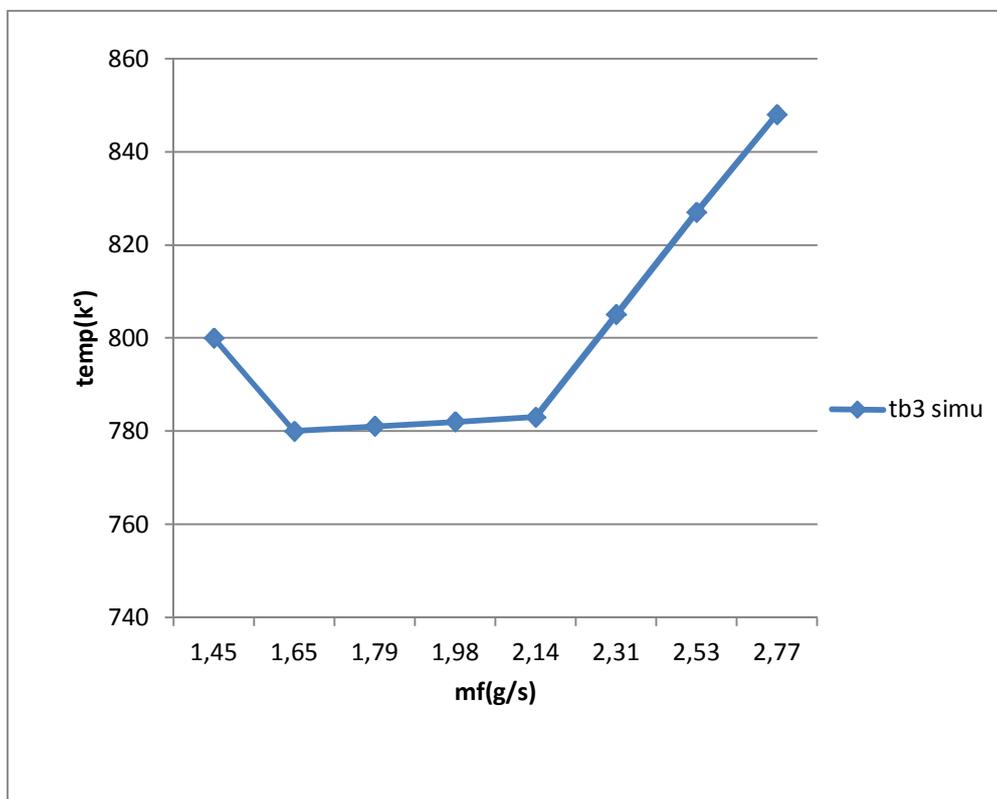


Figure IV.8. diagramme d'évolution de température T3b en fonction de débit de carburant injecté (simulation)

➤ **Interprétation**

Le graphe ci-dessus illustre la variation de la température entrée turbine (T3b) en fonction de débit de carburant injecté (mf) en remarque une chute de température pour le premier régime puis garde une valeur cst pour les trois régime qui suit et après en vois une augmentation de la Tb3 selon mf pour les autre régime

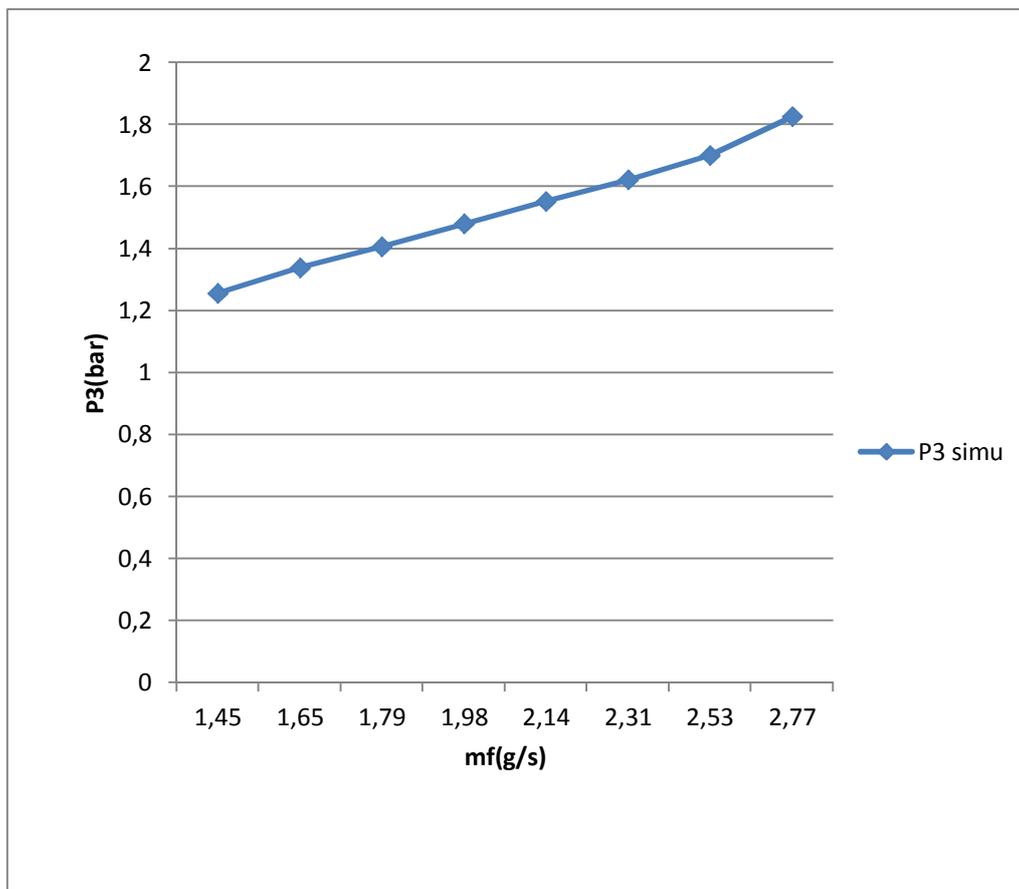


Figure IV.9.diagramme d'évolution de pression sortie chambre de combustion (P3) en fonction de mf carburant (simulation)

IV.3.3. Affichage des résultats obtenus par Fluent :

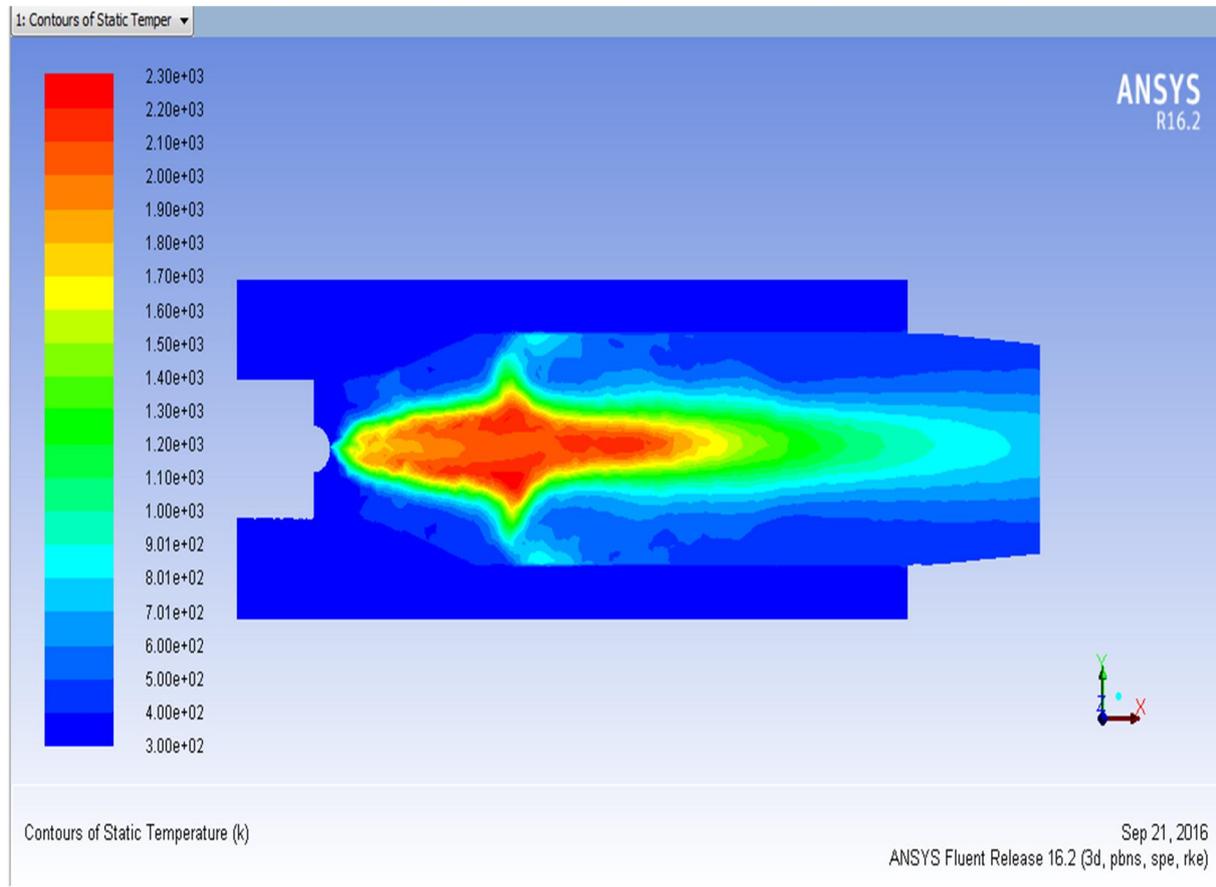
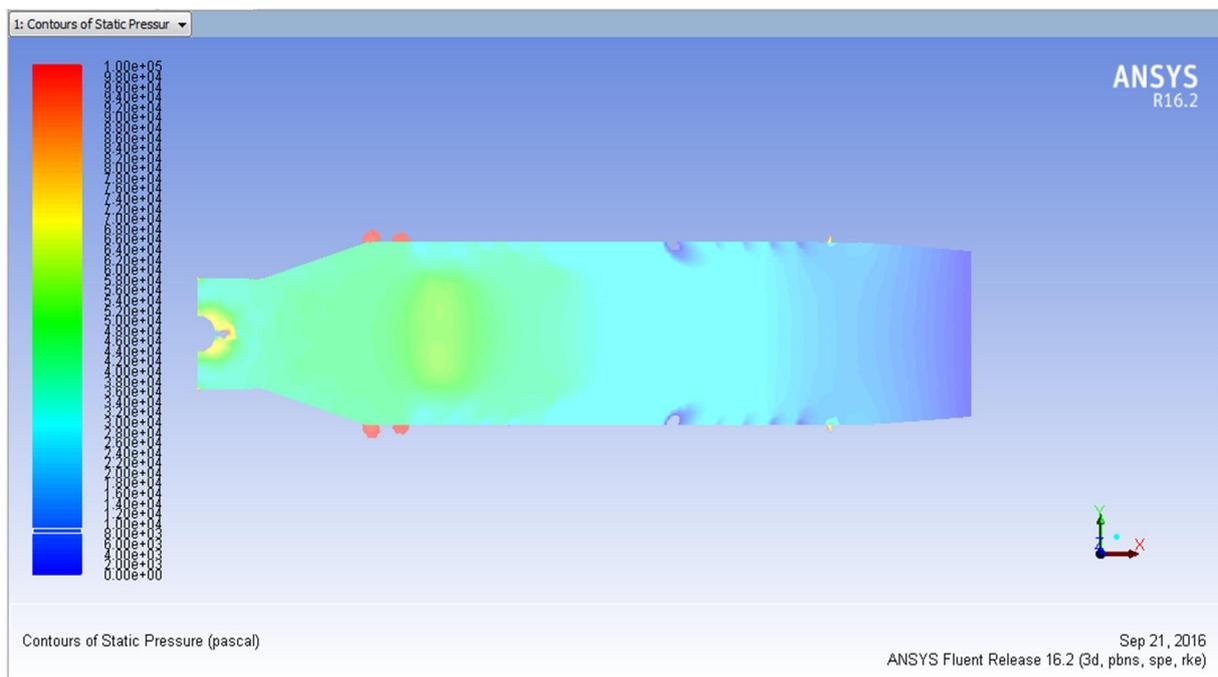


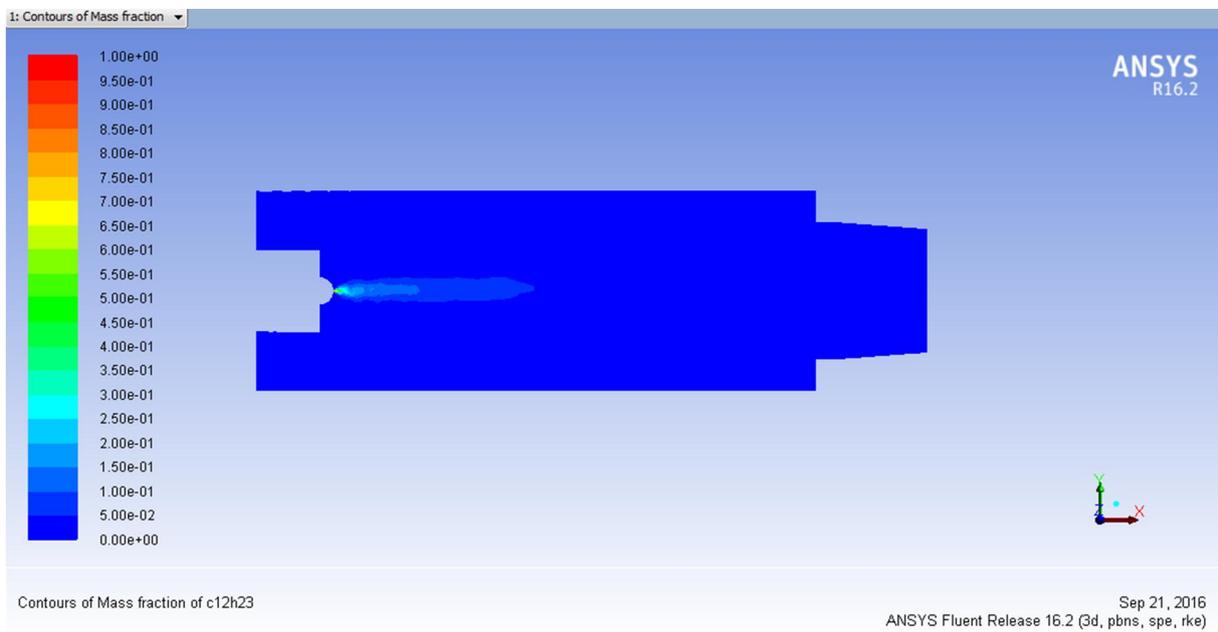
figure.IV.10.contour du temperature statique dans la chambre de combustion gt100

➤ **Interprétation**

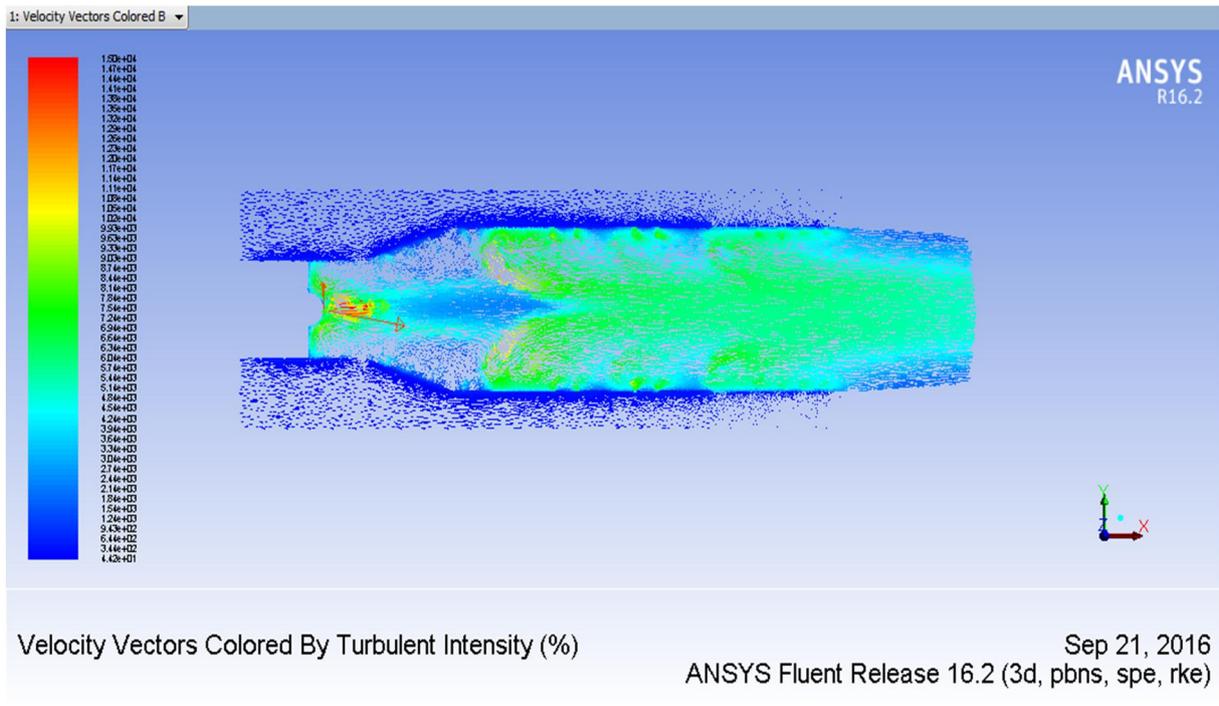
sur cette image on voit clairement la forme du flamme ,et les différents zones de dilution primaire, secondaire et tertiaire , de cette forme en déduit que il y a une forte turbulence au niveaux des zones de dilution .



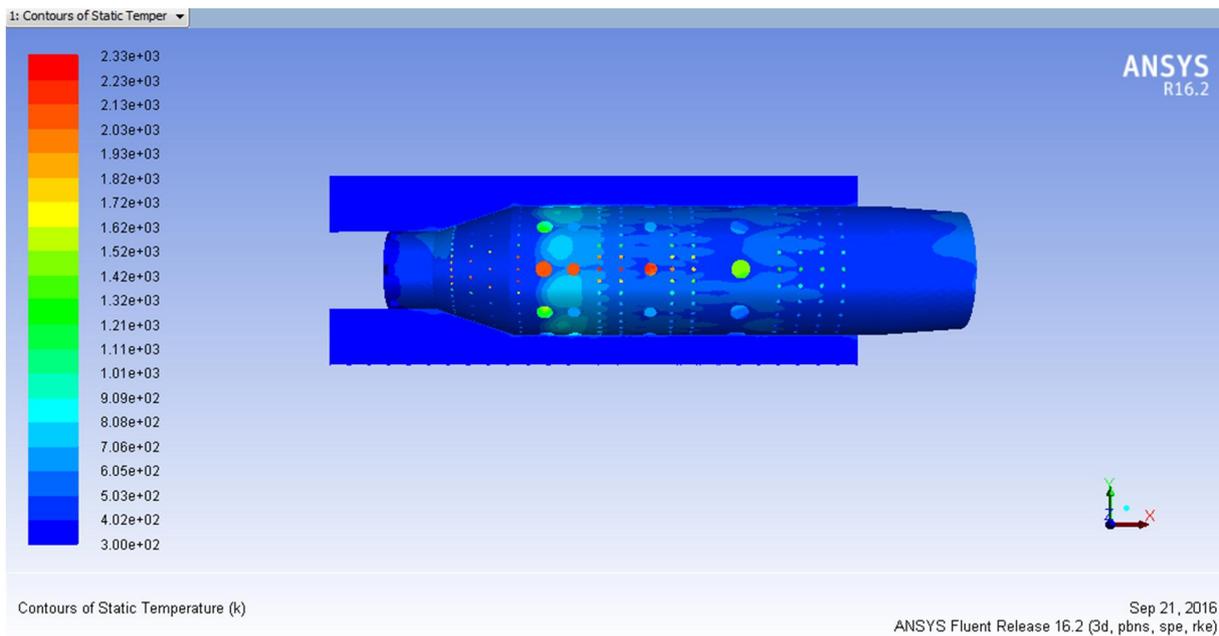
figureIV.11. contour du presion statique dans la chambre de combustion gt100



figureIV.12. contour du fraction massique du kérosène dans la chambre de combustion gt100



figureIV.13. présentation de l'intencite de turbulence dans la chambre du gt100



figureIV.14. contour de temperature statique sur la parois de la chambre du gt100

IV.4. la Comparaison des résultats :

IV.4 .1. comparaison entre les T3b:

Les tableaux ci-dessus résument la différence entre les deux étude concernant T3b:

mf(g/s)	2.77	2.53	2.31	2.14	1.98	1.79	1.65	1.45
N(t/min)*1000	90	84.9	80	75.2	70	65	59.8	50.7
T3b(k°) exp	833	820	811	802	797	792	794	817
T3b(k°)simul	848	827	805	783	782	781	780	800
Déférence entre les (T3b) (K°)	15	07	06	20	15	11	14	17

tableau IV.2 déférence entre les deux étude concernant T3b

✓ présentant les deux graphes ensemble en obtiens:

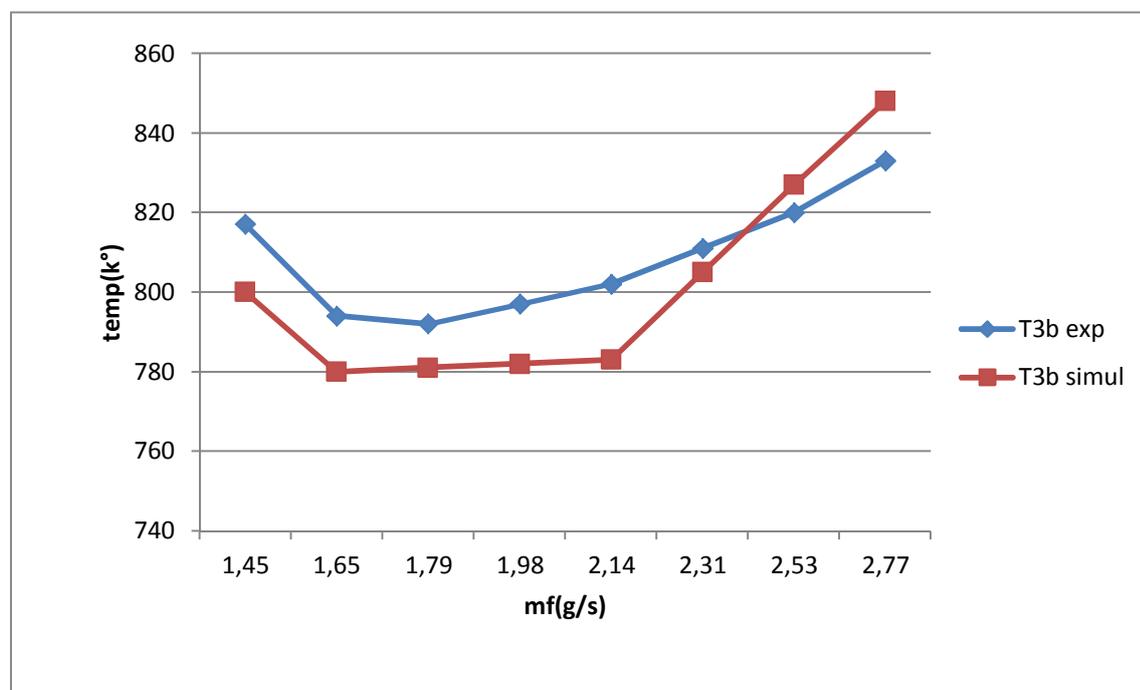


Figure IV.15:diagramme d'évolution de Tb3 exp et Tb3 simul en fonction de mf carburant

➤ **Interprétation**

de ce graphe on peut dire que les résultats de ces deux études (expérimental et simulation numérique) sont proches, on remarque que les deux graphes ont la même allure

IV.4.2 comparaison entre les pressions P3 expérimental et P3simulé:

Les tableaux ci-dessus résument la différence entre les deux études concernant p3:

mf(g/s)	2.77	2.53	2.31	2.14	1.98	1.79	1.65	1.45
N(t/min)*1000	90	84.9	80	75.2	70	65	59.8	50.7
P3 (bar)exp	1.880	1.770	1.680	1.580	1.510	1.420	1.360	1.240
P3 (bar)simul	1.826	1.701	1.622	1.553	1.487	1.407	1.339	1.256

tableau IV.3 différence entre les deux études concernant p3

✓ présentant des deux graphes ensemble:

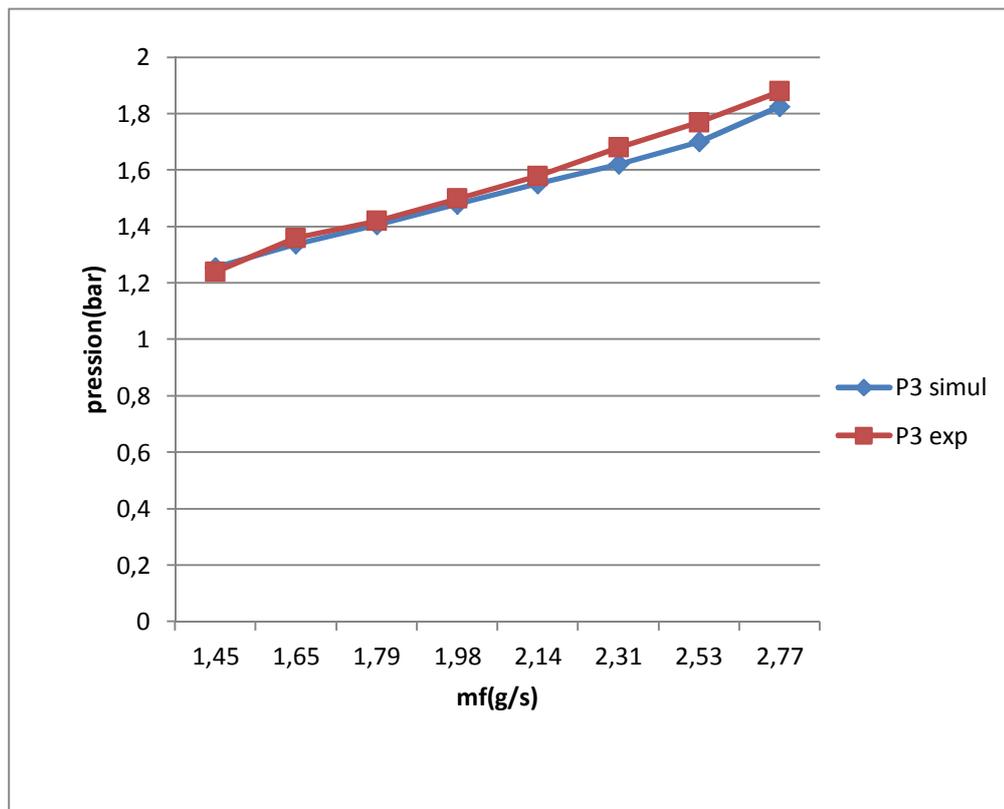


Figure IV.16.diagramme d'évolution de P3 exp et P3 simul en fonction de mf carburant

➤ Interprétation

En remarque clairement que il n y pas une grande différence entre les deux courbes d'ou on peut dire que la simulation numérique nous a donner des bon résultat.

CONCLUSION GENERALE

Dans cette étude nous avons réalisé des mesures sur le banc d'essai auquel une confrontation avec la simulation numérique qui a été faite. Ce travail sur le banc d'essai nous permet de s'approcher au domaine expérimental ou différents outils et moyennes sont utilisés à savoir ; thermocouple, capteur de pression, un débit mètre, ...etc.

L'utilisation de banc d'essai nous a permis de mieux comprendre le fonctionnement, la mise en route et le contrôle de turboréacteur d'étudier son comportement pour les différentes configurations de section d'échappement.

L'investigation numérique est très utile pour éclaircir les phénomènes physiques décrites par la théorie sans passer par l'expérience ce qui est moins coûteux.

Pour mieux valoriser les résultats obtenus par une simulation numérique y a pas mieux qu'une validation avec des résultats théoriques ou expérimentaux si c'est possible.

Le temps de convergence devient plus important avec un maillage plus raffiné, Il y a lieu alors de signaler l'une des principales difficultés que j'ai rencontrées lors de l'utilisation du solveur Fluent ; qui nécessite des calculateurs beaucoup plus puissants.

Les tests réalisés ont permis une meilleure connaissance des options de modélisation appropriées (le maillage, les conditions aux limites et la turbulence).

Il faut bien noter que les résultats obtenus mettent en lumière l'intérêt de l'utilisation d'un tel code de calcul pour la conception, l'analyse et l'optimisation des performances des aéronefs.

Enfin nous suggérons comme suite de ce travail la prise en compte d'utiliser d'autres modèles de calcul, modèles de turbulence ,.....