

People's Democratic Republic of Algeria

Ministry of Higher Education and Scientific Research

Mohamed Boudiaf University of M'sila

Faculty of Technology

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

جامعة المسيلة

كلية التكنولوجيا



Département de Génie Mécanique

MEMOIRE DE FIN D'ETUDE

En vue de l'obtention du diplôme de :

MASTER

En Génie Mécanique

Option : Energétique

Présenté par :

BENCHERIET Abdelmoumin & BOUDIAF Tennah

Thème

**ETUDE NUMERIQUE DES EFFETS DE LA PRESSION SUR LA
GENERATION DE POLLUANTS DANS LES CHAMBRES DE
COMBUSTION DES TURBINES A GAZ**

Devant le jury composé de :

Nom et Prénom	Grade	Qualité
BAKRI Badis	MCB	Président
BELKHIRI Khellaf	MCB	Encadreur
BECHANE Leila	MCB	Examineur

Année Universitaire : 2021 / 2022

N° d'ordre : GM/...../2022

Résumé

Une étude numérique de l'effet de la pression sur la formation de polluants et de suie dans une chambre de combustion de turbine à gaz axiale axisymétrique a été menée. Cette enquête CFD a été entreprise pour expliquer les émissions de NOx plus élevées que prévu. Le modèle numérique utilisé ici impliquait la solution d'équations gouvernantes moyennées dans le temps à l'aide d'un solveur de champ d'écoulement elliptique. La turbulence a été modélisée à l'aide de la modélisation algébrique des contraintes. Pour la présente étude numérique, le logiciel ANSYS FLUENT est utilisé comme cadre pour appliquer l'interaction turbulence-chimie actuelle ainsi que les modèles de formation de suie et de NOx. Des cartes de distribution bidimensionnelle des vitesses, de la température, de la concentration d'oxyde nitrique et du rapport d'équivalence, ainsi que la variation de l'efficacité de la combustion dans la direction axiale ont été obtenues numériquement pour une chambre de combustion de type axiale, et les effets des paramètres de la chambre de combustion sur les émissions de l'oxyde nitrique ont également été discutées.

Mots clés : Turbine à gaz, Chambre de combustion, turbulence...

Abstract

A numerical study of the effect of pressure on the formation of pollutant and soot in an axisymmetric axial gas turbine combustor has been conducted. This CFD investigation was undertaken to explain the higher-than-expected NOx emissions. The numerical model used here involved the solution of time-averaged governing equations using an elliptic flow-field solver. The turbulence was modeled using algebraic stress modeling. For the present numerical investigation, the ANSYS FLUENT software is used as a framework for applying the present turbulence-chemistry interaction as well as soot and NOx formation models. Two-dimensional distribution maps of velocities, temperature, nitric oxide concentration and equivalence ratio, as well as the variation of combustion efficiency in axial direction have been obtained numerically for an axial combustor, and the effects of combustor parameters on nitric oxide emission have also been discussed.

Keywords: Gas turbine, combustion Chamber, turbulence...

Table des Matières

Résumé.....	i
Remerciements.....	ii
Table des matières.....	iii
Liste des figures.....	
Introduction Générale.....	1
CHAPITRE 1 – RAPPEL SUR LES TURBOREACTEURS DE PROPULSION	
1.1 Généralités sur les turboréacteurs.....	2
1.2 Historique de turboréacteurs.....	2
1.3 Types de turboréacteurs.....	3
1.4 Eléments principaux d'un turboréacteur.....	6
1.5 Principe de fonctionnement de turboréacteur.....	14
1.6 Avantages et inconvénients du turboréacteur.....	15
CHAPITRE 2 – COMBUSTION ET TURBULENCE	
2.1 Introduction.....	16
2.2 Phénomènes physiques concernant le problème.....	16
2.2.1 Les caractéristiques de la turbulence.....	17
2.2.2 Combustion et flammes.....	18
2.3 Applications industrielles de la combustion turbulente.....	29
CHAPITRE 3 – FORMULATION MATHÉMATIQUE ET RESOLUTION NUMÉRIQUE	
3.1 Introduction.....	30
3.2 Introduction à la CFD.....	30
3.3 Méthode des volumes finis.....	31
3.4 Présentation du code Fluent.....	32
3.5 Formulation Mathématique.....	32
3.5.1 Equation de continuité.....	32
3.5.2 Equation de conservation de quantité de mouvement.....	32
3.5.3 Equation de conservation d'énergie.....	32
3.6 Le modèle $k - \epsilon$	35
3.7 Description du logiciel ANSYS CFD. ANSYS FLUENT.....	36
3.8 Chambre de combustion annulaire.....	45
3.8.1.2 L'intensité de la turbulence.....	46

3.8.2 Chambre de combustion axisymétrique (Chambre tubulaire).....	51
3.8.2.1 Champ thermique.....	51
3.8.2.2 La viscosité turbulente.....	52
3.8.2.3 Champs chimiques.....	53
Conclusion Générale.....	59
Références Bibliographiques.....	60

INTRODUCTION

GENERALE

Les chambres de combustion des turbines à gaz fonctionnent souvent dans un mode de combustion prémélange pauvre.

Cette technologie s'est rendue indispensable pour limiter les émissions polluantes (en particulier les oxydes d'azote), et ainsi satisfaire aux normes antipollution.

Néanmoins l'adoption du mode de combustion prémélange pauvre réduit considérablement la marge de stabilité de flammes en les rendant sensibles aux perturbations de l'écoulement.

L'apparition d'instabilité de l'écoulement dans ces brûleurs est alors devenue un problème récurrent pour les concepteurs.

Les méthodes de contrôle actif de ces instabilités ont permis de maintenir en fonctionnement les turbines d'ancienne génération convertie au mode prémélange. La conception et la mise au point des nouvelles turbines doit s'affranchir de ces systèmes de contrôle et offrir une stabilité naturelle par un dessin approprié.

La prédiction et l'étude des instabilités d'un écoulement jet dans les chambres de combustion restent des champs ouverts de la recherche, car il est pour l'heure toujours impossible de garantir totalement la stabilité d'une chambre nouvellement conçue.

Les méthodes de simulation instationnaires ont maintenant atteint un niveau de maturité qui leur permet de rendre compte des principaux phénomènes intervenant dans l'apparition d'instabilités.

L'objectif de la présente étude est de déterminer l'effet de la pression sur la formation de polluants et de suie dans une chambre de combustion de turbine à gaz axiale.

Ce travail rentre dans le cadre d'un mémoire de master, dont le plan l'articulera sur trois chapitres et une conclusion :

Le premier chapitre est un rappel sur les turboréacteurs de propulsion. Le second chapitre décrit la combustion et la turbulence.

Le chapitre III montre la formulation mathématique et la résolution numérique grâce au programme Ansys Fluent pour fournir une étude détaillée et mesurer la vitesse, la pression et la température ainsi que les composés chimiques dans la chambre de combustion.

CHAPITRE 1 :

RAPPEL SUR LES TURBOREACTEURS DE PROPULSION

1.1 Généralités sur les turboréacteurs

Un turboréacteur est un moteur qui permet de transformer de l'énergie potentielle, chimique contenue dans un carburant en énergie cinétique permettant de générer une force de réaction dans le sens opposé à l'éjection.

Les turboréacteurs sont utilisés sur tous les avions civils et militaires moyens et gros porteurs, car ils sont les seuls à pouvoir atteindre des vitesses transsoniques (entre Mach 0,8 et Mach 1) de manière économique.

Un turboréacteur fonctionne sur le principe d'action-réaction. La variation de vitesse de l'air entre l'entrée et la sortie du réacteur crée une quantité de mouvement (dénommée poussée) vers l'arrière du moteur qui, par réaction, d'où le terme de moteur à réaction engendre le déplacement de l'avion.

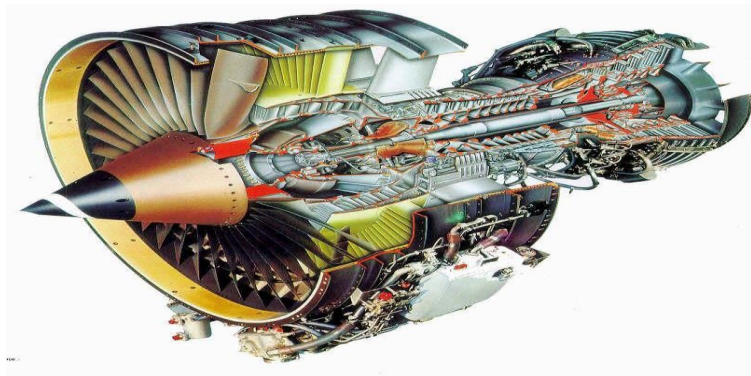


Figure 1.1 : Schéma d'un turboréacteur

1.2 Historique de turboréacteurs

Les premiers turboréacteurs ont été conçus à peu près simultanément par Sir Frank Whittle en Angleterre et par le Dr. Hans von Ohain en Allemagne dans les années 1930.

Le premier turboréacteur fut construit par Whittle en 1935 et tourna au banc en 1936. Mais ce fut von Ohain qui fit voler le premier turboréacteur sur un Heinkel He 178 en 1939.

Les premiers avions à réaction construits en série, furent des chasseurs-bombardiers (Messerschmitt Me262 Schwalbe) utilisés à la fin de la Seconde Guerre mondiale.

Après-guerre, les turboréacteurs se généralisèrent, aussi bien dans l'aviation militaire que civile, ainsi que les turbopropulseurs mais uniquement dans le civil.

Les turboréacteurs d'aujourd'hui sont des machines d'une extrême complexité. Le développement d'un nouveau moteur demande des moyens humains, technologiques et financiers considérables que seules quelques rares entreprises possèdent dans le monde.

Si le rendement et la fiabilité de ces moteurs se sont considérablement améliorés depuis leurs débuts, leur coût est très important, et représente en général pour un avion civil le tiers du

coût total de l'appareil.

En fait, l'invention du turboréacteur semble être antérieure aux travaux de Whittle et Von Ohain. En effet, le Français Maxime Guillaume a déposé en mai 1921 une demande de brevet concernant un "propulseur par réaction sur l'air" et délivré en janvier 1922.

1.3 Types de turboréacteurs

1.3.1 Turboréacteurs à compresseur centrifuge

Les premiers turboréacteurs, conçus à partir du prototype mis au point par Whittle, étaient munis d'un simple compresseur centrifuge mû par une turbine. Ils avaient le mérite de la simplicité (un seul étage de compression, un seul arbre reliant turbine et compresseur) mais leur faible longueur s'accompagnait d'un fort diamètre. Les premiers réacteurs anglais (De Havilland Goblin des Vampire, Rolls-Royce Welland du Gloster Meteor) étaient conçus ainsi. Des modèles allemands (Heinkel-He S3) furent réalisés à partir des travaux de von Ohain mais du fait de retards de mise au point laissèrent la place aux modèles à compresseur axial.

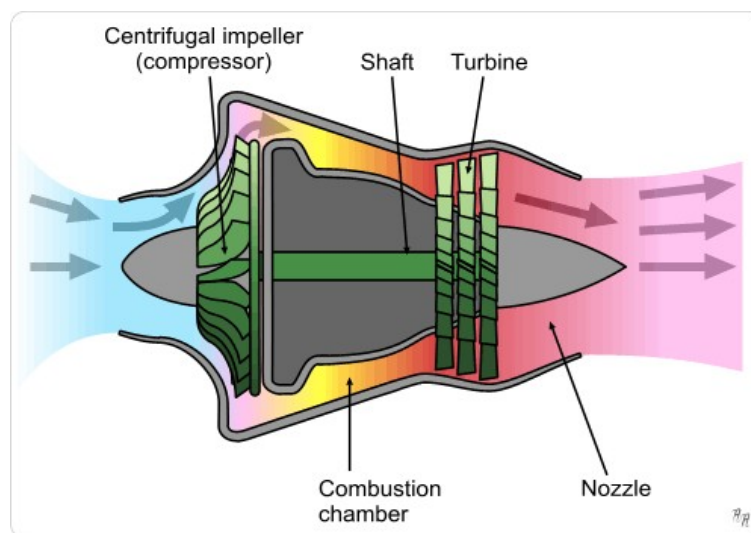


Figure 1.2 : Turboréacteur simple flux avec compresseur centrifuge

1.3.2 Turboréacteurs à compresseur axial

1.3.2.1 Turboréacteurs simple flux monocorps

Un turboréacteur est dit simple flux si un seul flux le traverse d'amont en aval et dit mono corps si son compresseur est unique par opposition au double ou triple corps où l'ensemble compresseur est séparé en deux ou trois mobiles.

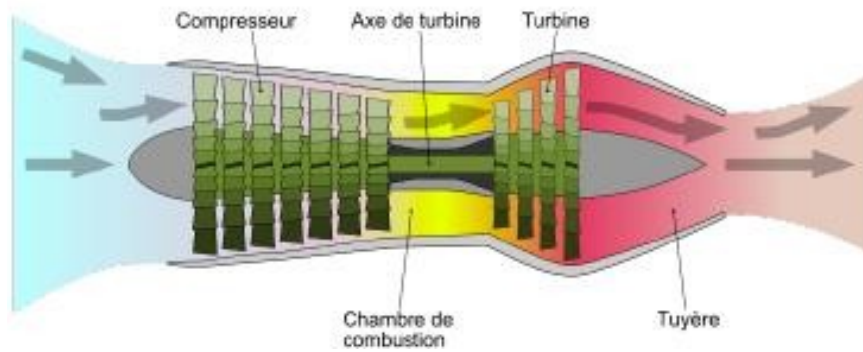


Figure 1.3: Turboréacteur simple flux avec compresseur axial

1.3.2.2 Turboréacteurs simple flux, double corps

Pour augmenter la puissance certains réacteurs ont un second compresseur relié à une seconde turbine. L'ensemble turbine HP, compresseur HP constitue l'attelage haute pression.

L'ensemble turbine BP, compresseur BP constitue l'attelage basse pression. Les deux attelages ont leur arbre de liaison concentrique et tournent à des vitesses de rotation différentes.

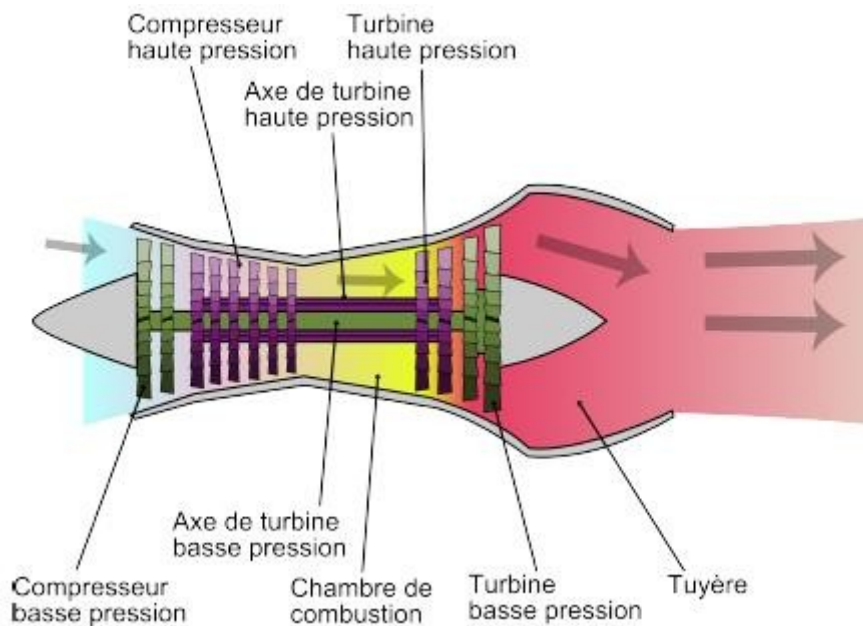


Figure 1.4 : Turboréacteur simple flux double corps

1.3.2.3 Turboréacteur simple flux, mono corps, avec PC

La post-combustion ou "réchauffe" est un système permettant d'augmenter la puissance fournie par un turboréacteur en injectant du carburant dans les gaz éjectés.

Ce système est principalement utilisé surtout sur les moteurs militaires, elle permet d'obtenir des poussées élevées au détriment du potentiel des mobiles tournants.

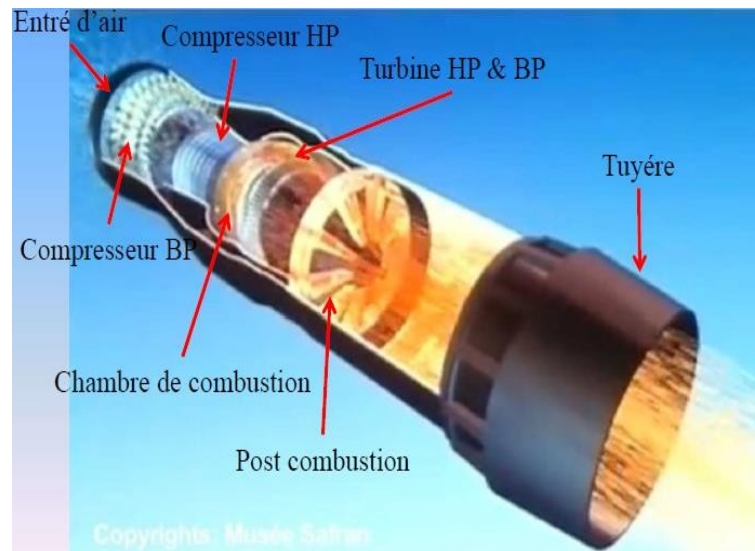


Figure 1.5 : Turboréacteur simple flux avec post-combustion

1.3.2.4 Turboréacteur double flux avec soufflante

Les turboréacteurs à double flux sont apparus dans les années 60. Dans ces moteurs, les premiers étages du compresseur basse pression (souvent réduits à un seul qu'on appelle soufflante, fan en anglais) sont de grandes dimensions pour aspirer de grandes quantités d'air.

L'air pré-comprimé par la soufflante ne passe pas intégralement par le moteur, mais une partie (le flux froid) le contourne par sa périphérie jusqu'à la tuyère où il est éjecté avec les gaz chauds (flux chaud).

Cela permet, pour des vitesses modérées (en dessous de mach 1,5 environ) d'augmenter la poussée par augmentation du débit de gaz et de réduire considérablement le niveau de bruit.

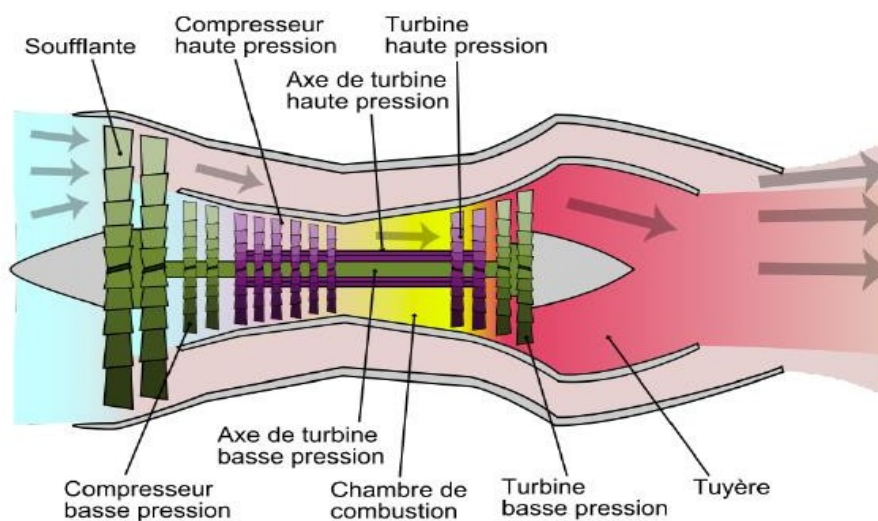


Figure 1.6 : Turboréacteurs double flux avec soufflante

1.4 Eléments principaux d'un turboréacteur

Le turboréacteur se compose de :

- Diffuseur (D) ;
- Compresseur (C) ;
- Chambre de combustion (C.C) ;
- Turbine (T) ;
- Tuyère d'échappement (R).

1.4.1 Diffuseur

Appelé également manche à air son rôle est de capter l'air dans les meilleures conditions afin que l'écoulement avant la soufflante **FAN** où le premier compresseur soit régulier. Elle est conçue selon le type de turbine.

Une entrée de turboréacteur sera complètement différente d'une entrée de turbopropulseur. Ces entrées d'air axiales sont dégivrées par de l'air chaud provenant généralement du compresseur haute pression.

Si des ailettes directrices d'entrée d'air sont utilisées, elles disposeront également d'un système antigivrage. L'entrée contient également des matériaux réduisant le son, qui absorbent le bruit du **FAN** et permet de rendre le moteur plus silencieux.



Figure 1.7 : L'entrée d'air

À noter que la spirale peinte sur la "casserole" de la soufflante sert à prévenir le personnel de piste quand celle-ci est en rotation.

Son rôle est d'assurer la compression initiale de l'air entrant dans le réacteur, ce flux va être séparé en deux. La majeure partie appelée flux secondaire ou flux froid contourne toute la partie chaude du réacteur. L'autre partie appelée flux primaire ou flux chaud traverse tout le

réacteur en passant par le compresseur basse pression, le compresseur haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression.

Sur la soufflante du turboréacteur GE 90 (photo ci-dessus), on voit nettement le redresseur (aubages fixes) du flux secondaire, ainsi que le redresseur aubages fixes du flux primaire.



Figure 1.8 : Dessin de la partie avant du turboréacteur IAE V2500

1.4.2 Les compresseurs

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

Il existe deux sortes principales de compresseurs :

- Les compresseurs centrifuges ;
- Les compresseurs axiaux.

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

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

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

1.4.2.1 Les compresseurs centrifuges

Un compresseur centrifuge est composé d'un rouet (roue) à palettes radiales qui aspire l'air axialement et de deux diffuseurs. L'arbre du rouet tourne dans des roulements à billes ou à rouleaux et soit commun à l'arbre de la turbine, soit divisé en son centre et relié par un accouplement, qui est généralement conçu pour être facilement détachable.

Dans la plupart des cas le rouet est constitué d'un disque en alliage d'aluminium forgé avec des aubes intégrées, disposées radialement sur un ou deux côtés et formant des passages convergents avec le corps du compresseur.

Le rouet peut être de deux types : A entrée unique ou à double entrée (deux côtés). Les principales différences entre les deux types de rouet sont la taille et la disposition des conduits.

Le type à double entrée a un diamètre plus petit, mais il fonctionne généralement à une vitesse de rotation plus élevée pour assurer un débit d'air suffisant. Ci-dessous un rouet à deux côtés (deux entrées).

1.4.2.2 Principe de fonctionnement

La turbine fait tourner la roue à grande vitesse et l'air est continuellement aspiré au centre de la roue. Les palettes étant divergentes, l'air sous l'effet de la force centrifuge va être accéléré, comprimé et refoulé radialement vers l'extérieur le long des aubes jusqu'à l'extrémité de la roue.

Pour faciliter l'écoulement axial de l'air dans le conduit d'entrée sur la roue en rotation, les aubes au centre de la roue sont courbées dans le sens de la rotation. Cet air passe ensuite dans deux diffuseurs, le premier radial, le second axial pour être redressé. La majeure partie de l'énergie cinétique (vitesse de l'air) est alors transformée en énergie de pression.

Un collecteur récupère finalement cet air comprimé pour l'amener dans l'axe de la chambre de combustion. Un tel compresseur présente l'avantage de fournir un taux de compression important en un seul étage.

Exemple le turboréacteur MARBORE VI qui équipait le Fouga Magister avait un rapport de compression de 3,80 / 1 à 21.500 tr/mn (Photo ci-dessous). Mais en général, les compresseurs centrifuges sont limités à deux étages pour des raisons de rendement, et son encombrement radial important le destine plus à des turboréacteurs de faible puissance.

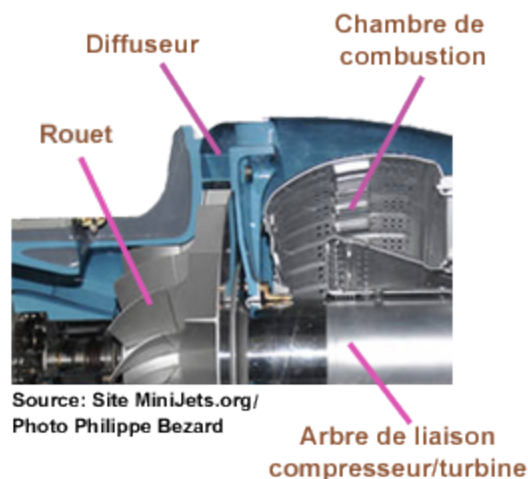


Figure 1.9: Rouet et diffuseur et chambre de combustion

1.4.2.3 Les compresseurs axiaux

Un compresseur à flux axial est composé de deux éléments principaux :

- Un rotor constitué d'un ensemble d'aubes de section aérodynamique. Cet ensemble est monté entre des paliers dans les carters ;
- Un stator ou redresseur constitué d'un ensemble d'aubes fixes.

Un compresseur axial est généralement composé de :

- Un attelage basse pression (Rotor/Stator) ;
- Un attelage haute pression (Rotor/Stator).

Le taux de compression des compresseurs est lié à sa vitesse de rotation et au nombre d'étages qu'il comporte.

Conçus de la même manière, les compresseurs basse et haute pression se différencient par la taille de leurs aubes et par leur vitesse de rotation.

Un compresseur axial se compose d'une suite d'étages axiaux disposés en série chacun comprenant une roue à aubes mobiles rotor et d'un stator à aubes redresseur, tous ces étages sont calculés pour adapter parfaitement leurs conditions de fonctionnement à celles des étages en amont et en aval.

L'aubage mobile est constitué d'un disque circulaire sur lequel sont fixées des aubes (ailettes) et tourne devant l'aubage fixe redresseur.

L'envergure des ailettes varie le long de l'écoulement pour compenser les variations de la masse volumique du fluide et pour conserver à la vitesse débitante axiale une valeur constante (voir dessin ci-dessous).

L'arbre du rotor est supporté par des roulements à billes et à rouleaux et couplé à l'arbre de la turbine de manière à permettre toute légère variation d'alignement

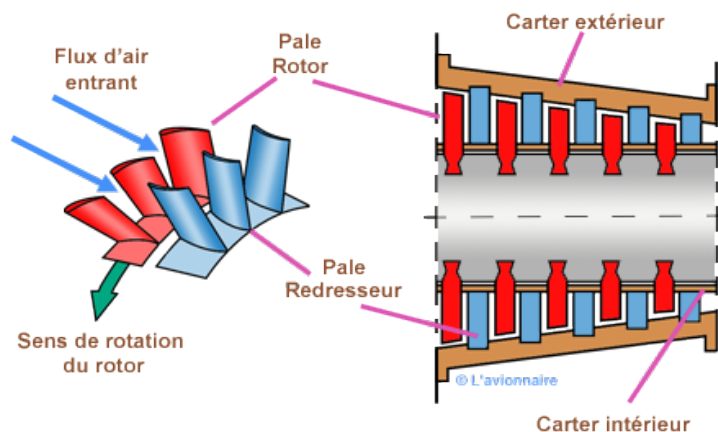


Figure 1.10 : L'arbre du rotor

Un compresseur simple corps est constitué d'un ensemble rotor/stator (redresseur) avec autant d'étages que nécessaire pour obtenir le rapport de pression souhaité.

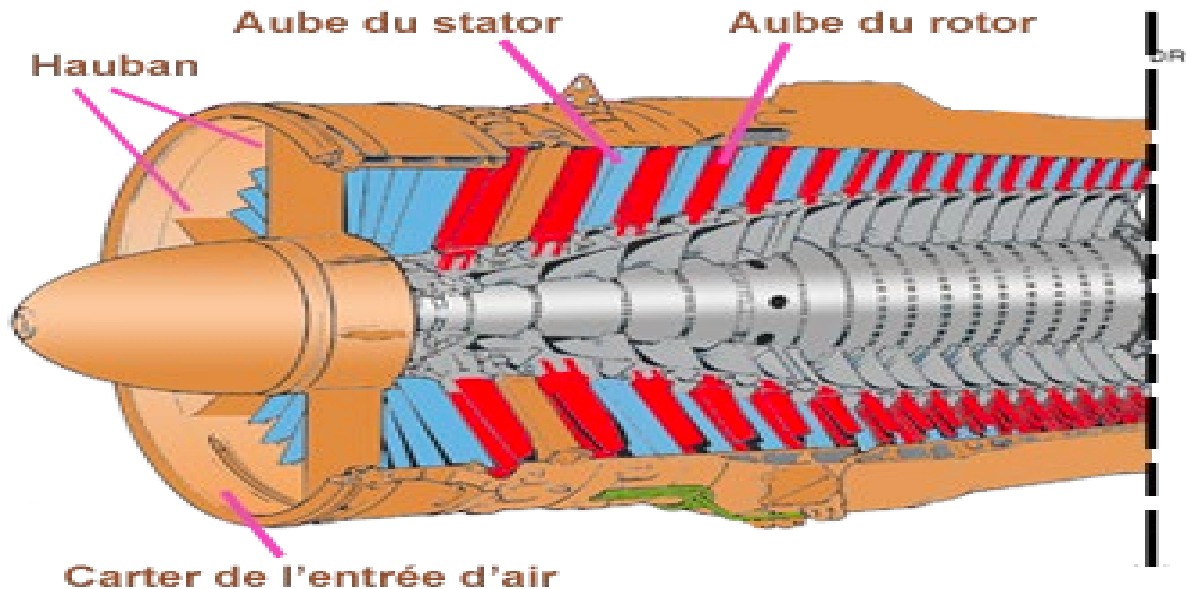


Figure 1.11 : Un compresseur simple corps

1.4.2.4 Principe de fonctionnement

- Le rotor aspire et accélère le flux d'air en le déviant par rapport à l'axe du moteur.
- Le redresseur ou stator qui suit, redresse le flux dans l'axe et le ralentit en transformant une partie de sa vitesse en pression.
- Le rotor suivant réaccélère le flux d'air en le déviant à nouveau de l'axe du moteur.
- Le stator suivant va de nouveau redresser le flux le ralentir et transformer sa vitesse en pression.

L'augmentation du taux de compression pour un seul étage de compresseur axial d'un turboréacteur civil est de 1,15 à 1,16 en condition d'utilisation optimale. C'est pour cette raison qu'un compresseur complet possède de nombreux étages.

Les performances d'un étage de compresseur sont caractérisées par :

- Son débit d'air Q
- Son taux de compression ou rapport de pression P/P .
- Son rendement η .

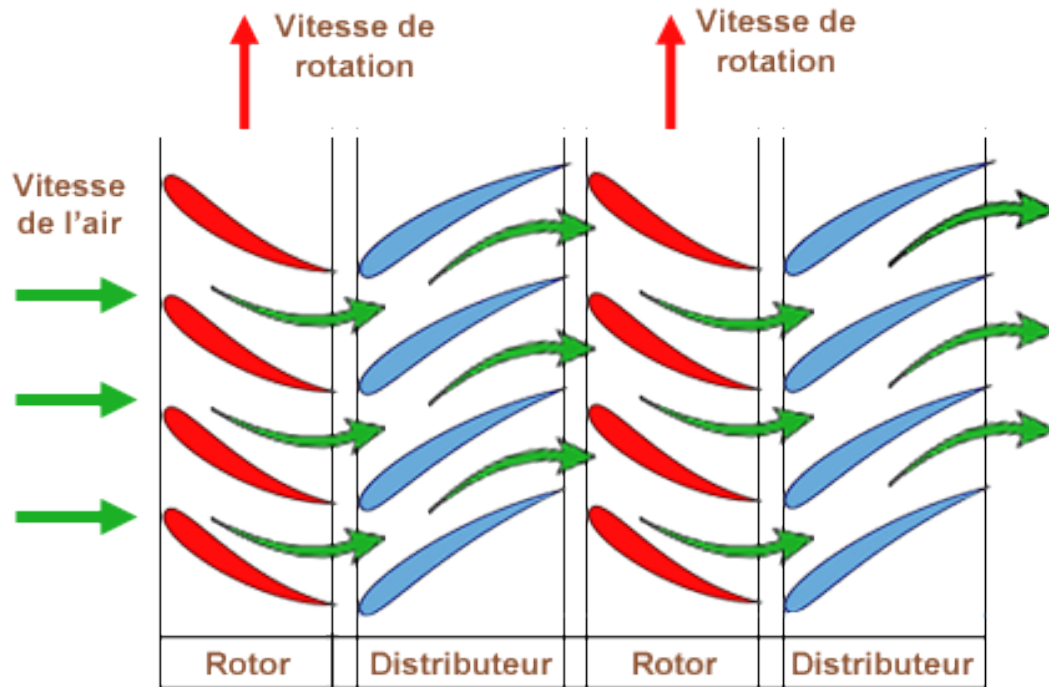


Figure 1.12 : Coupe tangentielle schématique de 2 étages

Le flux d'air étant de plus en plus comprimé va occuper un volume de plus en plus restreint. C'est pour cette raison que la hauteur des aubes est de plus en plus faible. À noter que de l'entrée à la sortie du compresseur le débit d'air reste constant si on ne tient pas compte des prélèvements pour le refroidissement des turbines, climatisation de la cellule, étanchéité des paliers.

1.4.2.5 Les aubes du rotor

Les aubes du rotor sont de section aérodynamique et comme une aile, une aube est composée d'un bord d'attaque d'une âme et d'un bord de fuite, et son profil est optimisé pour respecter le domaine d'utilisation de l'étage du compresseur auquel elle appartient. Les aubes sont généralement conçues pour donner un gradient de pression sur leur longueur afin de garantir que le flux d'air conserve une vitesse axiale raisonnablement uniforme.

La pression plus élevée en bout d'aube compense l'action centrifuge du rotor sur le flux d'air. Pour obtenir ces conditions, il est nécessaire de vriller l'aube de la racine à la pointe pour donner l'angle d'incidence correct à chaque point.

Le flux d'air qui circule dans un compresseur crée deux couches limites d'air lent à stagnant sur les parois intérieures et extérieures.

Afin de compenser l'air lent dans la couche limite, une augmentation localisée de la cambrure de l'aube a été introduite à la fois au niveau du bout et de la racine de l'aube.

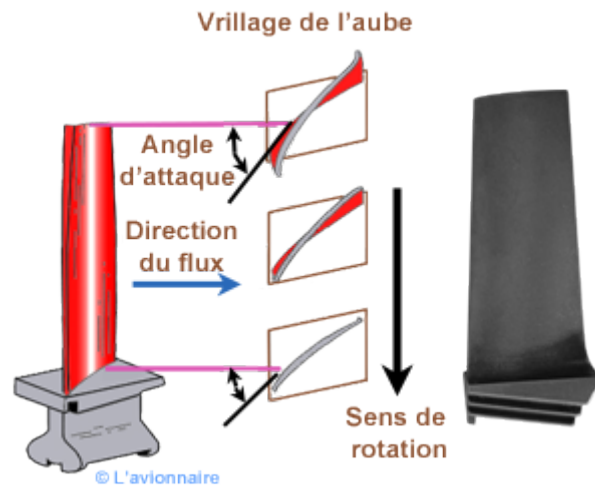


Figure 1.13 : Les aubes du rotor

Il y a différentes technologies de liaison entre le disque (roue) et l'aube suivant les constructeurs et les compresseurs. En voici quelques unes.

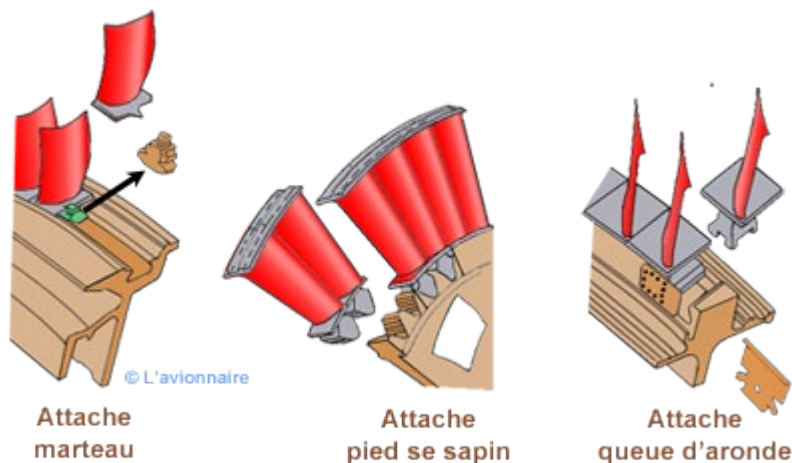


Figure 1.14 : réalisé d'après un dessin du moteur à réaction par Rolls-Royce

1.4.2.6 Les aubes du stator ou redresseur

Comme les aubes du rotor, les aubes de stator ont une forme de profil d'aile. En outre, l'angle d'attaque des aubes de stator peut être fixe ou variable.

Les aubes de stator peuvent être fixées directement sur le carter du compresseur ou par un anneau de retenue qui est fixé sur le carter de compresseur. La plupart des aubes de stator sont fixées par groupes (5 à 6 aubes) avec un pied en queue d'aronde.

Ci-dessous à gauche les aubes du redresseur (stator) sont fixées directement sur le carter de compresseur, à droite, les aubes sont fixées au carter par une bague de retenue.

Lorsque plusieurs étages de compression fonctionnent en série sur un même arbre, il

devient nécessaire de faire varier l'angle des aubes du stator pour permettre au compresseur de fonctionner efficacement à des vitesses inférieures aux conditions de conception. Lorsque le rapport de pression augmente, l'incorporation d'aubes statoriques variables garantit que le flux d'air est dirigé sur l'étage suivant d'aubes de rotor à un angle acceptable.

Les aubes à calage variable sont portées par le carter du stator et sont réglables en position autour de leurs axes pour optimiser l'écoulement des gaz. L'angle d'attaque des aubes est contrôlé en fonction des conditions de fonctionnement par un système d'asservissement qui commande le déplacement d'une couronne rotative, extérieure au carter et reliée auxdites aubes par des biellettes respectives.

Le système d'asservissement peut être électrique, pneumatique ou hydraulique, il est commandé par l'unité de commande de carburant.

Ci-dessous en bleu les aubes du stator (redresseur) à calage variable et en rouge les aubes du rotor Ensemble des aubes rotor (au premier plan) et des aubes stator (second plan).



Figure 1.15: Ensemble des aubes rotor (au premier plan) et des aubes stator (second plan)

1.4.3 Chambre de combustion

L'air comprimé sortant du compresseur rentre dans la chambre de combustion. Le système reçoit une quantité de chaleur à pression constante par le phénomène de combustion. Le mélange air carburant subit donc une augmentation d'enthalpie.

Deux types de chambres de combustion sont principalement rencontrés dans le milieu aéronautique pour les turbines à gaz : chambre de combustion tubulaire et chambre de combustion annulaire.

1.4.4 La turbine

La turbine est située à côté du brûleur. La puissance utilisée pour conduire les compresseurs est obtenue à partir de turbines. La turbine extrait l'énergie du flux de gaz à haute température qui sort du brûleur en tournant les lames. Cette énergie est transférée aux

compresseurs en reliant les arbres.

L'air sortant de la turbine a une basse température et une pression par rapport à l'air sortant du brûleur en raison de l'extraction d'énergie. Les lames de turbine doivent contenir des matériaux spéciaux qui peuvent résister à la chaleur ou doivent être refroidis activement. Il peut y avoir plusieurs étages de turbine pour entraîner différentes parties du moteur indépendamment, comme le compresseur.

Comme pour les compresseurs il existe deux sortes de turbines :

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

Rappelons que sur un turboréacteur double flux la turbine BP (haute pression) entraîne le compresseur HP et la turbine BP (basse pression) entraîne le compresseur BP et la soufflante ou fan.

1.4.5 La tuyère

La tuyère est une conduite convergente ou (convergente divergente) à paroi thermiquement isolée. Sa fonction est de convertir l'énergie de pression des gaz de combustion en énergie cinétique. Les gaz de combustion traversant la tuyère dans un propulseur subissent une détente dynamique. C'est un processus de détente adiabatique non réversible.

Dans le milieu aéronautique il y a plusieurs types de tuyères de turboréacteurs :

- Tuyère de turboréacteur double flux mélangés.
- Tuyère de turboréacteur double flux séparés.
- Tuyère de turboréacteur avec post- combustion.

1.5 Principe de fonctionnement du turboréacteur

Le turboréacteur fonctionne sur le principe des turbines à gaz, l'air provenant de l'atmosphère entre dans le diffuseur du turboréacteur en diminuant la vitesse et en augmentant la pression statique, l'air sortant du diffuseur est comprimé via un compresseur, le carburant est injecté puis mélangé avec l'air au niveau de la chambre de combustion puis enflammé, ce dernier se réchauffe donc fortement et se dilate puis s'écoule rapidement par la turbine qu'il entraîne avant de s'échapper par la tuyère.

La puissance mécanique produite par la turbine est juste suffisante pour l'entraînement

du compresseur, la pompe de carburant et d'autres accessoires.

Par l'injection des gaz à très grande vitesse une réaction ou une force de poussée est développée dans le sens inverse. Cette force propulse l'avion dans l'air.

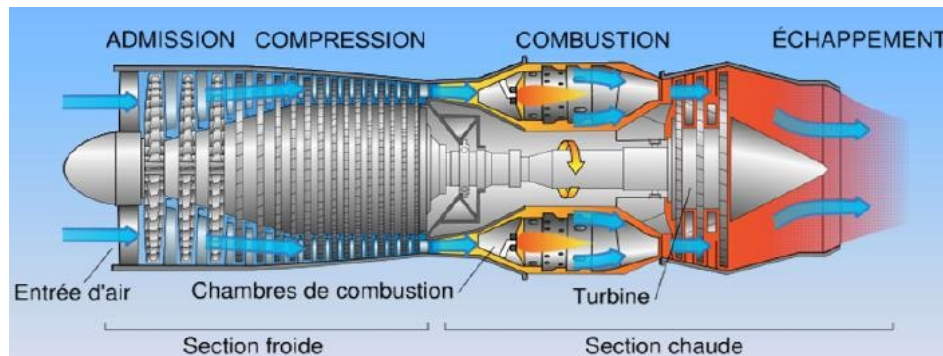


Figure1.16 : Schéma de principe de fonctionnement du turboréacteur

1.6 Avantages et inconvénients du turboréacteur

1.6.1 Avantages

Les avantages des turboréacteurs à double flux sont les suivants :

- Simple construction
- Une plus grande poussée au décollage par rapport à la poussée d'un turboréacteur à simple flux.
- Un refroidissement du moteur grâce à la déviation de l'air.
- Une diminution du bruit en provenance de la combustion grâce au gaz d'échappement qui est noyé dans le flux d'air supplémentaire...
- Maintenance à coût bas.
- La vitesse de vol n'est pas limitée et peut avoir des valeurs très élevées en comparant avec les propulseurs à hélice.
- Des combustibles à faible pouvoir calorifique peuvent être utilisés (kérosène, paraffine). Cela réduit le coût du combustible.
- La possibilité d'augmenter la poussée par la présence de la poste combustion.
- Puisque le turboréacteur comprend un compresseur, il peut être exploité dans les conditions statiques.

1.6.2 Inconvénient

- La poussée de décollage est faible.
- Consommation du carburant élevée.
- Utilisation des matériaux coûteux.
- L'économie de carburant à faible vitesse de fonctionnement est extrêmement pauvre.
- Diminution brusque de vitesse est difficile.

1.6.3 Applications des turboréacteurs

Les turboréacteurs sont utilisés sur tous les avions civils moyen et gros porteurs, car ils sont les seuls à pouvoir atteindre des vitesses transsoniques (entre Mach 0,8 et Mach 1) de manière économique. Seuls les petits avions de tourisme et les ULM sont encore équipés de moteurs à explosion à pistons.

Dans l'aviation militaire, l'utilisation du turboréacteur s'est généralisée. Elle a permis de dépasser le mur du son. Les turbopropulseurs équipent des avions d'entraînement et quelques appareils de transport logistique peu rapides, mais capables de se passer de vraies pistes d'atterrissage.

CHAPITRE 2 :

COMBUSTION ET TURBULENCE

2.1 Introduction

L'interaction entre un processus chimique de combustion et la "turbulence" joue un rôle très important dans la plupart des systèmes de combustion, pour la propulsion ou la production d'énergie, comme par exemple les chambres de combustion des turboréacteurs ou des turbines à gaz. L'étude de ces écoulements turbulents de gaz réactifs a conduit à l'introduction de différentes grandeurs caractéristiques de ces phénomènes physiques.

Ces quantités sont issues de la mécanique des fluides, de la thermodynamique et de la chimie. L'objectif de ce premier chapitre est de rappeler les phénomènes physiques mis en jeu et les équations décrivant l'évolution des grandeurs caractéristiques.

La résolution de ces équations qui représentent les différents phénomènes physiques et mécaniques et leurs interactions, doit permettre de prédire la structure et l'évolution des écoulements turbulents réactifs.

Compte tenu de la complexité de ces équations et des outils mathématiques dont nous disposons, la résolution analytique de ces équations est limitée à des cas très simples et dans la plupart des cas, des méthodes numériques de résolution approchée sont nécessaires.

Cependant, la résolution directe, sans hypothèse simplificatrice, des équations nécessite une puissance de calcul très importante car les phénomènes physiques étudiés font intervenir un nombre important de variables et un large spectre d'échelles caractéristiques, allant des échelles de la géométrie de la chambre de combustion jusqu'à celles associées aux effets de la cinétique chimique.

La puissance de calcul des machines actuelles n'est toujours pas suffisante pour simuler de façon directe des configurations réelles.

Une solution à ce problème consiste à filtrer une partie de la dynamique des phénomènes physiques mis en jeu.

Les grandeurs caractéristiques que nous sommes en mesure de calculer sont alors des quantités filtrées ou moyennées et l'écriture des équations décrivant leur évolution fait apparaître des termes inconnus qui doivent être modélisés.

2.2 Phénomènes physiques concernant le problème

L'interaction entre un processus chimique de combustion et la turbulence joue un rôle très important dans la plupart des systèmes de combustion, pour la propulsion ou la production d'énergie.

L'étude de ces écoulements turbulents de gaz réactifs a conduit à l'introduction de différentes grandeurs caractéristiques de ces phénomènes physiques.

Ces quantités sont issues de la mécanique des fluides, de la thermodynamique et de la chimie.

L'objectif de ce chapitre est de rappeler les phénomènes physiques mis en jeu et les équations décrivant l'évolution des grandeurs caractéristiques. La résolution de ces équations qui représentent les différents phénomènes physiques et mécaniques et leurs interactions, doit permettre de prédire la structure et l'évolution des écoulements turbulents réactifs.

Compte tenu de la complexité de ces équations et des outils mathématiques dont nous disposons, la résolution analytique de ces équations est limitée à des cas très simples et dans la plupart des cas, des méthodes numériques de résolution approchée sont nécessaires. Cependant, la résolution directe, sans hypothèse simplificatrice, des équations nécessite une puissance de calcul très importante car les phénomènes physiques étudiés font intervenir un nombre important de variables et un large spectre d'échelles caractéristiques, allant des échelles de la géométrie de la chambre de combustion jusqu'à celles associées aux effets de la cinétique chimique.

La puissance de calcul des machines actuelles n'est toujours pas suffisante pour simuler de façon directe des configurations réelles.

Une solution à ce problème consiste à filtrer une partie de la dynamique des phénomènes physiques mis en jeu.

Les grandeurs caractéristiques que nous sommes en mesure de calculer sont alors des quantités filtrées ou moyennées et l'écriture des équations décrivant leur évolution fait apparaître des termes inconnus qui doivent être modélisés.

2.2.1 Les caractéristiques de la turbulence

La turbulence est un phénomène présent dans la plupart des cas pratiques et notamment dans les chambres de combustion.

Ce phénomène apparaît lorsque les gradients de vitesse augmentent de telle sorte que la viscosité du fluide ne peut plus dissiper les petites perturbations et maintenir le caractère laminaire de l'écoulement.

Le nombre de Reynolds caractérise le régime de l'écoulement, laminaire ou turbulent, en comparant les temps et longueurs caractéristiques des effets visqueux et de l'inertie du fluide : $Re = U_r L_r / \nu$ où U_r , L_r et ν sont respectivement la vitesse caractéristique, la longueur caractéristique et la viscosité cinématique du fluide.

La turbulence est généralement représentée par des structures tourbillonnaires dont les tailles sont réparties de façon continue sur une plage d'échelles de longueur.

Les plus gros tourbillons sont associés à la géométrie de la configuration et les plus petits tourbillons sont dissipés par les forces visqueuses.

Les bornes du spectre des échelles de taille des tourbillons sont donc définies par la configuration de l'écoulement d'une part et par la viscosité du fluide d'autre part. Kolmogorov, en 1941, a développé une théorie pour la turbulence homogène isotrope qui repose sur le mécanisme de cascade d'énergie des gros tourbillons vers les plus petits.

Les grosses structures tourbillonnaires, produites par la géométrie et porteuses d'énergie, vont produire d'autres structures de plus en plus petites, à qui elles transmettent leur énergie.

Plus les tourbillons sont petits, plus les forces visqueuses dissipent facilement leur énergie cinétique en chaleur.

La géométrie d'un écoulement présente très souvent des directions privilégiées, les grosses structures dépendantes de la géométrie sont donc a priori fortement anisotropes.

Durant le processus de cascade, les gros tourbillons transmettent leur énergie aux tourbillons plus petits qui peuvent avoir des directions différentes, atténuant ainsi l'anisotropie. Plus les tourbillons sont petits plus ils ont tendance à être isotropes.

Ainsi, les plus petites échelles d'un écoulement turbulent peuvent être considérées comme quasiment isotropes.

La théorie de Kolmogorov permet finalement de définir trois zones d'échelles différentes :

- La zone des grandes échelles (échelle intégrale), qui est une caractéristique de la géométrie de l'écoulement, est le siège de la production de turbulence ;
- La zone inertielle, qui correspond aux échelles intermédiaires et qui est indépendante de la géométrie de l'écoulement, est le siège du transfert d'énergie des grosses vers les petites structures ;
- La zone des petites échelles (échelle de Kolmogorov) où l'énergie des petites structures tourbillonnaires est dissipée en chaleur.

2.2.2 Combustion et Flammes

2.2.2.1 Composantes d'une chambre à combustion

Une chambre de combustion est divisée en plusieurs parties illustrées à la figure 2.1. Dans le cadre de ce projet, seules les composantes encadrées sont abordées.

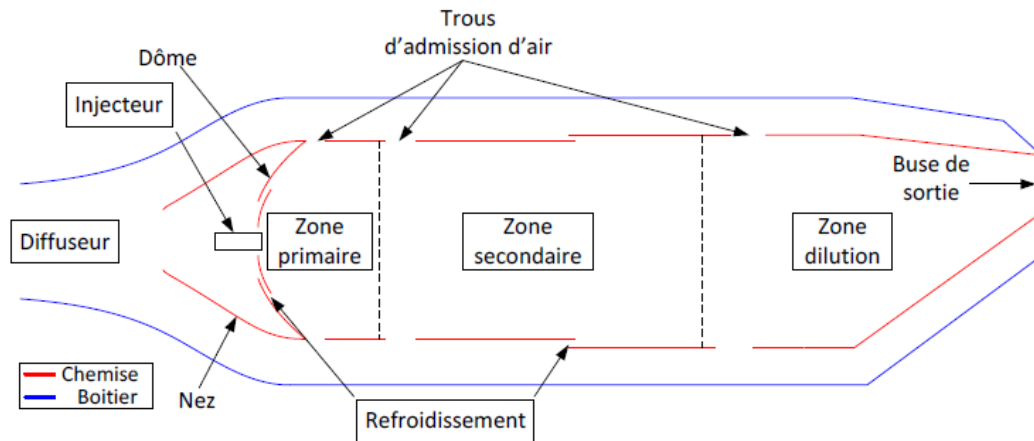


Figure 2.1 : Schéma des différentes composantes d'une chambre de combustion

2.2.2.2 Zone primaire

La principale fonction de la zone primaire est d'accrocher la flamme. Elle doit fournir suffisamment de temps, de température et de turbulence pour avoir une combustion essentiellement complète du mélange air-carburant. Pour y arriver, une recirculation des gaz chauds, telle qu'illustrée dans la figure 2.2, est générée afin de fournir un allumage constant des nouveaux gaz entrants.

La recirculation est formée à l'aide de coupelles rotatives et/ou de trous d'injection d'air de la zone secondaire

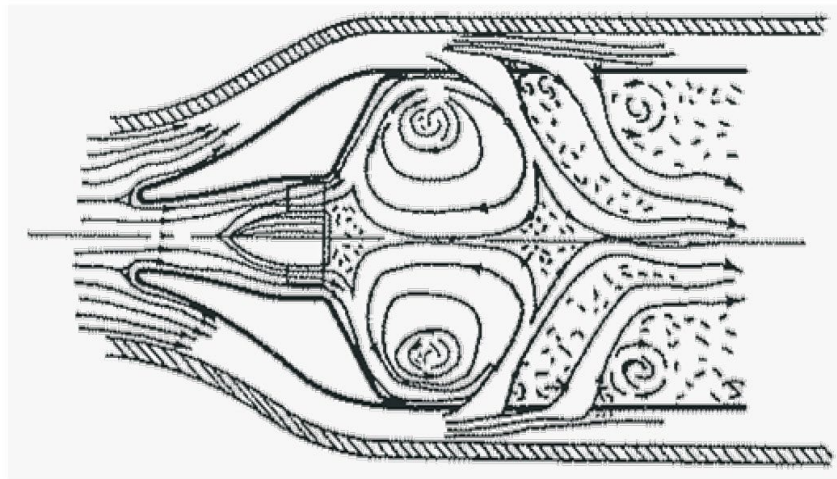


Figure 2.2 : Représentation de la recirculation dans la zone primaire

La zone primaire utilise entre 25-45 % (Walsh & Fletcher, 2004) de l'écoulement disponible dans la chambre de combustion.

Le débit massique d'air est choisi dans le but d'avoir un ratio d'équivalence de la zone primaire légèrement au-dessus du ratio stœchiométrique, afin de prévenir une extinction de la

flamme à basse puissance (Walsh & Fletcher, 2004). Pour assurer une bonne stabilité de combustion, la vitesse axiale moyenne de l'écoulement est relativement faible, entre Mach 0,02 et 0,05 (Walsh & Fletcher, 2004).

2.2.2.3 Zone secondaire

Le rôle de la zone secondaire est de compléter la combustion. À la sortie de la première zone, il y a présence de monoxyde de carbone, de dihydrogène et d'autres produits d'hydrocarbures non brûlés. Il est donc important de les éliminer le plus possible avant de les rejeter dans l'air. La zone secondaire utilise la quantité d'air nécessaire pour descendre le ratio stœchiométrique à 0,6 (Walsh & Fletcher, 2004). L'air utilisé pour le refroidissement de la première zone doit être pris en compte dans le calcul. La vitesse axiale moyenne de l'écoulement varie entre Mach 0,075 et 0,1 (Walsh & Fletcher, 2004).

2.2.2.4 Notion de Cinétique Chimique

Un processus chimique de combustion est en fait une succession de coupures et de créations de liaisons entre les molécules.

Chaque coupure et/ou création de liaison est une réaction élémentaire, l'ensemble des réactions élémentaires constitue le mécanisme cinétique du processus réactionnel. L'état final du processus réactionnel correspond à l'équilibre chimique, la composition du mélange est alors définie par les lois de la thermodynamique.

Suivant les conditions de température et de pression de l'état final, des espèces chimiques apparaissent ou disparaissent. Certaines espèces produites, même en très faible proportion, ont une grande importance : c'est le cas de certaines espèces polluantes (oxyde d'azote, monoxyde de carbone ...).

Les étapes élémentaires sont caractérisées par leur taux de réaction Ω_i qui permet de calculer l'effet de la réaction sur chaque espèce. Ω_i traduit la variation de l'espèce i au cours du temps.

Le taux de réaction élémentaire est égal au produit d'une constante de vitesse par les concentrations des espèces réactives, élevées chacune à une puissance qui correspond à leur coefficient stœchiométrique.

La constante de vitesse dépend de la température et est le plus souvent exprimée par une loi d'Arrhenius :

$$r = BT^\alpha \exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right) = BT^\alpha \exp\left(-\frac{T_a}{T}\right)$$

Où r est la constante de vitesse, B le coefficient pré-exponentiel, R la constante des gaz parfaits, E_a l'énergie d'activation et $T_a = E_a/R$ la température d'activation. L'énergie d'activation

représente la quantité d'énergie à apporter au système considéré pour que les espèces puissent réagir de façon significative.

Dans les systèmes gazeux réactifs, le processus réactionnel est composé de réactions élémentaires en chaîne : une première réaction produite des espèces qui vont amorcer la chaîne en réagissant de nouveau avec les réactifs initiaux et en déclenchant de nouvelles réactions élémentaires.

Les réactifs initiaux vont être très vite consommés dès qu'une toute petite quantité du produit de la première réaction élémentaire apparaît.

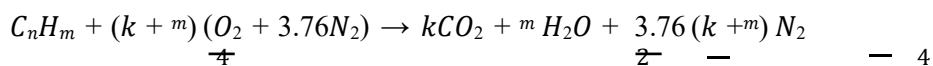
Le processus réactionnel d'une combustion peut faire intervenir des centaines d'espèces et des milliers de réactions élémentaires, pour lesquelles il faut connaître les constantes des lois cinétiques dont les valeurs sont déterminées expérimentalement. Des logiciels utilisent des tabulations très détaillées de ces constantes.

Les milliers de réactions élémentaires qui interviennent dans le processus réactionnel n'agissent pas toutes à la même vitesse, certaines ont des taux beaucoup plus forts que d'autres. Cette disparité de temps caractéristiques permet de bâtir des schémas réactionnels simplifiés.

Ces schémas réduits permettent de diminuer le temps de calcul et sont tout à fait pertinents lorsqu'on ne s'intéresse qu'à un petit nombre d'espèces.

La façon la plus simple d'écrire un processus réactionnel est d'exprimer le passage d'un état initial à un état final sous la forme d'une réaction globale.

Soit, par exemple, pour la combustion d'un hydrocarbure dans l'air à la stœchiométrie :



Le taux de disparition du carburant peut s'exprimer en utilisant une loi d'Arrhénius (empirique), pour la réaction globale, soit :

$$\Omega_Y = Y^a \quad Y^b \quad B T^c \exp \left(\frac{E_a}{RT} \right)$$

$C_n H_m \quad O_2 \quad T$

$Y_{C_n H_m}$ est la fraction massique de l'hydrocarbure, Y_{O_2} la fraction massique d'oxygène, Ω_Y le taux de disparition exprimé en kilogramme d'hydrocarbure par kilogramme de mélange et par seconde.

L'utilisation d'une réaction globale ne permet évidemment pas de représenter les processus de cinétique chimique réels, formés de réactions bi et tri moléculaires et faisant intervenir de nombreuses espèces intermédiaires.

Dans le cas des flammes, le processus réactionnel de la combustion est globalement

exothermique, c'est pour cette raison qu'il peut engendrer une flamme.

2.2.2.5 Modes de combustion élémentaires

Il existe un nombre important de techniques menant à la combustion d'un carburant par un oxydant.

Dans la combustion gazeuse, deux modes de combustion élémentaires peuvent être identifiés : la combustion prémélange et la combustion non prémélange.

Entre ces deux modes de combustion élémentaires se trouvent différents modes de combustion intermédiaires, comme le prémélange partiel ou la combustion stratifiée.

– **La combustion prémélangée** : est un mode de combustion où le carburant et l'oxydant sont prémélangés avant d'atteindre le front de flamme. Ce mode est souvent utilisé en régime pauvre (le carburant est en quantité inférieure aux conditions stœchiométriques), permettant ainsi d'augmenter le rendement du système de combustion et de réduire la production d'oxydes d'azote, polluant très nocif dont on veut limiter la production.

En contrepartie, les flammes obtenues sont souvent difficiles à maîtriser, nécessitant l'utilisation de dispositifs complexes d'accrochage de flamme. De même, la question du stockage d'un mélange air/carburant dans la gamme de flamme labilité est prépondérante et n'est pas envisageable dans un contexte industriel.

– **La combustion non prémélangée** : est un mode de combustion où le carburant et l'oxydant sont injectés par deux courants différents, le front de flamme se positionnant à la rencontre des deux lignes de courant. Ce mode de combustion, qui est donc plus facile à maîtriser, a le désavantage de former plus de polluants, du fait des hautes températures atteintes dans le front de flamme.

– **La combustion partiellement prémélangée** : est un mode de combustion intermédiaire retrouvé fréquemment dans les applications industrielles. Pour des raisons de sécurité, l'oxydant et le carburant sont stockés séparément (l'oxydant est par ailleurs bien souvent pris dans l'environnement extérieur et n'est pas stocké par le système de combustion).

L'oxydant et le carburant sont donc injectés par deux courants différents, en amont du front de flamme, et sont supposés se mélanger avant d'atteindre le front de flamme. Mais il arrive très fréquemment que le mélange ne soit pas parfait et que des hétérogénéités de mélange atteignent le front de flamme.

Dans un autre sens, il est envisageable que les deux courants d'un système non

prémélange se mélangent avant d'atteindre le front de flamme.

Ainsi le mode de combustion n'est plus non prémélange mais partiellement prémélange.

Mode de combustion	Avantages	Inconvénients
Prémélangée	Peu polluant (en régime pauvre)	Instabilités de combustion, stockage du mélange
Non prémélangée	Stabilité de la flamme, stockage du carburant en dehors des limites de flamme labilité	Production d'oxydes d'azote
Partiellement prémélangée	Peu polluant (en régime pauvre), stockage du carburant en dehors des limites de flamme labilité	Instabilités de combustion, hétérogénéité de mélange

Tableau 2.1 : Avantages et inconvénients des principaux modes de combustions présentés.

2.2.2.6 Les Différents Types de Flammes

Comme on s'intéresse ici à une réaction chimique se déroulant dans un milieu gazeux, on ne peut pas dissocier ce phénomène de la mécanique des fluides. En effet, la réaction globale, Eq. (2.1), montre que pour qu'il y ait une réaction, il faut d'abord que les espèces réactives (combustible et oxydant) soient en contact et que l'énergie nécessaire à l'activation de la réaction soit apportée.

La flamme (zone de réaction) est donc le résultat du transport des espèces, du transport de la chaleur et de la réaction chimique.

Dans un écoulement laminaire, compte tenu des différents mécanismes qui permettent l'existence d'un écoulement réactif, il est usuel de distinguer deux types différents de flammes:

- Les flammes laminares de diffusion le combustible et l'oxydant sont introduits ou s'emparent avant l'inflammation ;
- Les flammes laminares de prémélange où le combustible et l'oxydant sont mélangés avant l'inflammation.

Flammes Laminares de Diffusion

Dans ce type de flammes, les réactions chimiques sont très rapides comparées aux phénomènes de convection et la combustion est contrôlée par la diffusion des espèces et de la

chaleur. Les réactifs et la chaleur diffusent les uns vers les autres - c'est ce qui va prendre le plus de temps - avant de pouvoir réagir.

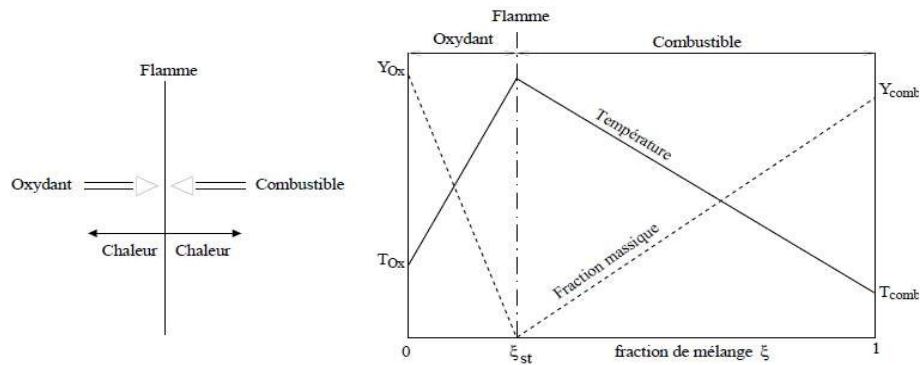


Figure 2.3 : Structure d'une flamme de diffusion laminaire

Si on considère une seule réaction globale Eq.(1.2) et le cas limite d'un temps chimique infiniment court devant le temps de mélange des espèces, la flamme doit être considérée comme une surface infiniment fine dans l'écoulement.

Cette interface sépare le carburant du comburant qui ne peuvent pas coexister. En utilisant ces approximations, introduites par Burke et Schumann, on peut définir une variable unique qui permet de caractériser l'état thermochimique du mélange : la fraction de mélange ξ . Cette quantité est un scalaire passif défini de telle façon que sa valeur est nulle dans le comburant pur et égale à l'unité dans le carburant pur. La flamme se positionne alors sur l'iso-surface $\xi = \xi_{st}$, où ξ_{st} est la fraction de mélange correspondant à la stoechiométrie. La structure d'une flamme de diffusion est schématisée sur la figure 2.3. La fraction massique d'oxydant est maximale dans l'oxydant pur et diminue car l'oxydant se mélange aux produits de combustion. Il n'y a plus d'oxydant au niveau de la flamme car la réaction chimique la intégralement consomme. L'évolution est la même pour le combustible. La température de flamme T_f est celle des produits de combustion à l'état d'équilibre.

Flammes Laminaires de Prémélange

Lorsqu'on allume un mélange gazeux où le combustible et l'oxydant sont initialement mélangés, un front de flamme, séparant les gaz frais des gaz brûlés, se propage dans tout l'espace à une certaine vitesse. Si les gaz réactifs sont initialement placés dans un tube et qu'on allume le mélange à une extrémité du tube, un certain temps après l'inflammation, une flamme plane se propage à vitesse constante perpendiculairement à l'axe du tube.

En réalité, la flamme ne peut pas être exactement plane compte tenu de la présence des parois. De fait, la flamme a une épaisseur finie δL et sa vitesse SL est une caractéristique

intrinsèque du mélange et des conditions de pression et de température. La propagation de la flamme est le résultat de l'action de deux phénomènes :

Tout d'abord les gaz brûlés chauffent par conduction thermique les gaz frais, puis lorsque la température de ces gaz frais est suffisamment élevée ils réagissent en dégageant à leur tour de la chaleur ; cette chaleur va servir à chauffer les gaz frais plus en aval et ainsi de suite. Si l'on considère que les espèces et la température diffusent de la même manière et que les processus sont adiabatiques, la flamme peut être représentée par l'évolution d'une seule variable.

Cette variable représente à la fois l'avancement de la réaction chimique et la température ; on choisit en général une variable d'avancement notée c qui est nulle dans les gaz frais et égale à l'unité dans les gaz brûlés, assimilable à la fraction massique des gaz brûlés ou à la température réduite. Dans le cas simple d'une seule réaction globale, Eq.(1.2), on peut directement utiliser la fraction massique de combustible pour caractériser intégralement la composition du mélange.

La structure de la flamme plane laminaire de prémélange dans un repère lié à la flamme est donnée par la figure 2.4.

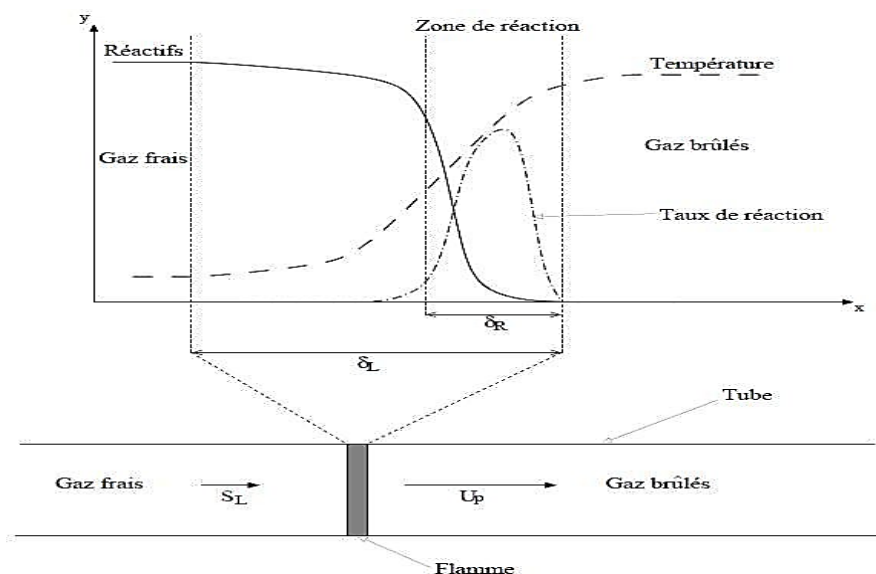


Figure 2.4 : Structure du front de flamme de prémélange laminaire

Dans l'épaisseur de la flamme δ_L , la température des gaz frais augmente par conduction de la chaleur et la concentration des réactifs diminue par diffusion moléculaire des gaz brûlés ; les réactions chimiques se produisent uniquement dans une seconde zone d'épaisseur δ_R encore plus fine que la première.

On peut démontrer théoriquement cette structure de flamme laminaire de prémélange

lorsque les énergies d'activation sont importantes (théorie asymptotique à grande énergie d'activation).

Dans ce cas le taux de consommation du combustible exprimé par la loi d'Arrhenius devient négligeable partout (car le facteur exponentiel tend vers zéro) sauf dans une zone de très faible épaisseur δR où se concentrent les réactions chimiques.

Le rapport entre l'épaisseur de cette zone réactive et l'épaisseur de flamme δL est inversement proportionnel à l'énergie d'activation.

Le dégagement de chaleur engendré par les réactions chimiques a une conséquence autre que celle de la propagation de la flamme. En effet, dans le cas d'un écoulement à petit nombre de Mach dans lequel on peut considérer la pression comme thermodynamiquement constante, l'augmentation de la température s'accompagne d'une diminution de la masse volumique des gaz suivant :

$\rho T \approx \text{cte}$. La conservation de la masse à la traversée de la flamme conduit ainsi à une accélération des gaz brûlés ($U_P > S_L$) par rapport aux gaz frais :

$$\rho_r S_L = \rho_P U_P$$

ρ_r et ρ_P sont respectivement les masses volumiques dans les gaz frais et dans les gaz brûlés.

S_L est la vitesse des gaz frais par rapport à la flamme (ou de la flamme par rapport aux gaz frais), U_P est la vitesse des gaz brûlés par rapport à la flamme.

Le mode de combustion qui donne ce type de flammes est souvent utilisé en régime pauvre (le carburant est en quantité inférieure aux conditions stœchiométriques), permettant ainsi d'augmenter le rendement du système de combustion et de réduire la production d'oxydes d'azote, polluant très nocif dont on veut limiter la production.

En contrepartie, les flammes obtenues sont souvent difficiles à maîtriser, nécessitant l'utilisation de dispositifs complexes d'accrochage de flamme. De même, la question du stockage d'un mélange air/carburant dans la gamme de flamme labilité est prépondérante et n'est pas envisageable dans un contexte industriel.

Pour résumer, une flamme de diffusion sépare le combustible de l'oxydant alors qu'une flamme de prémélange sépare les gaz frais des gaz brûlés. Ces deux types de flammes ne sont que des cas limites, des flammes correspondant à un type intermédiaire sont possibles.

Il existe, par exemple, des structures de flammes qui peuvent à la fois présenter une structure de prémélange et de diffusion, on parle alors de flammes triples ; elles jouent un rôle important dans le processus de stabilisation des flammes non prémélanges.

2.2.2.7 L'effet du swirl sur un écoulement réactif

Le swirl est couramment utilisé en combustion car il a un rôle stabilisateur pour la flamme. En effet, si l'intensité du swirl est suffisamment forte, une zone de recirculation va apparaître. Cette zone de recirculation est une région dans laquelle les gaz frais et les gaz brûlés sont bien mélangés.

Elle constitue alors une zone de stockage de chaleur et d'espèces réactives en proche sortie du brûleur, si tant que l'intensité du swirl soit suffisamment importante. De plus, le swirl améliore l'entraînement et donc la taille de la flamme est réduite. Aussi, le fait de recourir au swirl permet, d'une part de travailler avec des vitesses de carburant plus élevées pour des flammes de diffusion et d'autre part de réduire la taille de la chambre de combustion en combustion prémélange.

L'effet du swirl sur l'aérodynamique de l'écoulement est important et varie suivant son intensité, il en va de même en combustion. A chaque réponse de l'écoulement au swirl correspond un type de flamme, comme le montre la figure suivante :

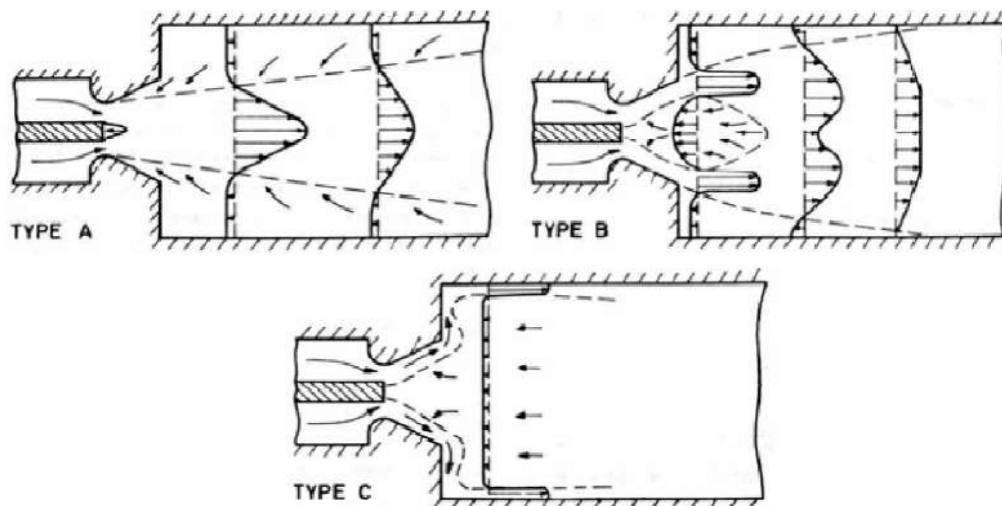


Figure 2.5 Différents types de jets et flammes swirlés

- Flamme de type A : l'intensité du swirl est faible. Le comportement de la flamme est analogue à celui rencontré sans swirl. Le front de flamme se situe à une certaine distance du brûleur.
- Flamme de type B : l'intensité du swirl est modérée à élevée, apparition de la zone de recirculation et la flamme se stabilise plus près du nez du brûleur.

C'est le type de combustion recherché en général car elle est ici très intense du fait de l'existence d'une zone très turbulente et très riche en gaz frais.

- Flamme de type C : les interactions flamme/parois sont intenses. Cette situation est généralement indésirable, excepté dans le cas de certains fours.

Concernant la combustion en diffusion (dans le cas d'une injection centrale du fuel et d'une injection annulaire externe d'oxydant), et imaginant que les oxydants soient suffisamment swirlés pour induire une zone de recirculation, Leuckel et Fricker mettent en évidence deux types de flamme :

- La vitesse du fuel est suffisamment importante pour traverser toute la zone, seule une petite partie du fuel brûle au passage dans la zone de recirculation et sert alors dans la flamme pilote pour l'installation : le fuel restant est préchauffé. La flamme est donc intense et longue.
- la vitesse du fuel n'est pas suffisante, celui-ci se répand radialement. Le mélange est rapide et la flamme devient courte et bleue.

Par ailleurs, la littérature montre que l'utilisation du swirl dans un brûleur à jets séparés (diffusion) peut conduire à une réduction des émissions de polluants et notamment celle des oxydes d'azote (NOx) dits "thermiques".

En effet, sous l'effet du swirl et donc de l'amélioration du mélange des réactifs, la température de la flamme diminue.

Ou c'est cette même température qui sert de catalyseur à la formation de NOx. Donc diminuer la température de la flamme conduit à la baisse de production des NOx. De plus, lorsque l'intensité du swirl est suffisante, augmenter le nombre de swirl revient à diminuer le temps de séjour dans les zones chaudes du fait des fortes vitesses dans la zone de recirculation. Ceci a également pour effet de limiter la production de NOx.

Ces résultats conduisent naturellement à penser que l'on a intérêt à swirler le plus possible l'écoulement. Cependant, du point de vue industriel, cela s'accompagne des inconvénients importants :

L'augmentation du swirl (en changeant l'angle des ailettes par exemple) conduit à augmenter considérablement les pertes de charge au passage dans le swirleur (ce qui est très préjudiciable, spécialement pour les turbines à gaz).

Par ailleurs, l'augmentation du swirl conduit également à rapprocher la flamme de la zone de l'injecteur et donc favorise la remontée de la flamme ("flash-back") ou du moins son accrochage sur les lèvres de l'injecteur.

Les risques d'endommagement de l'installation sont donc très présents dans ce cas de

figure. Aussi, il est nécessaire de trouver une intensité du swirl qui réalise un compromis entre d'une part la réduction d'émission de polluants, et d'autre part la distance de la flamme à l'injecteur. On voit ainsi toute l'importance du swirl tant du point de vue de l'aérodynamique de l'écoulement que de celui du rendement de la combustion et de l'environnement.

2.3 Applications industrielles de la combustion turbulente

Dans le cas des turbines aéronautiques, le carburant est, la plupart du temps, injecté sous forme liquide (spray). Ceci mène inévitablement à un mode de combustion de type prémélange partiel. L'utilisation de jets de dilution peut aussi mener à des flammes non prémélanges.

Dans le cas des turbines de production d'énergie, la combustion est souvent prémélange. A ce titre, de faibles hétérogénéités de mélange peuvent influencer fortement la performance des turbines, mettant en lumière l'importance d'un bon prémélange.

Dans le cas des moteurs à combustion interne de type "Diesel", le combustible est souvent injecté sous forme de spray, menant à des régimes de combustion de type prémélange partiel ou combustion stratifiée. A l'inverse, dans le cas des moteurs de type HCCI (Homogeneous Charge Compression Ignition), le mélange air-carburant est mélangé de la manière la plus homogène possible (comme dans les moteurs à essence) et est comprimé assez fortement pour atteindre le point d'auto-allumage. De simples hétérogénéités de mélange influencent alors très fortement les performances du moteur.

2.4 La simulation numérique de la combustion turbulente

Pendant de nombreuses années, les études expérimentales ont servi à développer et valider les méthodes de simulation numérique. De nos jours, la simulation numérique est devenue suffisamment développée pour être utilisée en parallèle des essais expérimentaux, et devient ainsi un outil prédictif.

Mais la simulation numérique n'apporte pas toujours les réponses aux problèmes des constructeurs. Lorsqu'on s'intéresse aux écoulements turbulents et réactifs dont la complexité mène aux instabilités qui ont été évoquées, il faut considérer un large spectre d'échelles à la fois en espace et en temps et autoriser de nombreux phénomènes physiques. Il existe trois principales approches de résolution numérique des phénomènes physiques.

CHAPITRE 3 :

FORMULATION MATHEMATIQUE ET RESOLUTION NUMERIQUE

3.1 Introduction

L'objectif de ce chapitre est de décrire succinctement les équations qu'utilise ANSYS Fluent pour résoudre un problème physique donné. Tout d'abord, les équations de Navier Stokes sont exposées. Ensuite, les équations du modèle de turbulence choisi (RNG k- ϵ) sont présentées. Enfin, il est question des différentes étapes poursuivies dans l'utilisation de la CFD pour l'étude plus détaillée présentée dans les prochaines sections.

3.2 Introduction à la CFD

Généralement, il existe trois manières de résoudre l'écoulement des fluides : les approches analytiques, expérimentale et numérique.

La méthode analytique offre des solutions exactes, mais elle est limitée à quelques problèmes typiques (exemple : profil de vitesse d'écoulement d'un fluide dans une conduite cylindrique) puisque les solutions analytiques ne s'obtiennent que pour des équations différentielles très particulières.

Cette méthode permet toutefois d'obtenir une solution continue pour une variable d'intérêt. La méthode expérimentale permet d'étudier plusieurs problèmes. Son inconvénient est qu'elle nécessite beaucoup de temps pour l'installation et que son coût est parfois, sinon toujours, élevé. Qui plus est, l'approche expérimentale ne permet d'obtenir la valeur des variables d'intérêt que pour certains cas très particuliers : l'étude paramétrique est le plus souvent impossible. L'approche numérique est flexible, universelle et n'est pas aussi chère que l'approche expérimentale.

Un défaut est qu'elle n'offre pas une solution exacte, comparée à la solution analytique lorsque cette dernière est possible. Cependant, elle donne une description raisonnable pouvant être utile pour l'analyse expérimentale (Zikanov, 2010). Parmi les différentes approches numériques possibles, la CFD utilise les principes fondamentaux de la mécanique des fluides et du transfert de masse et de chaleur.

Les aspects physiques de l'écoulement des fluides reposent sur trois principes fondamentaux : conservation de la masse, conservation de la quantité de mouvement et conservation de l'énergie. Ces trois principes peuvent être exprimés à l'aide d'équations aux dérivées partielles.

La CFD emploie des méthodes numériques qui permettent de résoudre les équations mathématiques discrétisées, représentations discrètes des équations différentielles, dans

l'espace et dans le temps, pour obtenir une description numérique finale du problème traité. Les avancements de la CFD et de ses applications sont liés fortement au progrès des ordinateurs et des calculateurs, évidemment en termes de stockage et de vitesse d'exécution.

Les calculs numériques ont été menés à l'aide du code de calcul "Fluent", qui utilise la méthode des volumes finis. Nous présentons les détails de la méthodologie de résolution du problème avec ce code dont l'utilisation nous a pris énormément de temps.

3.3 Méthode des volumes finis

Le logiciel " Fluent " utilise la méthode des volumes finis. La discrétisation des équations intégrales qui gouvernent l'écoulement, tels que les équations de conservation de masse, de quantité de mouvement et d'énergie associées à l'autres scalaires dépendants de la nature de l'écoulement est faite en se basant sur la technique de la méthode des volumes finis, elle consiste en :

- La division du domaine de calcul en des volumes de contrôle discret par un maillage de calcul.
- L'intégration des équations gouvernantes sur les volumes de contrôle individuels, afin de construire les équations algébriques pour les variables dépendantes discrètes (les inconnus), tels que les vitesses, pressions, températures et les autres scalaires conservés.

La linéarisation des équations discrétisées et la solution du système d'équations linéaires résultants pour pouvoir adapter les valeurs des variables dépendantes.

3.4 Présentation du code Fluent

Fluent est un code de calcul qui permet de simuler les écoulements des fluides avec et sans transfert thermiques dans des géométries complexes.

Il peut résoudre des problèmes d'écoulement avec des mailles structurées et non structurées, quelques soit la complexité de la géométrie, avec une facilité relative.

Les mailles supportées en 2D sont de types triangulaires ou quadrilatérales, elles sont tétraédriques, hexaédriques ou pyramidales en 3D, ou des mailles (hybrides) mélangées.

Le code " Fluent " est écrit en langage C et utilise pleinement la flexibilité et la puissance offertes par ce langage (allocation de l'espace mémoire dynamique).

En outre, il utilise une architecture qui lui permet de s'exécuter autant que plusieurs

processus simultanés sur un seul PC de travail ou sur des machines en parallèles, pour une exécution plus efficace.

Fluent facilite à l'utilisateur sa manipulation à travers la simplicité de son interface graphique. Le code n'est limité uniquement par ces propres fonctions, mais il offre à l'utilisateur la possibilité d'y injecter sa propre fonction et définir toutes particularités de son problème.

L'utilisateur avancé peut adapter ou augmenter aux besoins l'interface en programmant en langage C ou C++ ces propres macros et fonctions de menu, afin d'automatiser certaines procédures (ex. de condition aux limite, périodique ou autres) par le moyen des UDF (User Defined Functions) sous forme de programme écrits en langage C, qui va être compilé par le compilateur intégré du code "Fluent ", pour être exécuter après.

3.5 Formulation Mathématique

Les équations gouvernantes notre problème (écoulement compressible turbulent) sont les équations de conservation de masse, de quantité de mouvement et d'énergie

3.5.1 Equation de continuité

En mécanique des fluides, le principe de conservation de la masse peut être décrit par l'équation de continuité sous plusieurs formes différentes : locale conservative (dérivée en temps normale), locale non conservative (la dérivée en temps suit la particule dans son mouvement), ou intégrale. Suivant les problèmes posés, c'est l'une ou l'autre de ces équations qui pourra être retenue, toutes étant équivalentes.

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) = 0$$

3.5.2 Equation de conservation de quantité de mouvement

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j)$$

3.5.3 Equation de conservation d'énergie

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{h}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{h} \tilde{u}_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\rho} \alpha \frac{\partial \tilde{h}}{\partial x_j} - \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{h} \right) - \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{q}_r) + \bar{S}_{hc}$$

La barre (au-dessus des symboles) indique la moyenne de Reynolds, et le tilde indique la moyenne de Favre.

ρ la masse volumique

u la vitesse

p la pression

h l'enthalpie, calculé d'après la formule suivante $h = \sum_s Y_s \int C_{p,s} dT$

T la température

Y_s la fraction massique de l'espèce s

$C_{p,s}$ la capacité calorifique de l'espèces s dans le mélange

α la diffusivité thermique

q_r représente la perte de chaleur radiative

S_{hc} représente le terme source due à la combustion

$C_{p,s}$ calculée d'après une fonction de température à partir des coefficients fixes existent dans les tables thermochimique de NIST-JANAF.

La diffusivité thermique modelé comme suite :

$$\bar{\rho}\alpha = \mu \frac{C_v}{C_{\rho Bar}} \left(1.32 + 1.77 \frac{R}{C_v} \right)$$

La viscosité moléculaire (calculé d'après la loi de Sutherland)

R la constante du gaz

C_v la capacité calorifique à volume constante

$C_{\rho Bar}$ la chaleur spécifique moyenne

$$C_{\rho Bar} = \frac{\Delta h}{\Delta T}$$

Où $\Delta T = T - T_{ref}$

$$\Delta h = h(T) - h(T_{ref})$$

$\bar{S}_{hc}$ défini par la formule suivante :

$$\bar{S}_{hc} = - \sum_{s=1}^N \frac{\bar{\omega}_s}{M_s} h_{f,s}^{\theta}$$

$h_{f,s}^{\theta}$ l'enthalpie de formation des espèces

la masse moléculaire des espèces

taux de réaction des espèces

Le flux turbulent $-\overline{\rho u_j}''h''$ est le dérivé accord l'hypothèse de gradient

$$-\overline{\rho u_j}''h'' = \frac{\mu_t}{P_{rt}} \frac{\partial \bar{h}}{\partial x_j}$$

Où

μ_t la viscosité turbulente

P_{rt} nombre de Prandtl turbulent

Pour un mélange de N_s espèces (où $s = 1, \dots, N_s$), l'équation de transport pour la fraction massique moyenne d'un seul espèce Y_s peut définir comme suite :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} \tilde{Y}_s) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho} \tilde{Y}_s \tilde{u}_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\bar{\rho} D_{m,s} + \frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \frac{\partial \tilde{Y}_s}{\partial x_j} \right) + \bar{\omega}_s \quad s = 1, \dots, N_s$$

$D_{m,s}$ coefficient de diffusion massique pour l'espèce s dans le mélange

Sc_t nombre de Schmidt turbulent ($Sc_t = \mu_t / \rho D_t$, où D_t est la diffusivité turbulente).

La température reliée à la masse volumique et la pression d'après la loi des gaz parfaits. Le tenseur de contraintes pour un fluide Newtonien exprimé par

$$\bar{\tau}_{i,j} = \mu \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \delta_{ij} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k}$$

Les contraintes de Reynolds modelé comme suite

$$\widetilde{\tilde{u}_i \tilde{u}_j}'' = -\mu_t \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \right) + \frac{2}{3} \bar{\rho} \bar{k} \delta_{ij}$$

Le modèle $k-\varepsilon$ standard basé sur l'énergie cinétique turbulente ($\bar{k}$) et le taux de dissipation ($\bar{\varepsilon}$)

La viscosité turbulente défini ici par $\mu_t = C_\mu \bar{\rho} \frac{\bar{k}^2}{\bar{\varepsilon}}$

La forme de l'équation de transport devient

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} \bar{k}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho} \bar{k} \tilde{u}_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \bar{k}}{\partial x_j} \right) + G - \bar{\rho} \bar{\varepsilon}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}\tilde{\varepsilon}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}\tilde{\varepsilon}\tilde{u}_j) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\left(\mu + \frac{u_t}{\sigma_\varepsilon}\right)\frac{\partial \tilde{\varepsilon}}{\partial x_j}\right) + C_{\varepsilon 1}\frac{\tilde{\varepsilon}}{\bar{k}}G - C_{\varepsilon 2}\bar{\rho}\frac{\tilde{\varepsilon}^2}{\bar{k}}$$

μ la viscosité moléculaire

Le taux de production de l'énergie cinétique turbulente G donné par

$$G = -\bar{\rho} \widetilde{\tilde{u}_i \tilde{u}_j} \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j}$$

Les valeurs standards sont utilisées on mode constants C_μ , C_{s1} , C_{s2} , σ_k , et σ_ε .

3.6 Le modèle $k - \varepsilon$

Parmi les modèles de turbulence, le modèle $k - \varepsilon$. Il est l'un des modèles les plus utilisés. Ce modèle du premier ordre repose sur le concept de viscosité turbulente introduit par Boussinesq, qui consiste à modéliser les tensions de Reynolds $\rho \mu_i'' \mu_k''$ par analogie avec le tenseur des contraintes visqueuses τ_{ik} .

En faisant l'hypothèse que ces deux termes représentent des phénomènes de diffusion, l'un correspond à la diffusion moléculaire et l'autre à un processus de mélange par diffusion turbulente. Par analogie avec le transport moléculaire de quantité de mouvement qui est caractérisé par la viscosité du fluide ν , le mélange turbulent est caractérisé par la viscosité turbulente ν_T . Le premier est une propriété moléculaire du fluide alors que le second dépend de l'écoulement turbulent, ν_T est donc a priori une variable du temps et de l'espace.

Les tensions de Reynolds sont alors exprimées en fonction des gradients moyens de la façon suivante :

$$\overline{\rho \tilde{u}_i'' \tilde{u}_k''} - \frac{1}{3} \overline{\rho \tilde{u}_l'' \tilde{u}_l''} \delta_{ik} = -\bar{\rho} \nu_T \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_k} + \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_i} \right) + \frac{2}{3} \bar{\rho} \nu_T \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_i} \delta_{ik}$$

Le modèle $k - \varepsilon$ utilise aussi une équation de transport pour le taux de dissipation de la turbulence ε et la connaissance de k et ε permet d'exprimer la viscosité turbulente ν_T . L'analyse dimensionnelle a conduit à :

La viscosité turbulente défini par

$$\nu_T = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}$$

Où C_μ est une constante déterminée expérimentalement dont la valeur est estimée à 0.09.

La connaissance de k et ε permet de calculer la viscosité turbulente et finalement les tensions de Reynolds et les flux turbulents des scalaires.

Le modèle $k - \varepsilon$ est limité à des cas où la turbulence est faiblement anisotrope car ce modèle ne résout pas les différentes composantes de l'énergie cinétique.

De plus, l'hypothèse de Broussin esq., qui conduit à la loi gradient pour les flux turbulents, peut se révéler inadéquate pour des écoulements à masse volumique variable. En effet, le transport turbulent peut, dans certaines configurations de combustion, être complètement décorrélée des gradients moyens, voire même être de signe opposé à celui donné par la loi gradient.

3.7 Description du logiciel ANSYS CFD. ANSYS FLUENT

3.7.1 Introduction

Ce paragraphe illustre l'utilisation d'ANSYS Workbench pour installer et résoudre un problème de flux de fluide turbulent tridimensionnel et de transfert de chaleur dans un coude de mélange à l'aide des systèmes de flux de fluide ANSYS FLUENT.

Ce paragraphe est conçu pour vous présenter l'ensemble d'outils ANSYS Workbench en utilisant une géométrie familière (le premier tutoriel dans le guide de tutoriel séparé).

Vous utiliserez ANSYS FLUENT pour configurer et résoudre le problème CFD, puis visualiserez les résultats dans ANSYS FLUENT et l'outil de post-traitement ANSYS CFD-Post. Certaines fonctionnalités d'ANSYS Workbench (par exemple, dupliquer des systèmes d'écoulement de fluide, connecter des systèmes et comparer plusieurs ensembles de données) sont également examinées dans ce tutoriel.

3.7.2 Ce tutoriel montre comment faire ce qui suit

3.7.2.1 Lancer ANSYS Workbench

3.7.2.2. Création d'un système d'analyse des flux de fluides dans l'établi ANSYS

Ceci affiche la fenêtre d'application ANSYS Workbench, contenant la boîte à outils à gauche et le schéma de projet à droite. Diverses analyses et applications prises en charge sont répertoriées dans la boîte à outils, tandis que vous visualisez les composants de l'analyse dans le schéma du projet.

Lorsque vous démarrez ANSYS Workbench pour la première fois, la fenêtre contextuelle Démarrage s'affiche, offrant de l'aide via l'aide en ligne pour utiliser l'application.

Vous pouvez garder la fenêtre ouverte, ou la fermer en cliquant sur l'icône 'X' rouge dans le coin supérieur droit. Si vous devez accéder à l'aide en ligne à tout moment, utilisez le

menu Aide ou appuyez sur la touche $\$<F1>\$$.

Créer un nouveau système d'analyse de flux de fluide en double-cliquant sur l'option **Fluide Flow (FLUENT)** sous **Analysais System** dans la boîte à outils.

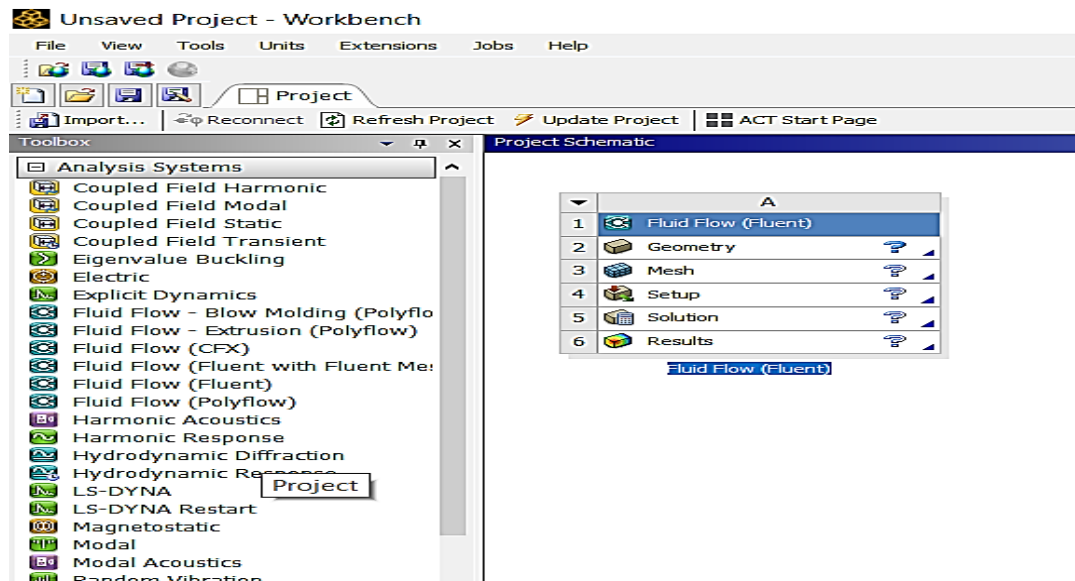


Figure 3.1: page de Fluide Flow (FLUENT)

Pour la géométrie de votre analyse de flux de fluide, vous pouvez créer une géométrie dans ANSYS Design Modeler, ou importer le fichier de géométrie approprié. Dans ce tutoriel, nous allons créer la géométrie à partir de zéro dans ANSYS Design Modeler.

3.7.2.2.1 Créer le profil

Créez un nouveau plan en sélectionnant **XY Plane** dans l'arborescence et cliquez sur **Nouveau plan** dans la barre d'outils **Plan actif/Croquis**, près du haut de la fenêtre ANSYS Workbench.

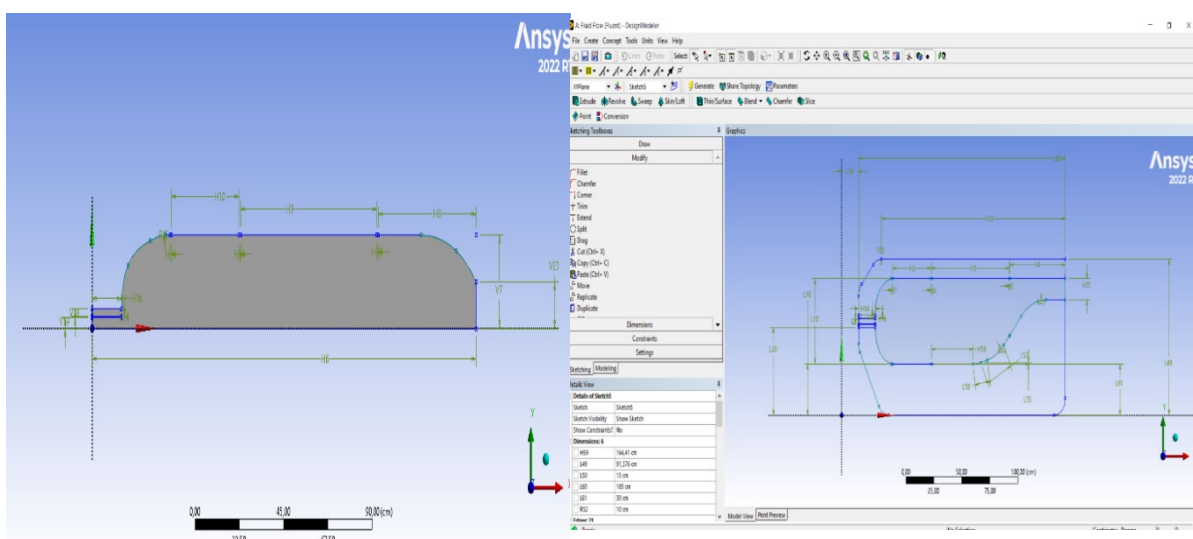


Figure 3.2: Création de la géométrie

3.7.2.3 Maillage de la géométrie dans l'application de maillage ANSYS

3.7.2.3.1 Maillages

Quand la géométrie est régulière, le choix du maillage est simple. Les lignes du maillage suivent souvent les directions des coordonnées. Pour les géométries complexes, le choix n'est pas tout à fait simple. Le maillage est souvent sujet de contraintes imposées par la méthode de discrétisation.

Les maillages non orthogonaux adaptés sont le plus souvent utilisés pour les calculs des écoulements à géométries complexes (la plus parts des codes commerciaux utilisent ce genre de maillage). Ils peuvent être structurés ou non structurés, leur avantage c'est qu'ils peuvent s'adapter n'importe quelle géométrie, et que l'on peut mieux atteindre les propriétés optimales que les maillages curvilignes orthogonaux.

Les maillages non orthogonaux ont aussi de sérieux inconvénients, les équations transformées contiennent plus de termes, ce qui augmente d'une part la difficulté de programmer et d'autre part le coût de résolution des équations. Le non orthogonalité du maillage peut engendrer des solutions non physiques et irréelles et l'arrangement des variables sur ce maillage affecte la fiabilité et l'efficacité de l'algorithme. Maintenant que vous avez créé la géométrie du coude de mélange, vous devez générer un maillage de calcul tout au long du volume d'écoulement. Pour ce tutoriel, vous utiliserez l'application de maillage ANSYS pour créer un maillage pour votre analyse CFD.

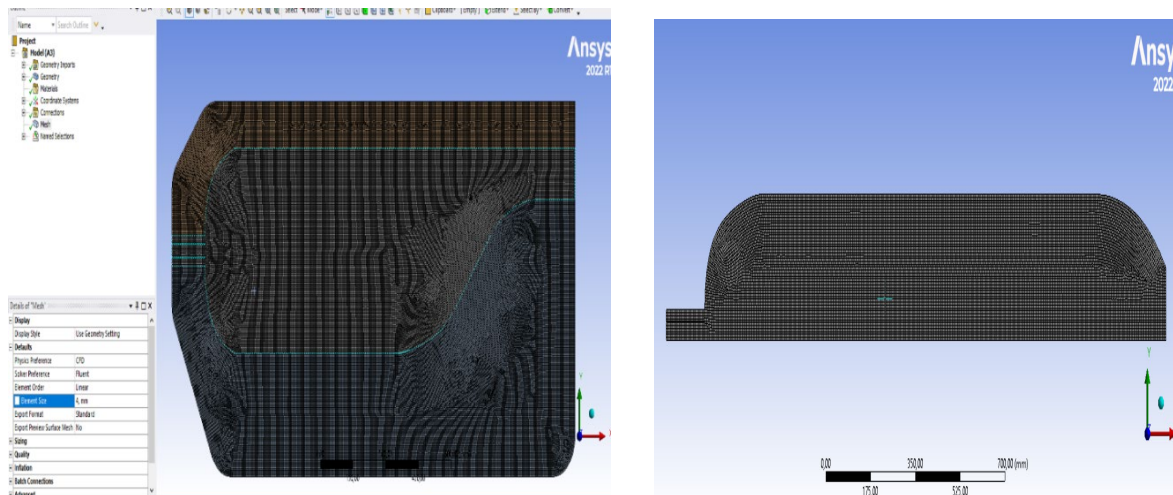


Figure 3.3: Maillage de la géométrie dans l'application de maillage ANSYS.

Ici, nous nommons les espaces et les points d'entrée et de sortie des fluides comme nous l'avons fait dans notre dessin thématique.

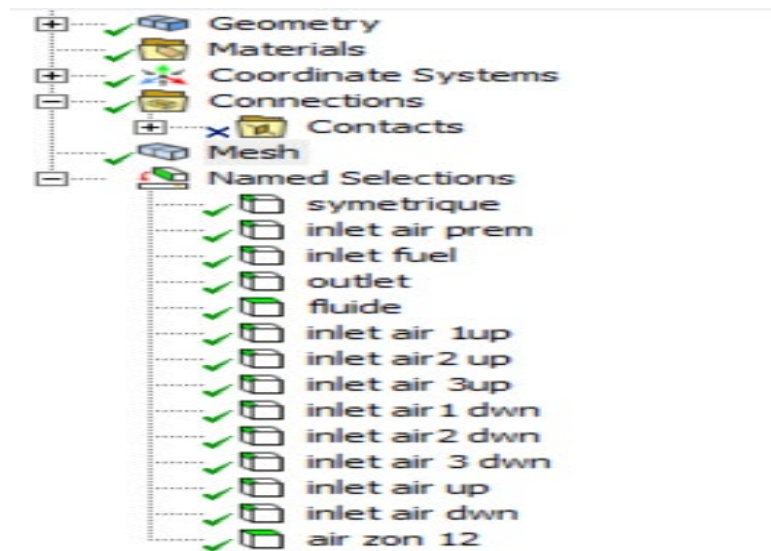


Figure 3.4 : Nomination les espaces et les points d'entrée et de sortie des fluides

3.7.2.4 Configuration de la simulation CFD dans ANSYS FLUENT

Maintenant que nous avons créé un maillage de calcul pour la géométrie du coude, nous pouvons procéder à la configuration d'une analyse CFD en utilisant ANSYS FLUENT.

Dans le schéma du projet ANSYS Workbench, double-cliquez sur la cellule Setup dans le système d'analyse du flux de liquide coudé. Vous pouvez également cliquer avec le bouton droit de la souris sur la cellule Configuration pour afficher le menu contextuel dans lequel vous pouvez sélectionner l'option Modifier.

Lorsque ANSYS FLUENT est lancé, FLUENT Launcher s'affiche, vous permettant de visualiser et/ou de définir certaines options de démarrage ANSYS FLUENT.

ANSYS FLUENT Launcher vous permet de décider quelle version d'ANSYS FLUENT vous utiliserez, en fonction de votre géométrie et de votre capacité de traitement.

Notez Que le paramètre Dimension est déjà rempli et ne peut pas être modifié, car ANSYS FLUENT le définit automatiquement en fonction du maillage ou de la géométrie du système actuel.

1. S'assurer que la fonction Série de la liste des options de traitement est activée.
2. Assurer que les options Display Mesh After Reading, Embed Graphics Windows et Workbench Color Scheme sent actives.

Remarque : Une option est activée lorsqu'il y a un crochet dans la case à cocher et désactivée lorsque la case à cocher est vide. Pour passer d'une option désactivée à activée (ou vice versa), cochez la case ou cliquez sur le texte.

3. S'assurer que l'option Double-Précision est désactivée.

Cliquer sur OK pour lancer ANSYS FLUENT.

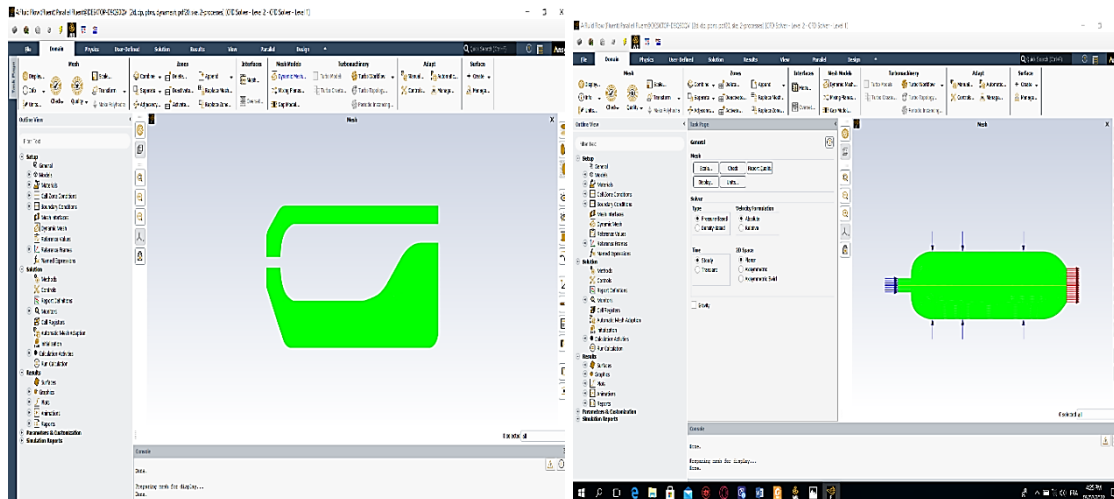


Figure 3.5 : la simulation CFD dans ANSYS FLUENT

Identifier certains paramètres généraux pour l'analyse CFD.

Sélectionnez un général dans le panneau de navigation pour effectuer des activités de réseau et sélectionnez un analyste. Et dans notre cas, on le quitte et on ne change rien.

3.7.2.4.1 Modèles

Configurez vos modèles pour la simulation CFD.

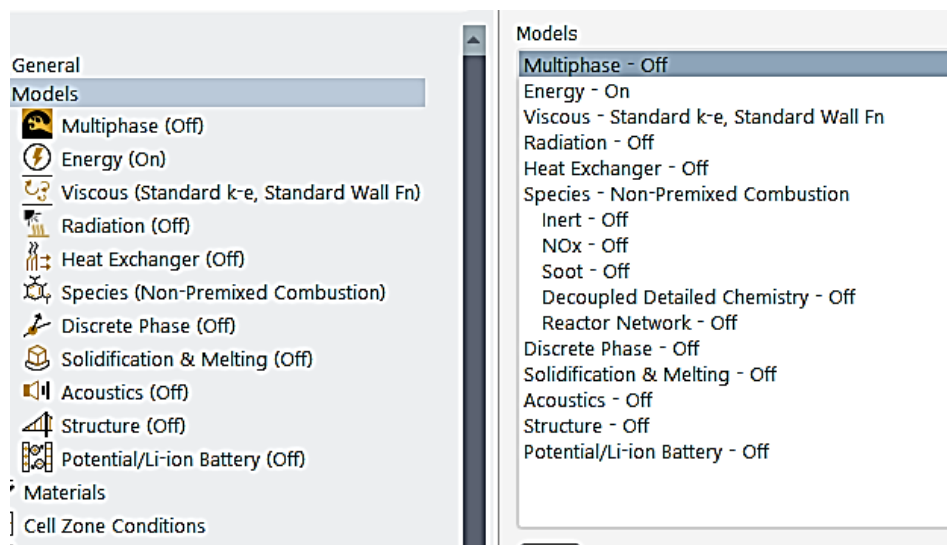


Figure 3.6 : Modèles

- Activer l'équation de l'énergie.
- Dans (viscose) Activer le modèle de turbulence k- epsilon.
- Dans (species) À ce stade, nous apportons plusieurs changements, qui sont les suivants.
 - Premièrement nous avons proposé une option du (non-premixed combustion) ;

- Deuxièmement, nous choisissons la BOUNDARY et ajouter le composant d'allumage et dans notre cas est le kérosène($C_{12}H_{23}$).

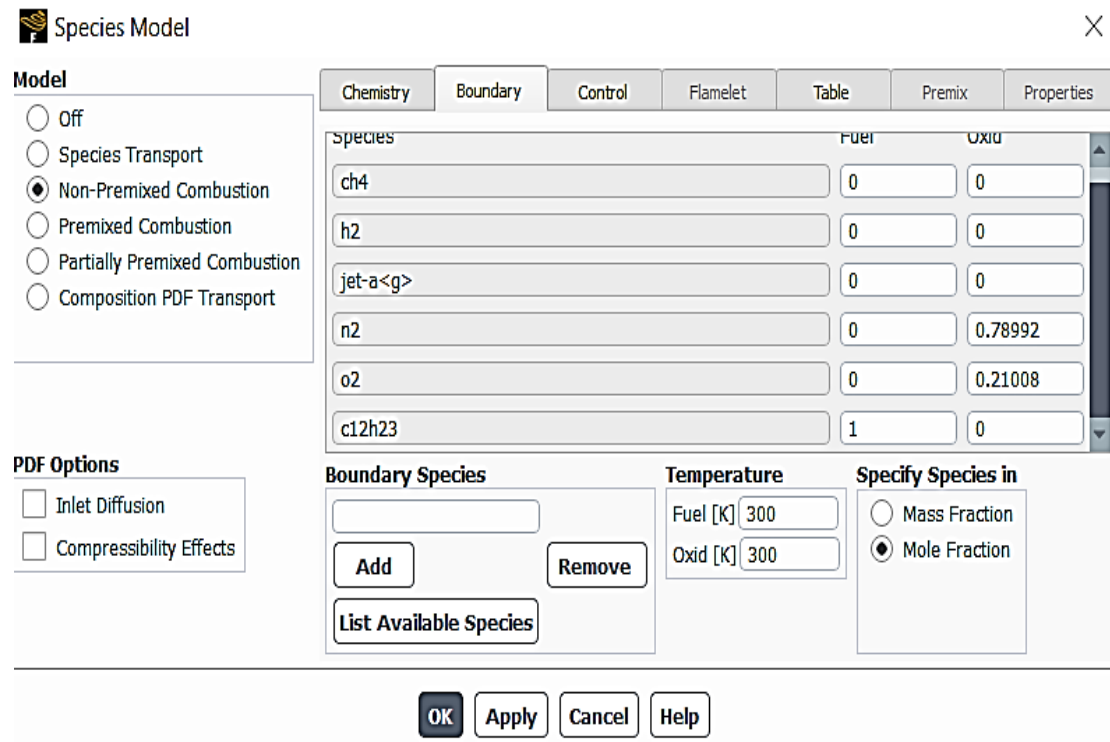


Figure 3.7 : Choix des conditions aux limites.

- Troisièmement, nous calculons le table PDF.

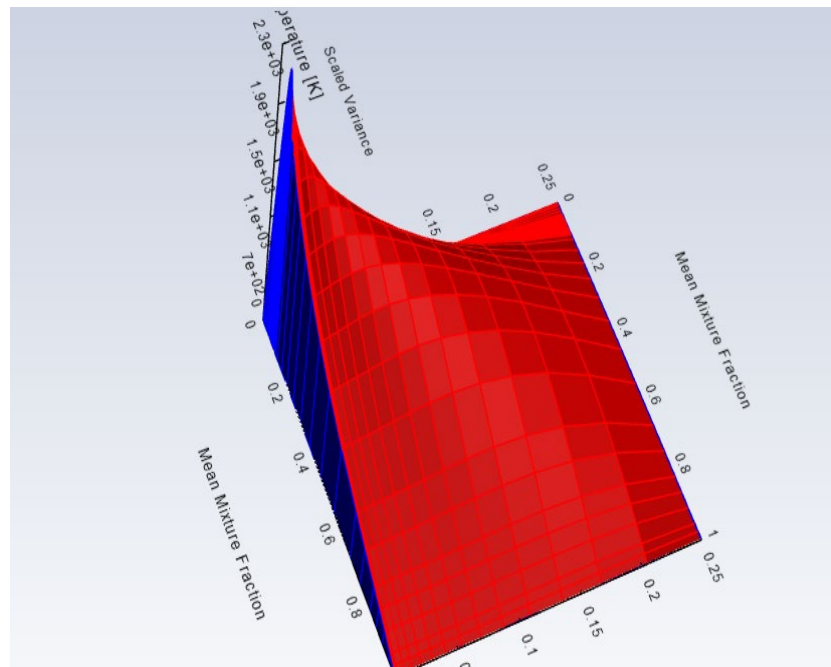


Figure 3.8 : les calculons le table PDF.

3.7.2.4.2 Materials

Préparez votre équipement pour simuler CFD et dans notre cas on a :

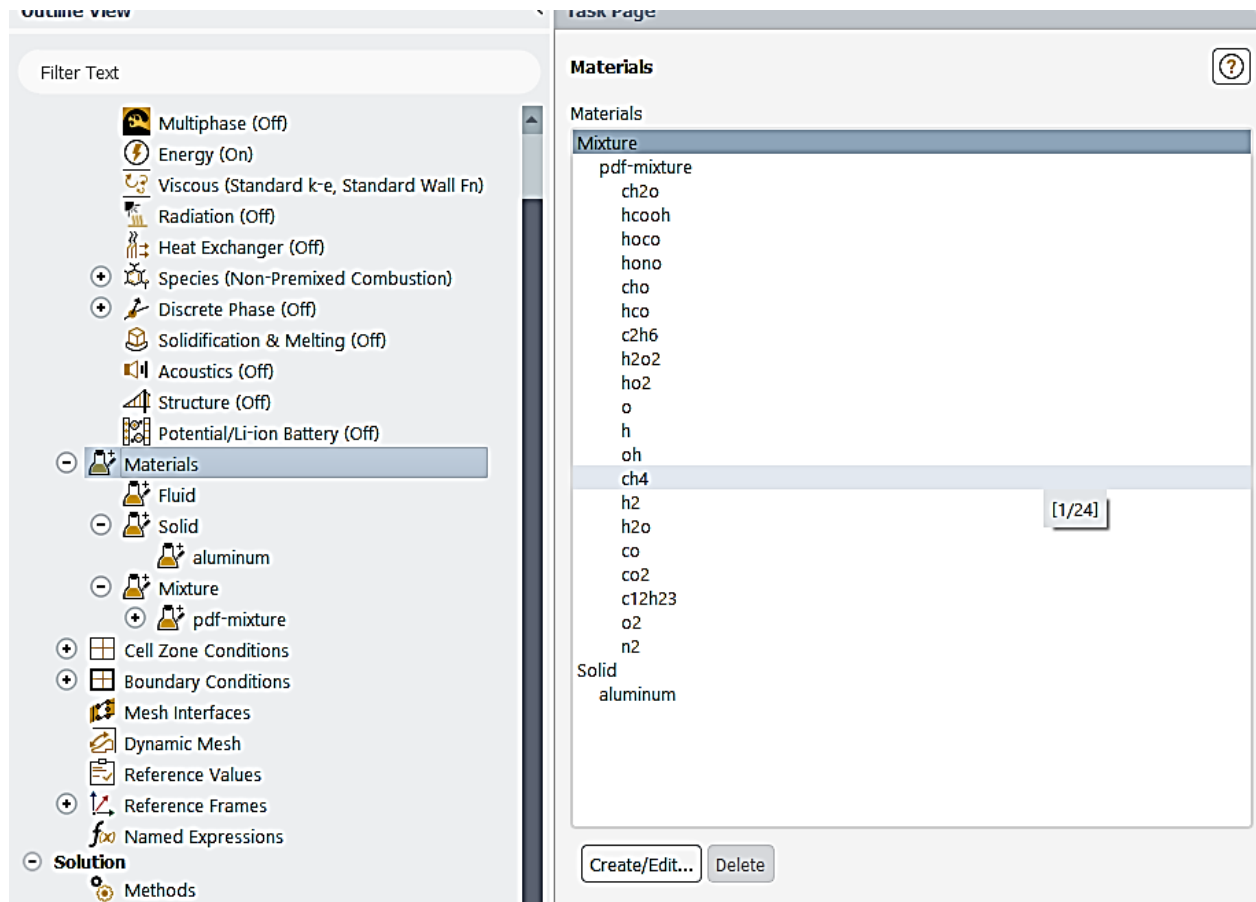


Figure 3.9 : Liste Materials

3.7.2.4.3 Conditions aux limites

Il faut définir le type des conditions aux limites que l'on souhaite imposer sur les différentes limites du domaine de calcul. On commence par choisir le solveur qui sera utilisé par la suite :

On impose la condition " mass -flow-inlet " sur les parois d'entrées (kérosène, air primaire, air secondaire, air Tertiaire) On impose la condition "out flow " sur la paroi de sortie (les gaz brûlés) ANSYS s'impose sur le reste des parois par défaut le type "Wall".

Condition d'entrée : On a choisi le type débit massique à l'entrée « mass-flow-Inlet » pour toutes les entrées, et on caractérise les informations de chacune comme le montre la figure 3.11 pour l'air primaire.

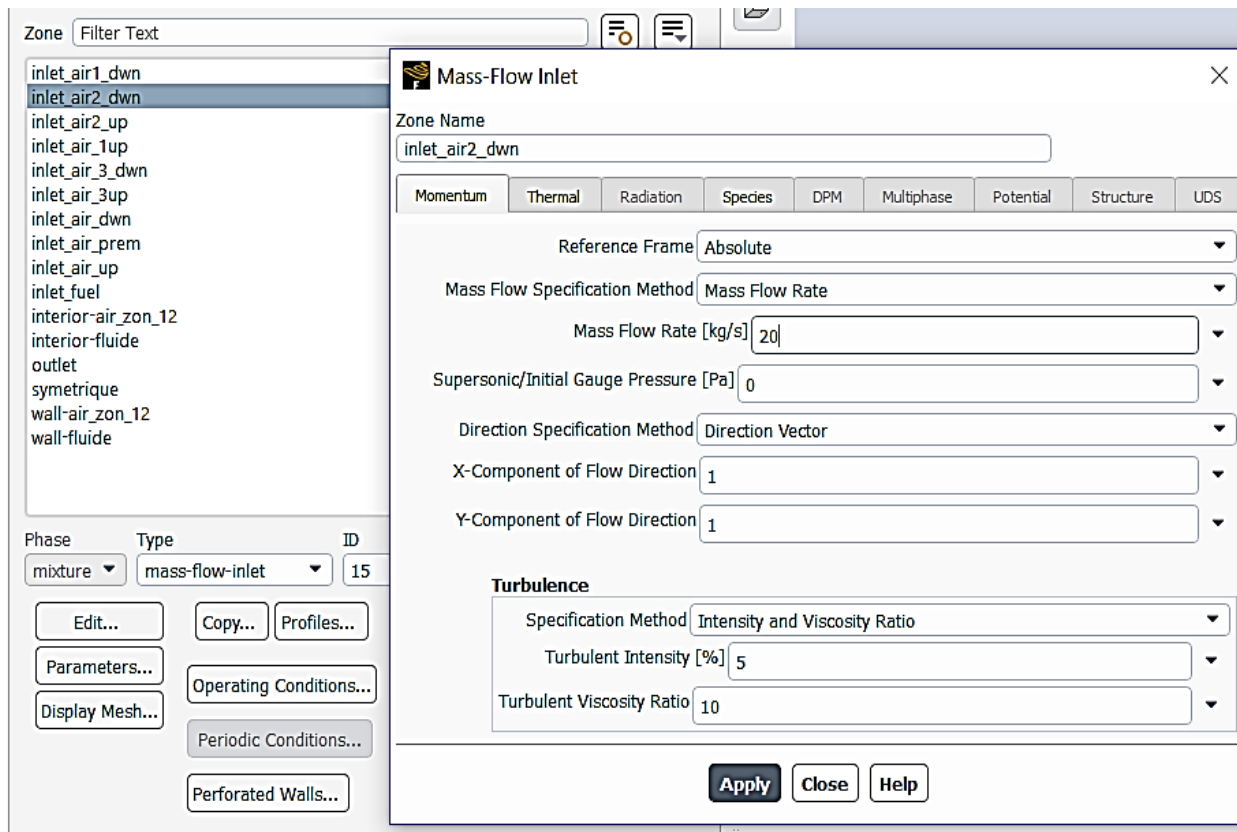


Figure 3.11 : Les conditions aux limites

Le tableau 3.1 pour la Primaire chambre montre les informations qu'on définit pour chaque entrée. On introduit pour le kérosène un autre paramètre, voir

Les entrées	Mass Flow-Rate (kg/s)	Direction Specification Method	Turbulent Intensity (%)	Turbulent Viscosity Ratio
Air Primaire UP	10	Direction Victor 1 pour X -1 pour y	10	10
Air Primaire down	10	Direction Victor 1 pour X 1 pour y	10	10
Air secondaire up	20	Direction Victor 1 pour X- 1 pour y	10	10
Air secondaire dwn	20	Direction Victor 1 pour X 1 pour y	10	10
air Tertiaire up	10	Direction Victor 1 pour X -1 pour y	10	10
air Tertiaire down	10	Direction Victor 1 pour X 1 pour y	10	10

Air dans l'espace extérieur	80	Normal Boundary	to	10	10
AIR D'E ENTRE	20	Normal Boundary	to		
Kerosene	1	Normal to Boundary		10	10

Tableau 3.1 Informations des conditions aux limites

Le tableau 3.2 est pour la deuxième chambre.

Les entrées	Mass Flow-Rate (kg/s)	Direction pecification Method	Turbulent Intensity (%)	Turbulent Viscosity Ratio
Air Primaire	1	Normal to Boundary	10	10
Air secondaire	1	Direction Victor 1 pour X- 1 pour y	10	10
air Tertiaire	2	Direction Victor 1 pour X -1 pour y	10	10
air	1	Direction Victor 1 pour X 1 pour y	10	10
Kerosene	0.05	Normal to Boundary	10	10

Tableau 3.2 Informations des conditions aux limites (2^{ème} cas)

Remarque : On a éloignée l'étude de quelques propriétés (ex, la radiation...), et on a considéré la paroi sans épaisseur, pour simplifier les calculs.



Figure 3.12 : Conditions aux limites

3.8 Résultats et discussions

Dans cette partie, on présente les résultats de notre étude concernant le comportement des écoulements réactifs dans une chambre de combustion, La distribution des vitesses, de température et des espèces constituant le mélange.

Les figures suivantes montrent les résultats qui nous avons obtenu

3.8.1 Chambre de combustion asymétrique (Chambre annulaire)

3.8.1.1 Champ thermique

La figure (3.13) est une distribution du champ thermique dans la chambre de combustion N1. Notez que vous commencez à augmenter la zone primaire et Zone secondaire puis commencer à diminuer en Zone dilution.

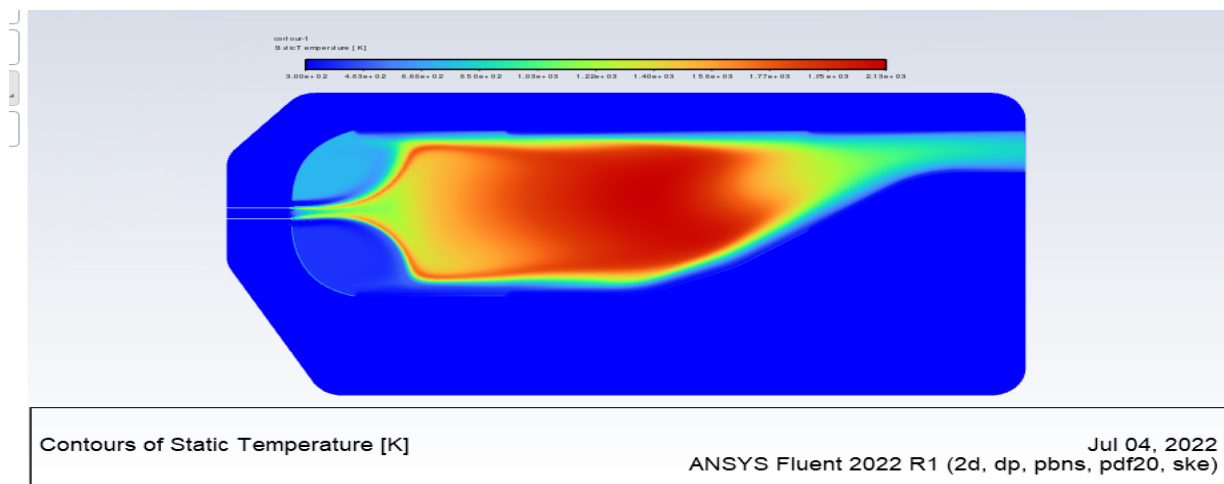


Figure 1.13 : Champ de température

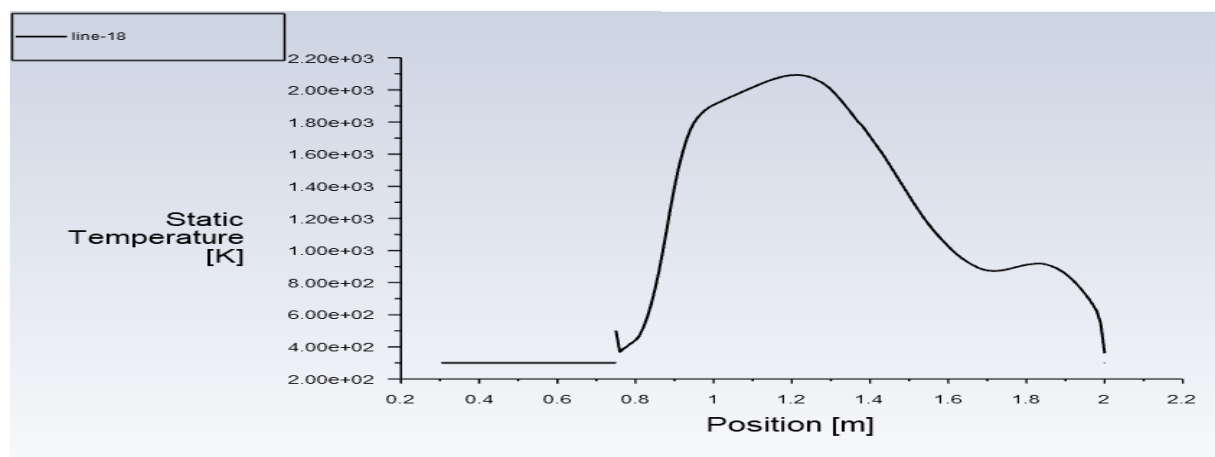


Figure 3.14 La distribution de la température suivant l'axe x.

3.8.1.2 L'intensité de la turbulence

La forme est une l'intensité de la turbulence où elle était faible au début, puis intensifiée dans la sortie de chambre.

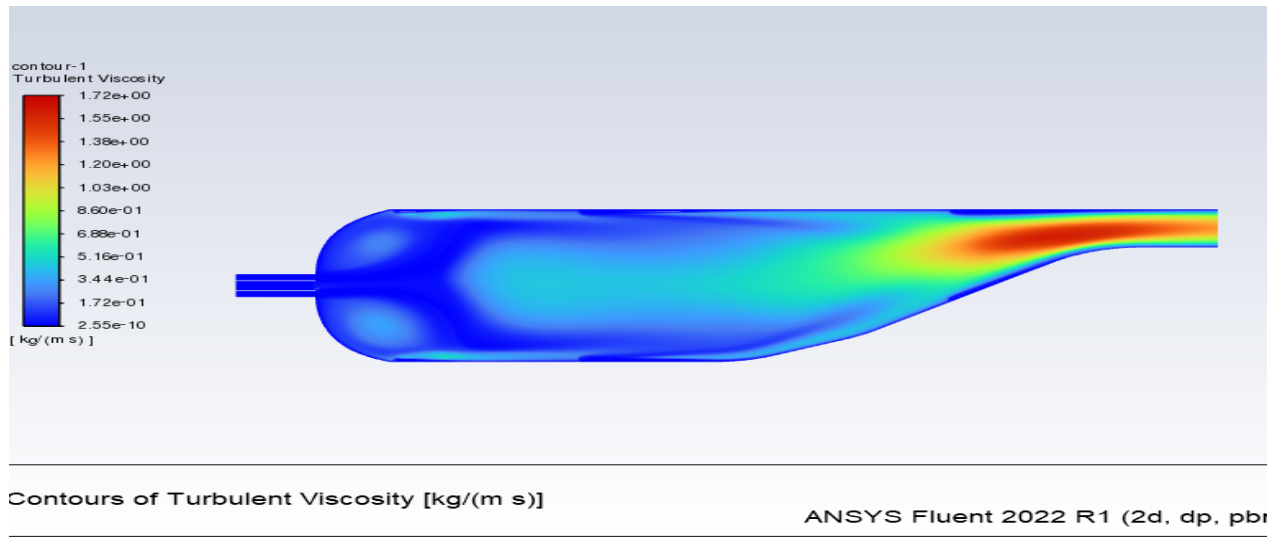


Figure 3.15 : Intensité de la turbulence

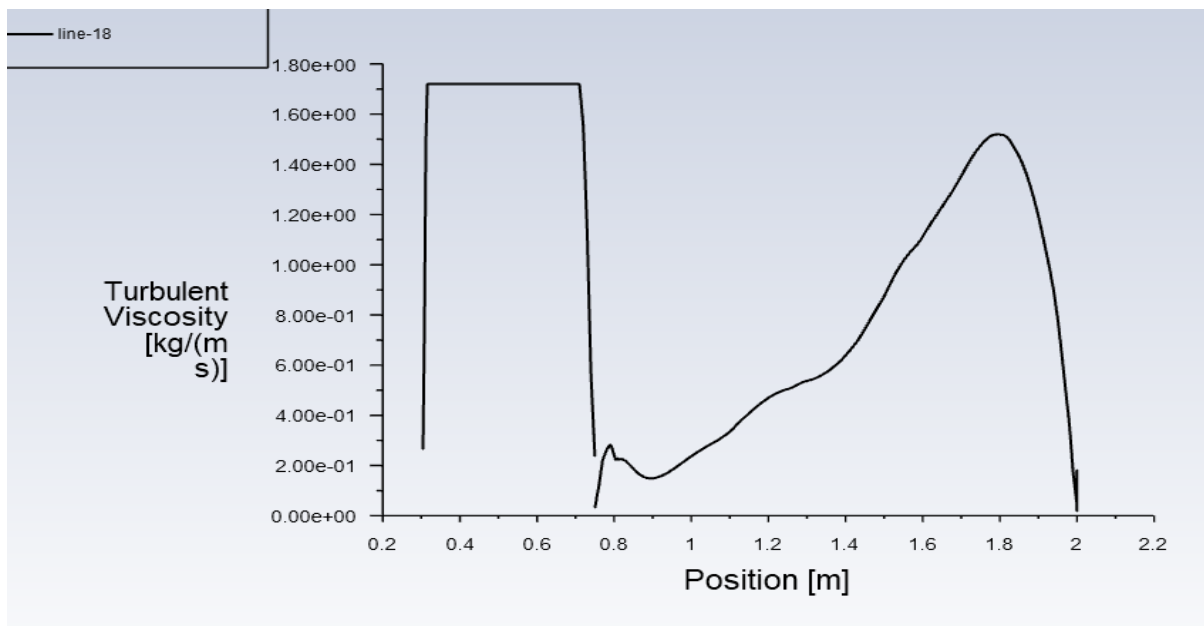


Figure 3.16 : Profil montre l'intensité de la turbulence suivant l'axe x.

3.8.1.3 Champ de vitesse

La figure (3.17) présente les contours des vitesses dans la direction de l'écoulement et la vitesse est stable jusqu'à ce que la sortie monte un peu.

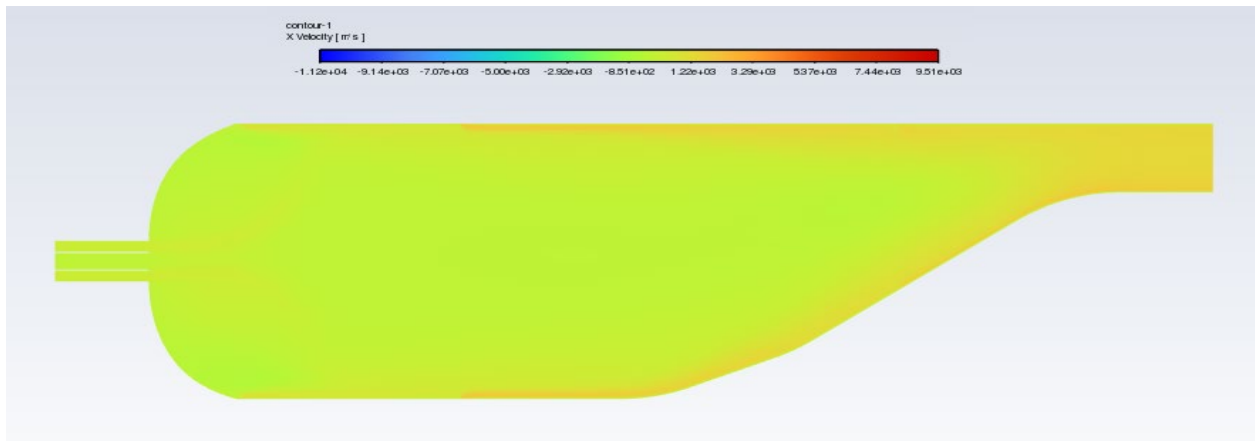


Figure 3.17 : Contours des vitesses

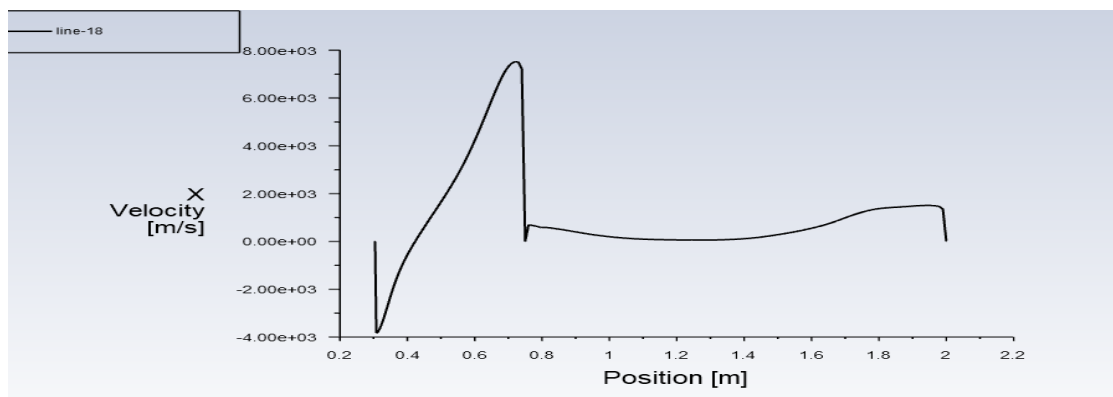
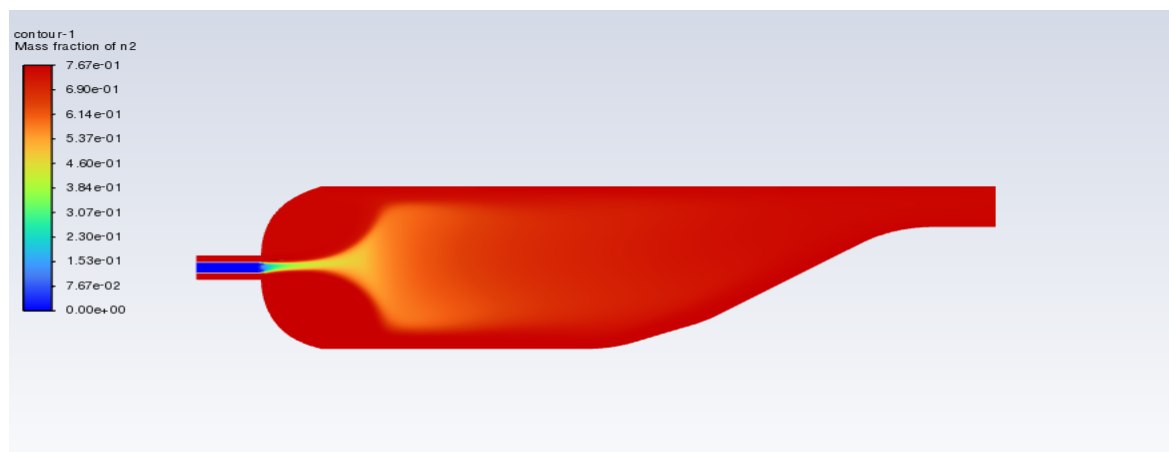


Figure 3.18 : Profil de vitesse moyenne suivant l'axe x.

3.8.1.4 Champ chimique

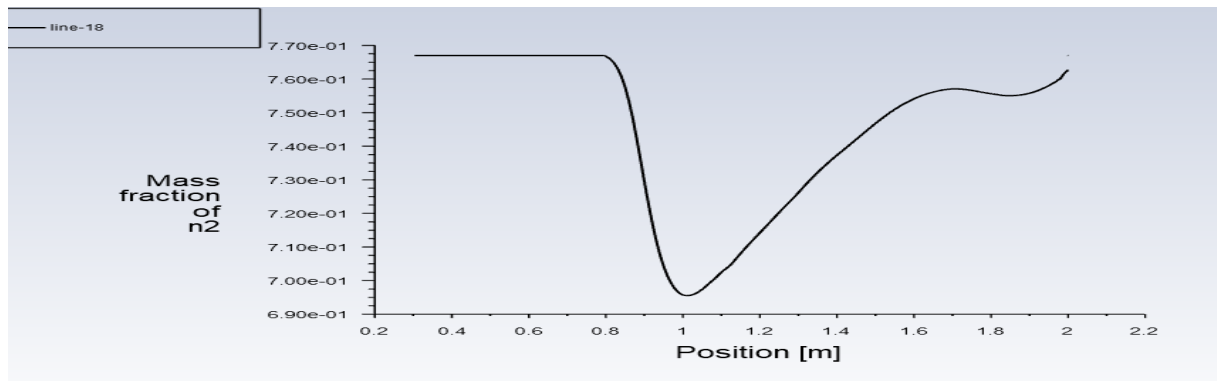
- Fraction massique de l'azote

Voir dans la forme qui est Le champ de la fraction massique de l'azote où il est léger dans l'entrée pour regarder en hauteur.



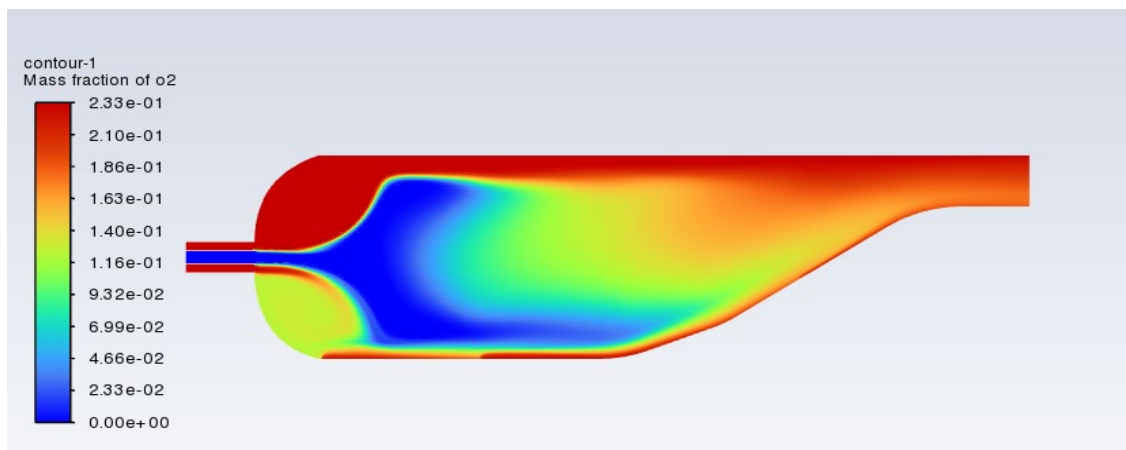
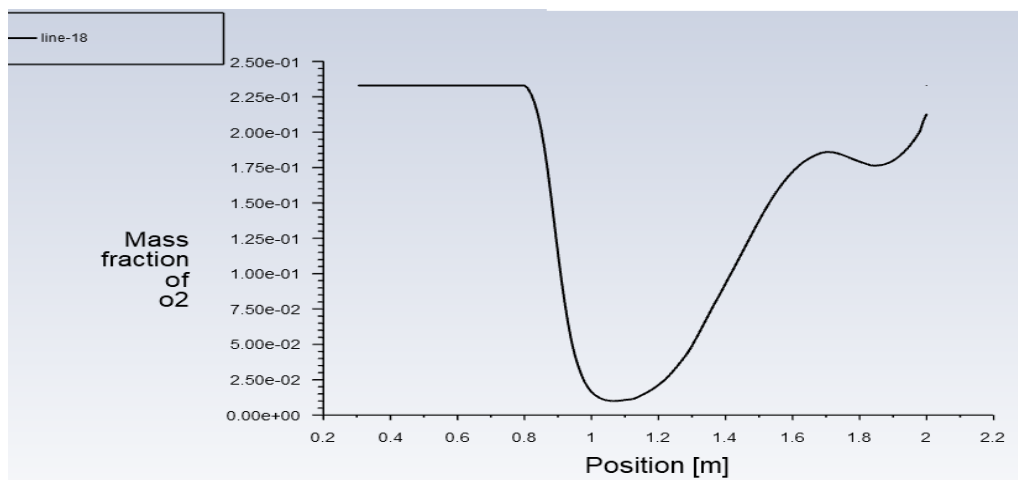
Contours of Mass fraction of n2

 Jul 04, 2022
 ANSYS Fluent 2022 R1 (2d, db, pbns, pdf20, ske

Figure 3.19 : Contours de fraction massique de N₂Figure 3.20 : Profil montre la distribution de la fraction massique du N₂

- **Le champ de la fraction massique de l'oxygène**

La forme est le champ de la partie de masse d'oxygène dans la zone primaire le rapport d'oxygène est très faible pour d'autres zone.

Figure 3.21 : Contours de fraction massique de O₂Figure 3.22 : Distribution de la fraction massique d'O₂ suivant x

- **Le champ de la fraction massique du kérosène**

On remarque la disparition de l'espèce combustible après petite injection. Cela montre la combustion totale de cette espèce.

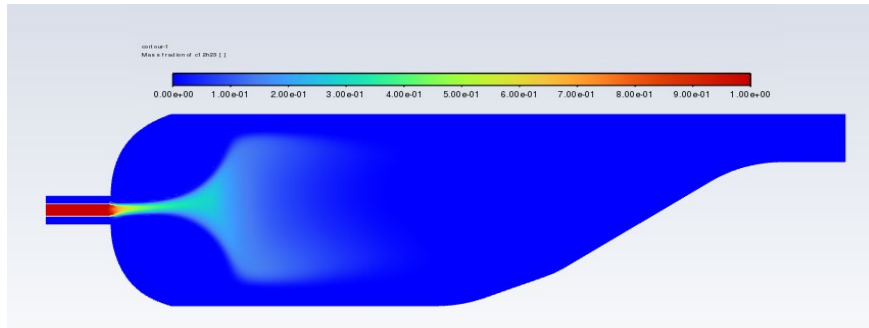


Figure 3.23 : Contours de fraction massique du $C_{12}H_{23}$

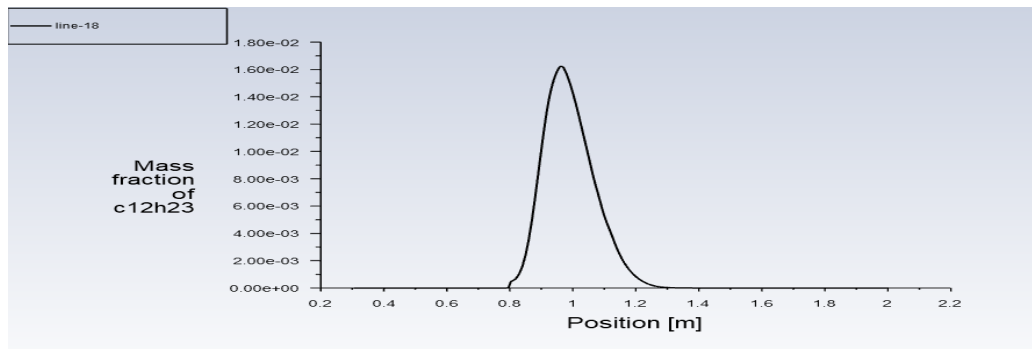


Figure 3.24 : Profil de disparition du $C_{12}H_{23}$ suivant x.

- **Le champ de la fraction massique du dioxyde de carbone**

On a connaissance que l'un des constitutions des produits de dioxyde de carbone, c'est ce qui a indiqué par la figure (3.25).

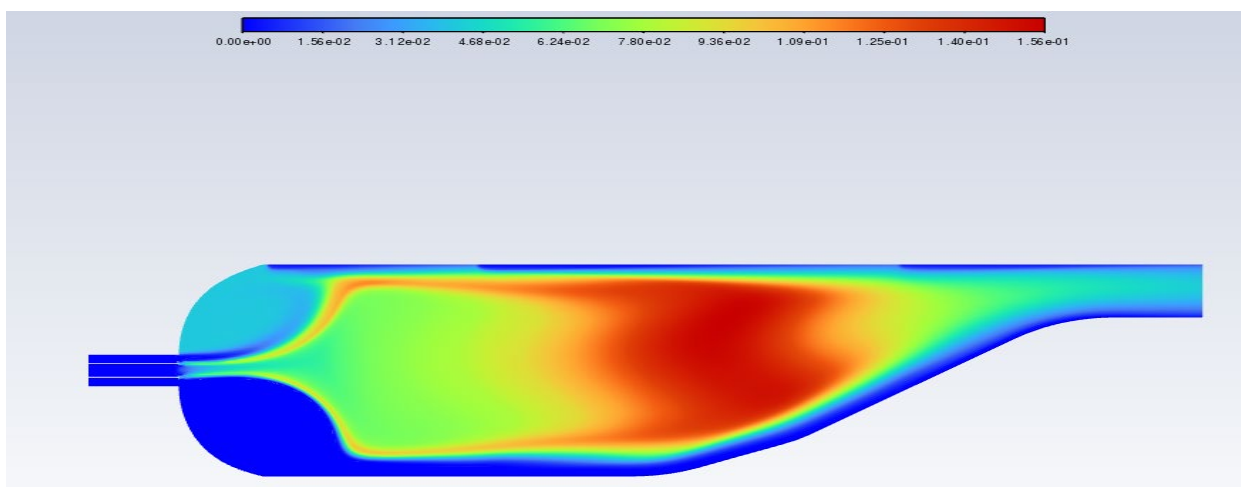
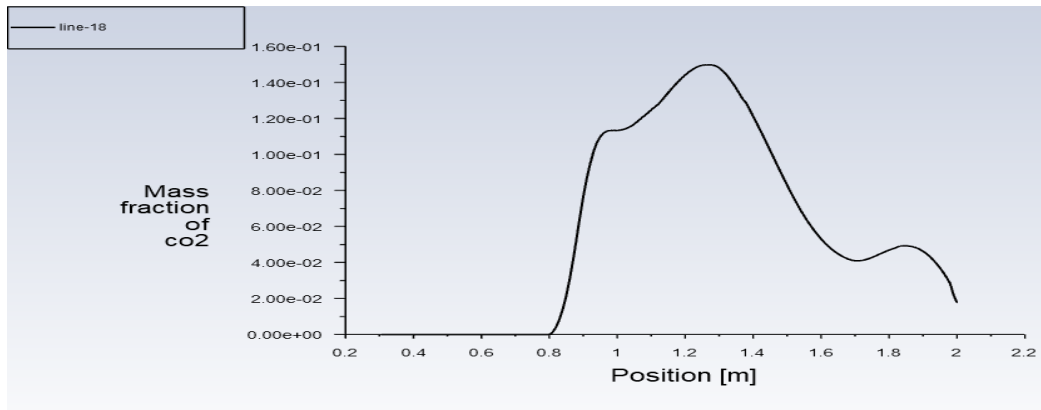


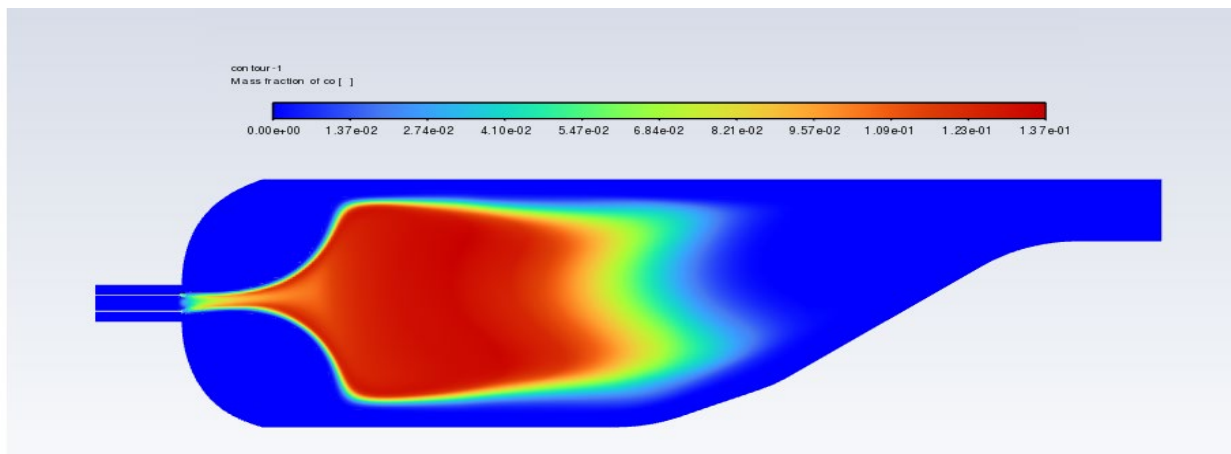
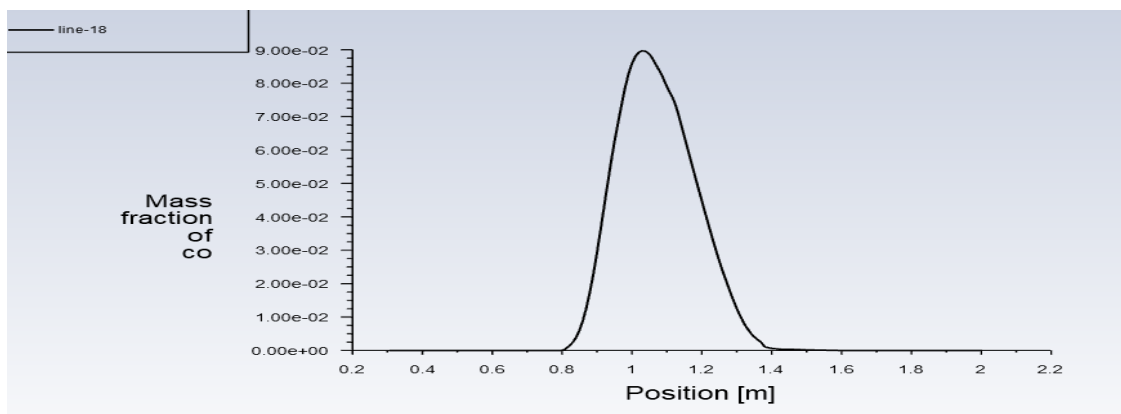
Figure 3.25 : Contours de fraction massique de CO_2

Figure 3.26 : Profil de fraction massique de CO_2 suivant x

- **Le champ de la fraction massique de monoxyde de carbone**

Nous considérons la disparition du monoxyde de carbone avant la sortie de la chambre de combustion, un avantage, car il est nocif.

La figure (3.27) montre la zone d'existence du CO , qu'on a minimisé le plus possible.

Figure 3.27 : Contours de fraction massique de CO Figure 3.28 : Profil de fraction massique de CO suivant x

- **Le champ de la fraction massique de l'eau**

La figure (3.29) représente le champ de la fraction massique de l'eau où le pourcentage d'eau est élevé et diminue à la sortie.

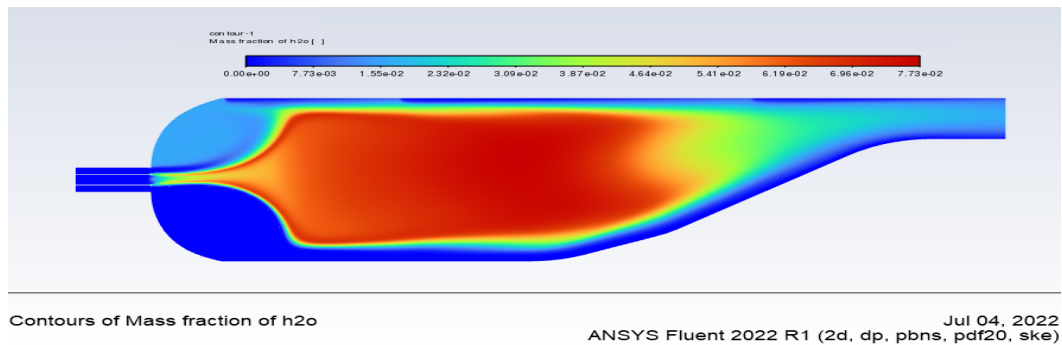


Figure 3.29 : Contours de fraction massique de H₂O

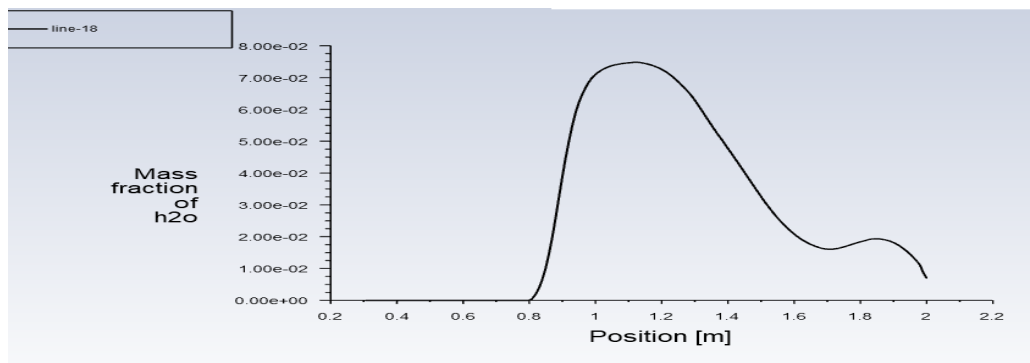


Figure 3.30 ; Profil de fraction massique de H₂O suivant x

3.8.2 Chambre de combustion axisymétrique (Chambre tubulaire)

3.8.2.1 Champ thermique

La figure (3.31) est une distribution du champ thermique dans la chambre de combustion où nous observons avec l'entrée du mélange un degré de chaleur commence à atteindre sa valeur organique dans la zone secondaire où il atteint 2050 k à partir de la dilution puis décroissante dans la zone dilution.

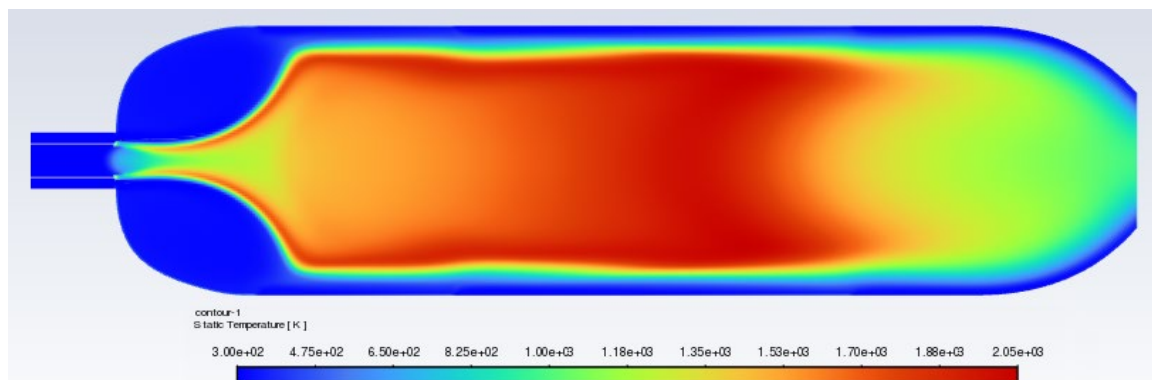


Figure 3.31 : Champ de température

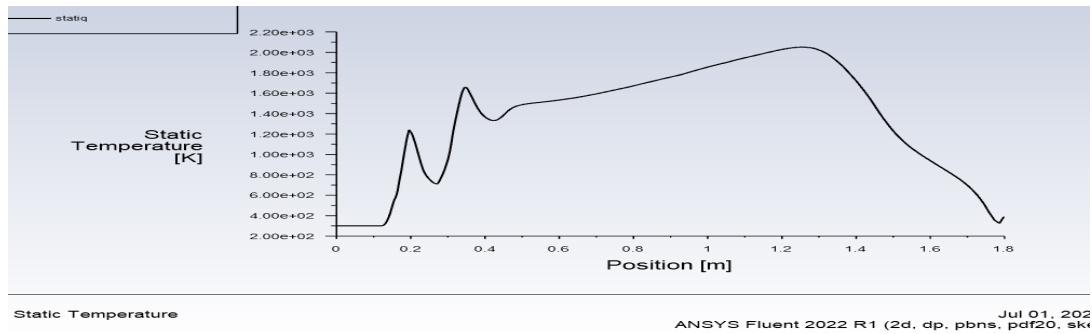


Figure 3.32 : La distribution de la température suivant l'axe x.

3.8.2.2 La viscosité turbulente

La figure (3.33) présente les contours des vitesses dans la direction de l'écoulement où il est clair que l'écoulement est fortement accéléré dans la sortie de la chambre.

On remarque une baisse vitesse organisée pour que la flamme soit stabilisée dans le foyer.

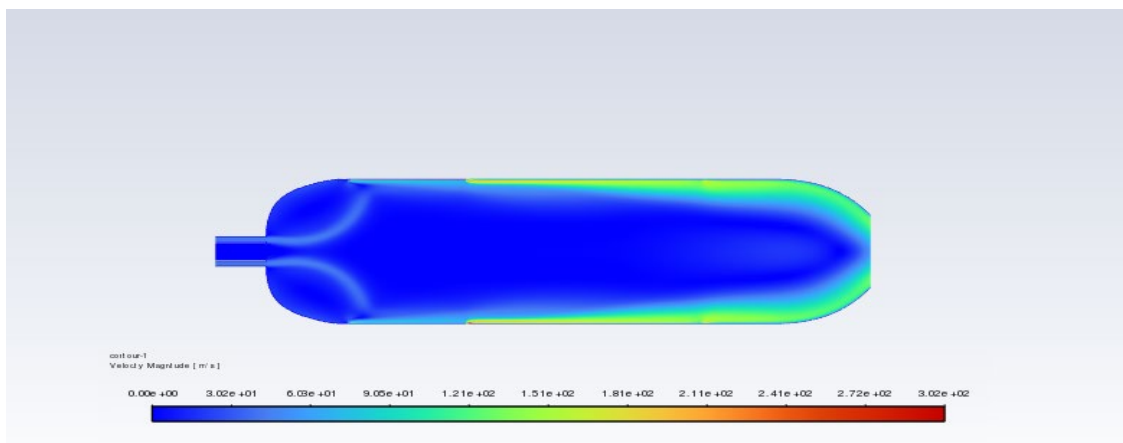


Figure 3.33 : Intensité de la turbulence

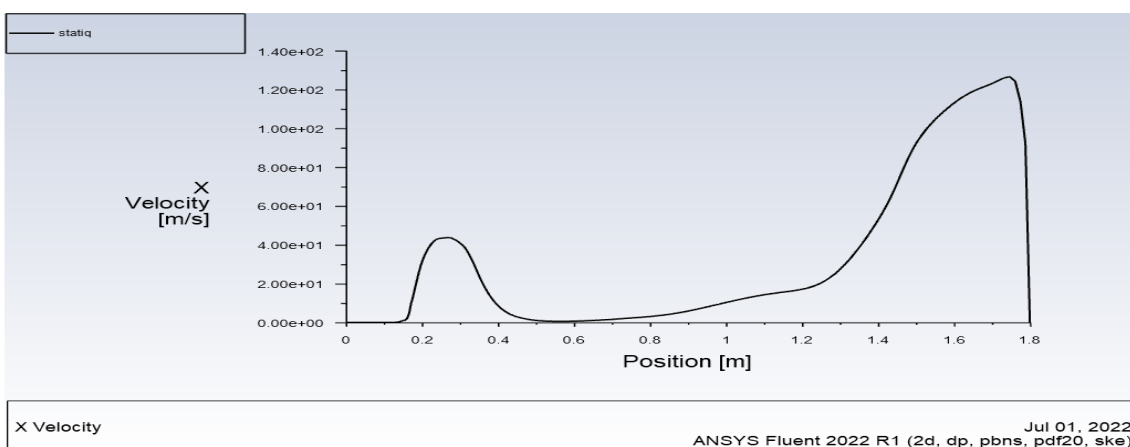


Figure 3.34 : Profil montre l'intensité de la turbulence suivant l'axe x

3.8.2.3 Champs chimiques

- **Champ de la fraction massique de l'azote (N₂)**

La figure présente les Concentrer n2 dans la chambre de combustion où il y a peu dans l'entrée et les objets de valeur commencent à monter pour prouver dans la dilution zone.

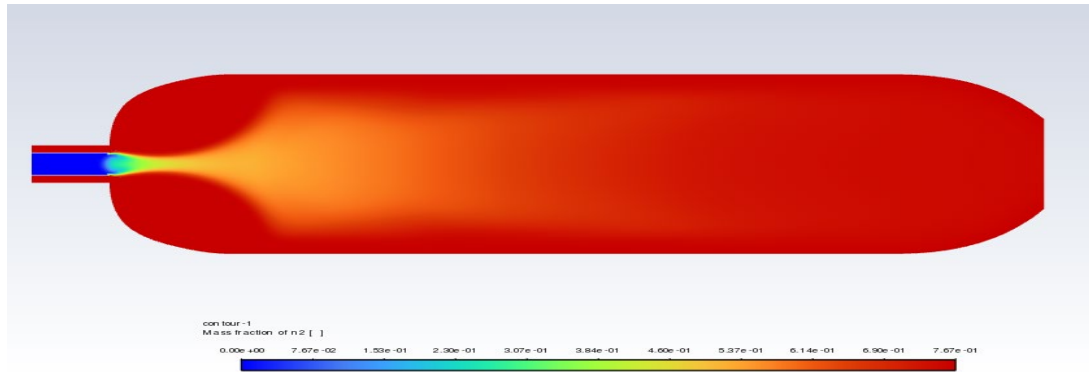


Figure 3.35 : Contours de fraction massique du N₂

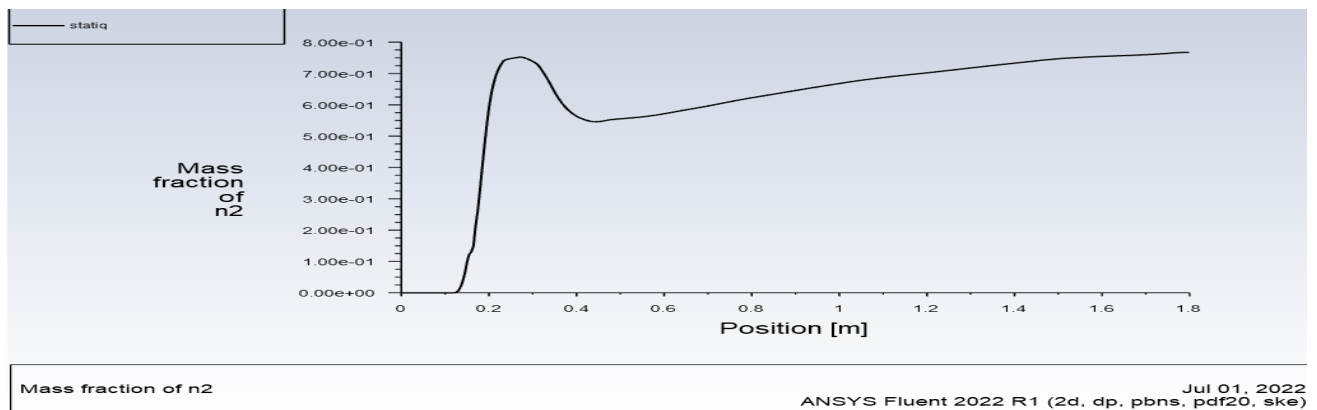


Figure 3.36 : Profil montre la distribution de la fraction massique du N₂, plan xy ($z = 0$).

- **Le champ de la fraction massique de l'oxygène (O₂)**

La figure présente les Concentration d'oxygène là où elle est concentrée sur les côtés de la pièce surtout dans la zone primaire et la zone secondaire tout en commençant à augmenter dans la zone de dilution.

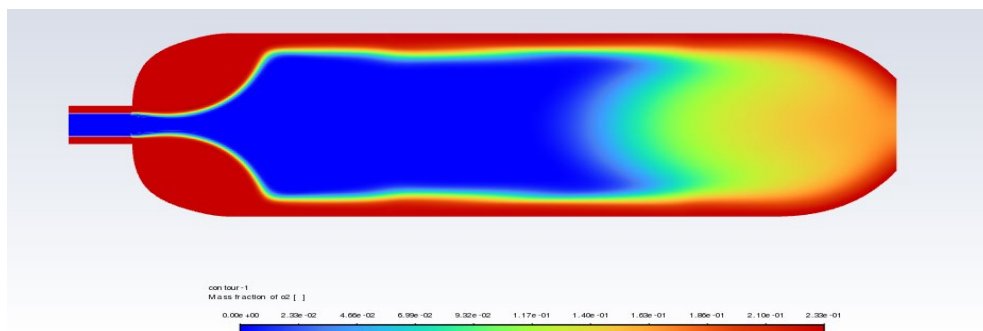


Figure 3.37 : Contours de fraction massique d'O₂

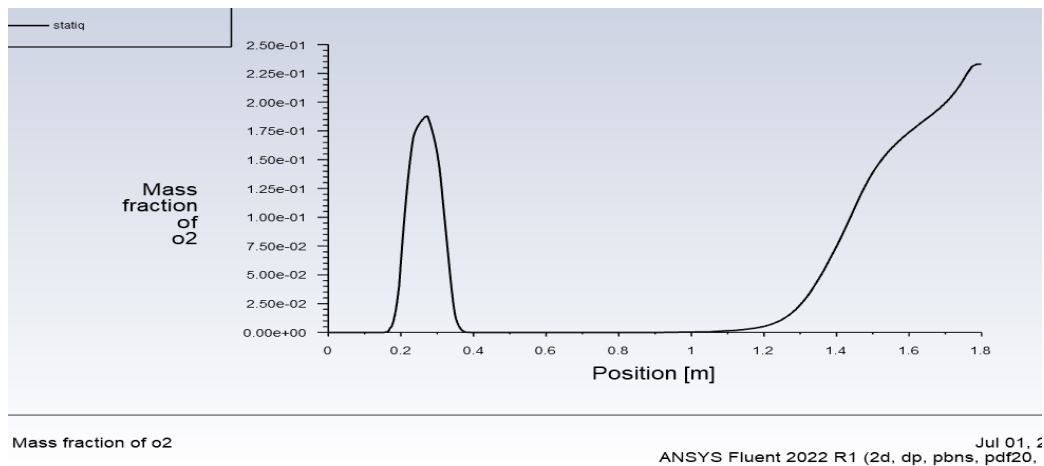


Figure 3.38 : Profil montre la distribution de la fraction massique d' O_2 suivant x.

- **Le champ de la fraction massique du kérosène (c12 h23)**

On remarque la disparition d'injection. Cela montre la combustion totale de cette espèce. Le champ de la fraction massique du kérosène On remarque la disparition de l'espèce combustible après petite distance au point d'injection. Cela montre la combustion totale de cette espèce.

Après petite distance au point.

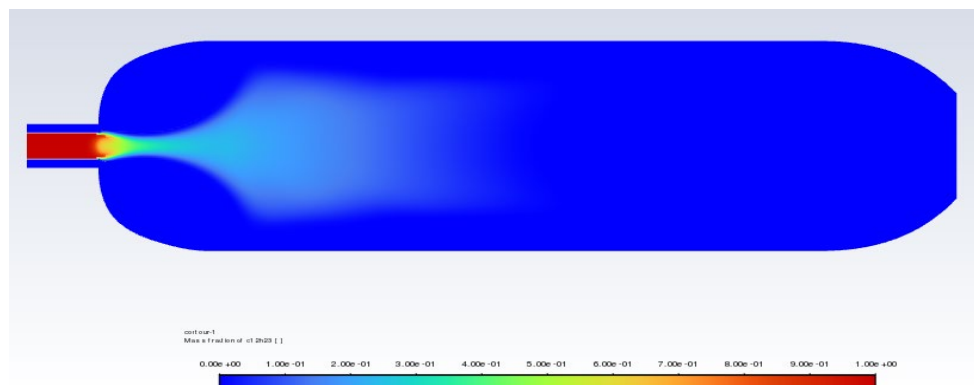


Figure 3.39 : Contours de fraction massique du $C_{12}H_{23}$

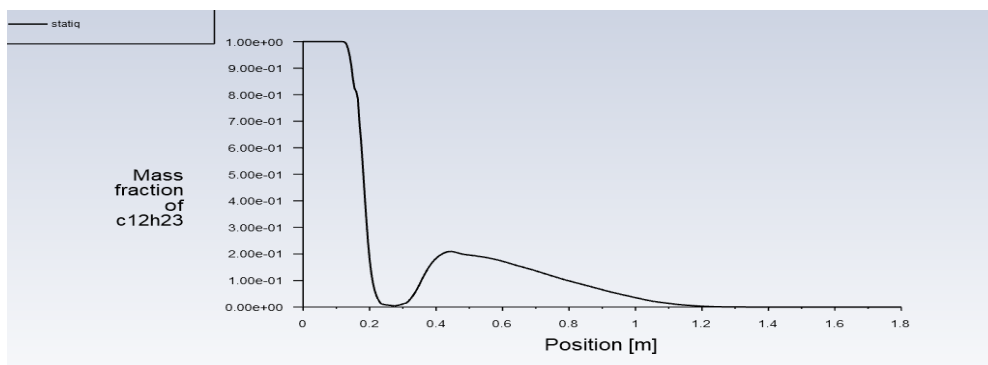


Figure 3.40 : Profil montre la disparition du $C_{12}H_{23}$ suivant x.

- **Le champ de la fraction massique du dioxyde de carbone (CO_2)**

On a connaissance que l'un des constitutions des produits de combustion est le dioxyde de carbone, c'est ce qui a indiqué par la figure 3.41.

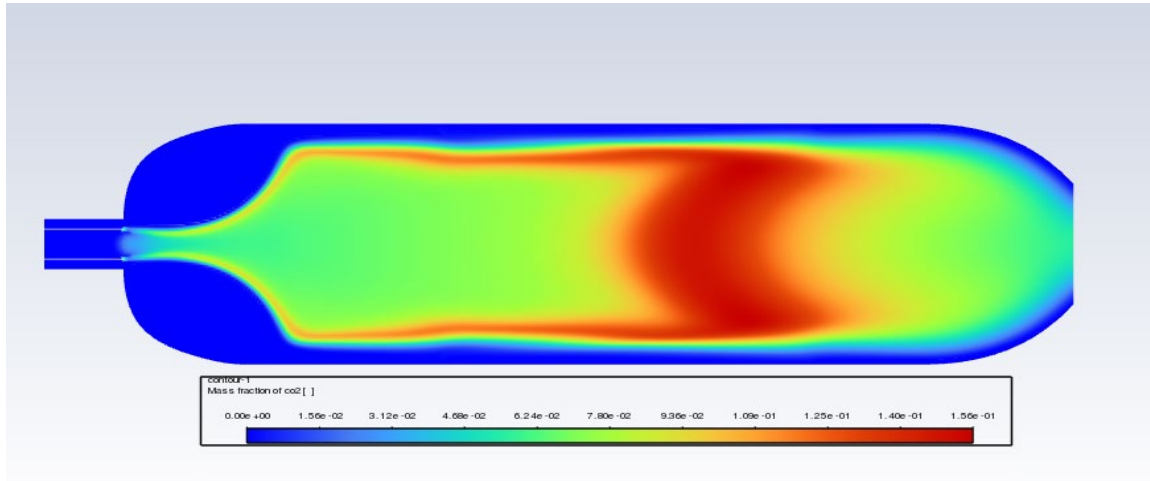


Figure 3.41 : Contours de fraction massique de CO_2

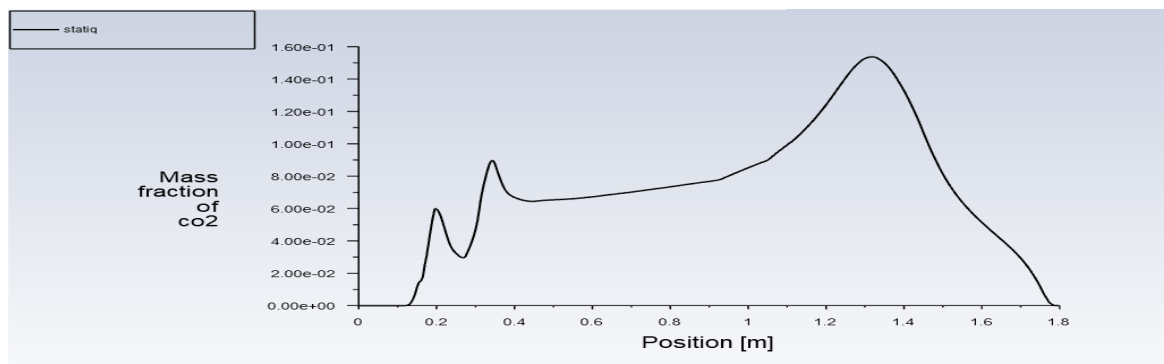


Figure 3.42 Profil de fraction massique de CO_2 suivant x

- **Le champ de la fraction massique de monoxyde de carbone (CO)**

Nous considérons la disparition du monoxyde de carbone avant la sortie de la chambre de combustion, un avantage, car il est nocif. La figure montre la zone d'existence du CO , qu'on a minimisé le plus possible.

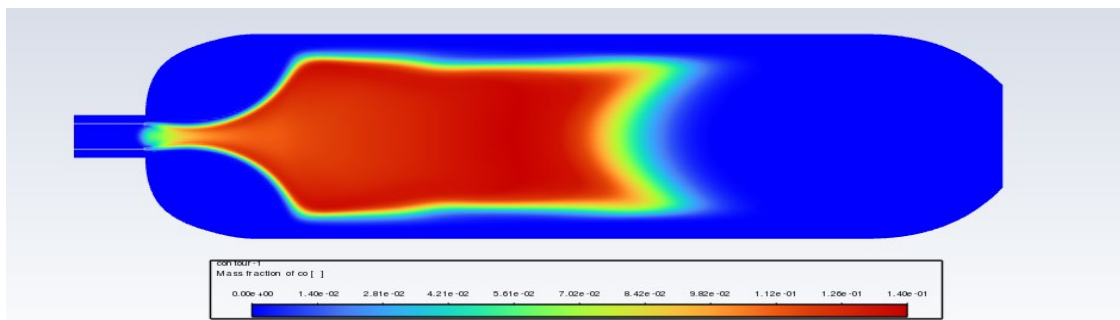


Figure 3.43 Contours de fraction massique de CO

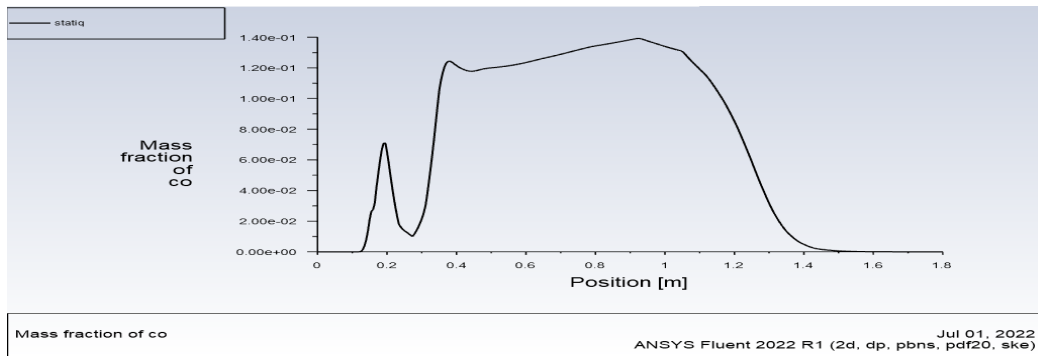
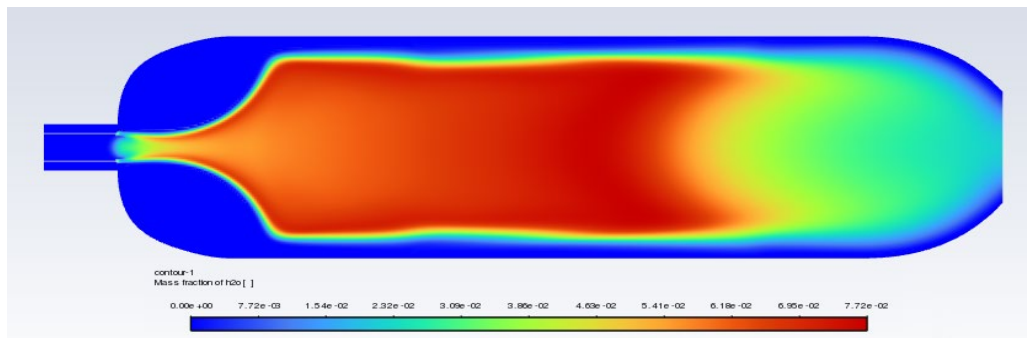
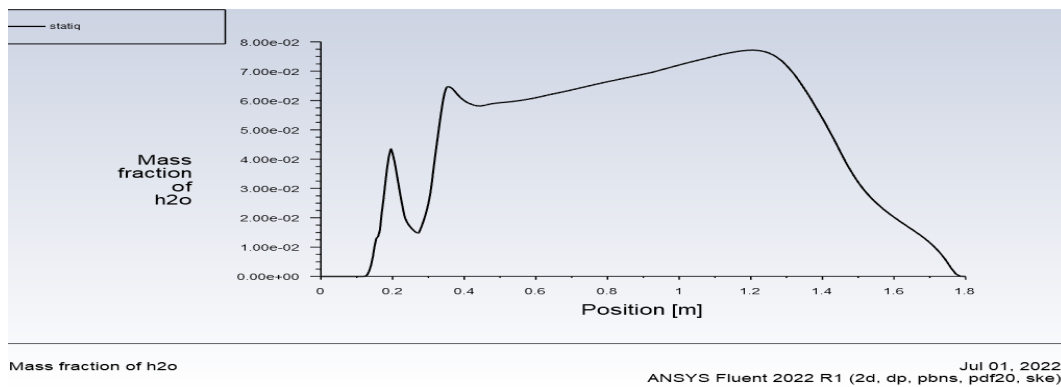


Figure 3.44 : Profil de fraction massique de CO suivant x

- **Champ de la fraction massique de l'eau H₂O**

Le champ de la fraction de masse de l'eau en forme est concentré dans la zone primaire et zone secondaire.

Figure 3.45 : Contours de fraction massique de H₂OFigure 3.46 : Profil de fraction massique de H₂O suivant x.

Conclusion

Sur la base des résultats obtenus dans les deux chambres de combustion sur lesquelles nous avons simulé, il a été conclu que la perturbation améliore la combustion en améliorant le mélange de combustion dans la chambre de combustion en réduisant les émissions polluantes.

CONCLUSION GENERALE

Dans ce travail, nous avons vu l'un des types de moteurs à combustion Turbulent, comme une turbine à gaz.

Nous avons fait une expérience numérique sur le flux interactif turbulent dans deux types de chambre de combustion (tubes à flamme).

La simulation numérique montre la simplicité, l'économie et étudier et comprendre (au moins en partie) le fonctionnement des perturbations flux réactifs.

Les résultats de la simulation ont montré que l'étude 2d devient la nécessité de ce genre de problème.

Les principaux objectifs de ce travail ont été atteints, et ce travail a été fait par ANSYS R1, qui est un programme moderne et relativement convivial.

Les différents résultats ont été mis en œuvre par l'analyse dynamique et thermique et qui permettent de mieux comprendre les phénomènes chimiques Combustion turbulente en ingénierie simple.

Enfin, ce travail nous donne une perspective sur de nombreuses études futures en matière de développement et de réduction des émissions nocives pour l'environnement.

Références Bibliographiques

- [1] HENNI MANSOUR Z, Cours de thermopropulsion II « chapitre III : Moteurs à
- [2] Daniel Huilier, Licence LPAI : Aérodynamique et propulsion, 2007-2008.
- [3] HENNI MANSOUR Z, Cours de thermopropulsion II « Chapitre V: Les organes du turboréacteur et leur fonction »
- [4] Introduction à la mécanique de propulsion, Université Kasdi Merbah, Ouargla 2014-2015.
- [5] Julien BALLESTER, MOTEURS.
- [6] Xavier OTTAVY André Vouillarmet, cours turbomachines.
- [7] RAMON CARRERAS « Etude indu turbo fan », 2012.
- [8] Etude des aéronefs et des engins spatiaux Colin Kling Process Description: How a Turbofan Engine Works.
- [9] Robin V., " Contribution a la modélisation des écoulements turbulents réactifs partiellement prémélanges ", thèse de doctorat : Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique, 2007
- [10] Guillaume A., " Simulation aux grandes échelles des écoulements réactifs non prémélanges ", thèse de doctorat : Université de Toulouse, 2009
- [11] Bessanane N., " Simulation numérique de la combustion turbulente dans des géométries complexes ", thèse de magistère : Université de Batna, 2008
- [12] Simulation numérique d'un écoulement réactif turbulent dans une chambre de combustion d'un turboréacteur