



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

Projet de Fin d'Etudes
Pour l'obtention du Diplôme de Master académique en Génie
Mécanique
Option : Energétique

Thème :

Analyse numérique de l'interaction fluide-structure dans
l'environnement des tubes à flamme des turbines à gaz

Réalisé par :
Ouzeri Ishak

Soutenue le : 26/10/2021
Devant le jury composé de :

Grade, Nom & Prénom	Statut	Domiciliation
Dr. KETFI Omar	Président	USD-Blida 1
Dr. GUERGADJ Mohamed	Examineur	USD-blida 1
Dr. BENSEDIRA Sidali	Encadreur	USD-Blida 1

Année universitaire 2020/2021

Remerciements

J'adresse mes plus sincères sentiments de reconnaissance et de remerciements envers le Bon ALLAH, le clément et le miséricordieux, Lequel m'a accordé la force et le courage de mener à bien ce modeste travail.

Je remercie, Dr Bensedira Sidali, pour m'avoir encadré et orienté et pour m'avoir soutenu pendant cette année de travail.

Mes remerciements s'adressent aussi aux membres du jury qui nous font l'honneur de présider et d'examiner ce travail.

Enfin,

Je voudrais exprimer à toute ma famille, ma reconnaissance pour le soutien qu'ils m'ont apporté en toute circonstance. Qu'ils trouvent dans ce travail le témoignage de mon affection.

Nos remerciements s'adressent également à toutes les personnes qui ont, de près ou de loin, apporté aide et encouragement.

Dédicaces

Je tiens à dédier cet humble travail à :

Mes très chères parents ma mère et mon père pour leur patience, leur amour, leur soutien et leurs encouragements.

Mes très chers frères.

Toute ma famille paternelle et maternelle.

Mes collègues et mes meilleurs amis.

Tous ce qui m'aiment.

Ouzeri Ishak

ملخص:

نقترح في هذه الرسالة التحليل العددي لتفاعل بنية السوائل داخل غرفة الاحتراق لتوربين غازي Ms 5002B، لنوعين من تصميمات أنابيب اللهب LHE (4 و 3 فتحات تخفيف). تتكون هذه الغرف من مكونين رئيسيين: حاقن الوقود وأنبوب اللهب. يتكون أنبوب اللهب من أنبوب أسطواني به عدة فتحات بأحجام مختلفة. بعض الثقوب لها دور إمداد الغرفة بالهواء اللازم للاحتراق ومن ثم لتخفيف اللهب، والبعض الآخر له دور في تبريد جدران الغرفة وحمايتها من غازات الاحتراق الساخنة. سمحت عمليات المحاكاة العددية المختلفة بالتحكم في ملامح درجة الحرارة واستنتاج تأثير هندسة الأنابيب على تقليل الانبعاثات الضارة وعدم استقرار اللهب وكذلك كفاءة التوربين.

الكلمات المفتاحية: التوربينات الغازية، أنبوب اللهب، LHE، فتحات التخفيف، CFD.

Résumé

Dans ce mémoire on se propose d'analyser numériquement l'interaction fluide-structure au sein d'une chambre de combustion d'une turbine à gaz MS5002B, pour deux types de conception des tubes à flamme LHE (4 et 3 trous de dilution). Ces chambres sont constituées de deux principaux composants : l'injecteur de combustible et le tube de flamme. Le tube de flamme est formé d'un tube cylindrique muni de plusieurs trous de différentes dimensions. Certains trous ont pour rôle d'alimenter la chambre par l'air nécessaire à la combustion puis à la dilution de la flamme, les autres ont pour rôle de refroidir les parois de la chambre et de les protéger des gaz chauds de combustion. Les différentes simulations numériques ont permis de contrôler les profils de température et conclure sur l'effet de la géométrie du tube sur la réduction des émissions nocives et l'instabilité de la flamme ainsi l'efficacité de la turbine.

Mots clés : Turbine à gaz, Tube à Flamme, LHE, trous de dilution, CFD.

Abstract

In this research paper we propose to numerically analyze the fluid-structure interaction within a MS5002B gas turbine combustor, for two types of LHE flame tube designs (4 and 3 dilution holes). These chambers consist of two main components : the fuel injector and the flame tube. The flame tube is a cylindrical tube with several holes of different sizes. Some of the holes are used to supply the chamber with the air necessary for combustion and flame dilution, while the others are used to cool the chamber walls and protect them from the hot combustion gases. The different numerical simulations have allowed to control the temperature profiles and to conclude on the effect of the geometry of the tube on the reduction of the noxious emissions and the instability of the flame as well as the efficiency of the turbine.

Keys words : Gas turbine, Flame tube, LHE, dilution holes, CFD.

Nomenclature

Abréviation :

BP : Basse pression.

HP : Haute pression.

GE : General Electric.

ISO : Organisation standard international.

CAO : Conception assisté par ordinateur.

KW : Kilowatts.

LHE : Lean Head END

3D : Trois dimensions.

EDM : Eddy Dissipation Model.

ALE : formulation Arbitraire Lagrangienne Eulérienne.

Unités :

K : Kelvin.

C° : Celsius.

S : Seconde.

H : Heure.

Min : Minute.

KW : Kilo watts.

M/s : mètre par seconde.

Tr/min : tour par minute.

Kg/s : kilogramme par seconde.

ATM : atmosphère.

Mm : millimètre.

Bar : bars.

Nomenclature

Substances chimiques :

CH₄ : Méthane.

CO : Oxyde de carbone.

CO₂ : Dioxyde de carbone.

H₂O : Eau.

NO_x : Oxydes d'azote.

O, O₂ : Oxygène.

Opérateurs mathématiques :

∂ : Dérivée partielle.

∇ : Opérateur Laplacien (Nabla).

Δ : Opérateur désignant la différence entre deux grandeurs.

Σ : Opérateur logique désignant la somme.

\int : Opérateur désignant l'intégral

Table des matières

Introduction générale :	1
I. Généralité sur les turbines à gaz :	2
I.1. Introduction :.....	2
I.2. Définition de la turbine à gaz :.....	2
I.3. Historique de la turbine à gaz :	2
I.4. Classification des turbines à gaz :.....	3
I.4.1. Selon le mode de construction :.....	3
I.4.2. Selon le mode de travail : On distingue deux types de turbine :	5
I.4.3. Selon le mode de fonctionnement thermodynamique :.....	5
I.5. Eléments principaux de la turbine à gaz :	6
I.5.1. Section compresseur :	7
I.5.2. Section de combustion :.....	8
I.5.3. Section de la turbine :	11
I.6. Principe de fonctionnement de la turbine à gaz :.....	12
I.7. Avantages et inconvénients des turbines à gaz :	13
I.8. Les applications de la turbine à gaz :	14
I.8.1. Applications aéronautiques :.....	14
I.8.2. Applications dans la production d'électricité :	15
I.8.3. Applications maritimes :.....	15
I.8.4. Applications industrielles :	16
I.8.5. Applications dans les véhicules :	16
I.9. Etude descriptive de la turbine à gaz MS5002B :.....	17
I.9.1. Introduction :.....	17
I.9.2. Caractéristiques de la turbine à gaz :	17
I.10. Principe de fonctionnement de la turbine à gaz MS5002B :.....	19
I.11. Description des différentes sections de la turbine à gaz MS 5002B :.....	19
I.11.1. Section compresseur :	19
I.11.2. Section la chambre combustion :	21
I.11.3. Section turbine :.....	26
I.12. Conclusion :	28
II. Méthode Numérique et présentation du Code 'CFX' :	29

II.1.	Introduction :	29
II.2.	Méthodes des différences finies :	29
II.3.	Méthodes des éléments finis :	30
II.4.	Méthode des volumes finis :	30
II.5.	Maillage :	31
II.6.	Présentation du code de calcul :	33
II.7.	Méthode Numérique :	34
II.7.1.	Position du problème :	34
II.7.2.	Tube à flamme :	34
II.7.3.	L'injecteur de gaz :	35
II.8.	Méthode de résolution des formulations qui concerne l'interaction structure fluide :	35
II.8.1.	Schéma de discrétisation :	35
II.8.2.	Équations et conditions aux frontières :	36
II.8.3.	Conditions aux frontières : couplage fluide-structure :	37
II.8.4.	Formulation ALE des équations de Navier-Stokes :	38
II.9.	Modèles de turbulence :	39
II.9.1.	Conditions aux limites :	41
II.9.2.	Approximations :	41
II.9.3.	Choix de la méthode de couplage Pression-Vitesse :	42
II.10.	Étapes de résolution du problème :	43
II.11.	Conclusion :	44
III.	Conception assistée par ordinateur des tubes à flammes	45
III.1.	Introduction :	45
III.2.	Logiciel utiliser :	45
III.2.1.	Historique.....	45
III.2.2.	Fonctionnement :	46
III.3.	Présentation de Tubes à flamme LHE :	46
III.4.	Présentation des différentes étapes de conception et vues tube à flamme et sous SolidWorks :	47
III.4.1.	Conception des composants de tube à flamme	47
III.4.2.	Assemblage des composants :	55
III.4.3.	Vue éclatée d'assemblage des pièces de tube à flamme LHE :	60
IV.	Simulation numérique, résultats et discussions.	61

IV.1. Introduction :	61
IV.2. Description du problème :	61
IV.3. Modélisation géométrique de tube a flamme :	61
IV.4. Le maillage :	62
IV.5. Modèle de turbulence :	64
IV.6. Conditions aux limites :	65
IV.7. Résultats et interprétation :	66
IV.7.1. Champs de température :	66
IV.7.2. Champs de vitesse :	68
IV.7.3. Variation de distribution de température sur les parois de tube à flammes :	70
Conclusion générale :	72

Liste des figures

Figure I- 1 : Classification des turbines à gaz.....	3
Figure I- 2 : Schéma de turbine mono-arbre.....	4
Figure I- 3 : schéma de turbine à gaz bi-arbre.....	4
Figure I- 4 : Schéma de turbine à action et turbine à réaction.....	5
Figure I- 5 : Représentation des cycles fermé et ouvert.....	6
Figure I- 6 : Les éléments de la turbine à gaz.....	7
Figure I- 7 : Schéma représente le Rotor et le Stator d'un compresseur axial.....	8
Figure I- 8 : Schéma représente la position chambre de combustion dans un turbine à gaz.....	9
Figure I- 9 : Schéma représente la directrice et la roue de turbine.....	11
Figure I- 10 : Schéma représente la position de la turbine dans une turbine à gaz.....	12
Figure I- 11 : Principe de fonctionnement d'une turbine à gaz.....	13
Figure I- 12 : Turbine à gaz aéronautique.....	15
Figure I- 13 : Schéma fonctionnel.....	19
Figure I- 14 : Rotor du compresseur de la turbine à gaz MS5002b.....	21
Figure I- 15 : Schéma de section de combustion.....	22
Figure I- 16 : L'enveloppe de combustion.....	22
Figure I- 17 : Schéma montrant les organes d'une chambre de combustion.....	23
Figure I- 18 : Schéma de bougie d'allumage.....	25
Figure I- 19 : Détecteur à flamme.....	25
Figure I- 20 : Injecteur de combustible.....	26
Figure I- 21 : Les directrices.....	27
Figure I- 22 : Schéma de rotor HP et rotor BP.....	28
Figure II- 1 : Schéma du volume de contrôle (a), maillage décalé pour Ue (b), maillage décalé pour Vn (c).....	32
Figure II- 2 : Volume de contrôle dans un maillage tri dimensionnel.....	32
Figure II- 3 : Schéma de principe de discrétisation spatiale en méthode des volumes finis Logiciel ANSYS CFX.....	34
Figure II- 4 : Volume de contrôle pour la résolution en volumes.....	40
Figure II- 5 : Schéma unidimensionnel illustrant un volume élémentaire entourant un nœud P.....	40
Figure II- 6 : Méthodes de couplage.....	41
Figure II- 7 : Schéma représentatif de l'algorithme SIMPLE.....	43
Figure III- 1 : Tube à flamme LHE.....	47
Figure III- 2 : Schéma de Spring Seal.....	48
Figure III- 3 : Schéma de corps de tube à flamme.....	49
Figure III- 4 : Schéma de la tête de tube à flamme.....	50
Figure III- 5 : Schéma de l'injecteur de gaz.....	51
Figure III- 6 : Corps de tube à flamme 3 trous de dilution.....	52
Figure III- 7 : louver.....	53
Figure III- 8 : Corps de tube à flamme LHE 4 trous de dilution sous SolidWorks.....	53

Figure III- 9 : La tête de tube à flamme LHE sous SolidWorks.	54
Figure III- 10 : Le Spring Seal de tube à flamme LHE sous SolidWorks.	54
Figure III- 11 : Injecteur de gaz dans tube à flamme LHE sous SolidWorks.	55
Figure III- 12 : Instruction d'assemblage.	56
Figure III- 13 : Sélectionné les 3 pièces (Tête, Spring Seal, corps de tube à flamme LHE) pour l'assemblage.	56
Figure III- 14 : Apres parcourir les 3 pièces pour l'assemblage de tube à flamme LHE.	57
Figure III- 15 : Assemblage de Spring Seal avec le corps de tube à flamme.	58
Figure III- 16 : La tête et le corps assemblés.	58
Figure III- 17 : Assemblage de l'injecteur avec la tête du tube à flamme.	59
Figure III- 18 : Vue éclaté l'assemblage des pièces de tube à flamme LHE 3 trous de dilution.	59
Figure III- 19 : Vue éclaté l'assemblage des pièces de tube à flamme LHE 3 trous de dilution.	60
Figure III- 20 : Vue éclaté l'assemblage des pièces de tube à flamme LHE 4 trous de dilution.	60
Figure IV- 1 : La géométrie de tube a flamme sur ANSYS-FLUENT.	62
Figure IV- 2 : Maillage de tube a flamme LHE 3 Trous.	62
Figure IV- 3 : Maillage de tube a flamme LHE 4 Trous.	63
Figure IV- 4 : Maillage de domaine d'air de tube a flamme.	63
Figure IV- 5 : Résiduel de critère de convergence K- ϵ pour le model de 3 trous de dilution.	64
Figure IV- 6 : Résiduel de critère de convergence K- ϵ pour le model de 4 trous de dilution.	65
Figure IV- 7 : Champ de température de la combustion pour le tube a flamme LHE 3 trous sur l'axe XZ.	67
Figure IV- 8 : Champ de température de la combustion pour le tube a flamme LHE 4 trous sur l'axe XZ.	67
Figure IV- 9 : Champ de vitesse pour le tube a flamme LHE 3 trous de dilution.	68
Figure IV- 10 : Champ de vitesse pour le tube a flamme LHE 4 trous de dilution.	69
Figure IV- 11 : La variation de la distribution de température sur les parois de tube LHE 3 trous de dilution.	70
Figure IV- 12 : La variation de la distribution de température sur les parois de tube LHE 4 trous de dilution.	70

Liste des tableaux

Tableau IV- 1 : Tableau représente le nombre des nœuds et des éléments.	64
--	----

INTRODUCTION GÉNÉRALE

Introduction générale

L'économie algérienne est basée essentiellement sur l'industrie pétrolière et parmi les turbomachines qui jouent un rôle primordial dans ce secteur il y a les turbines à gaz.

Les turbines à gaz sont généralement utilisées dans l'industrie du pétrole et du gaz, dans les stations pompage et compressions dans les stations d'expédition du brut. En raison de leur prix moins élevé, de leur souplesse d'expédition et de leur bon rendement. Les turbines à gaz sont continuellement à la recherche d'améliorations des turbomachines en termes de puissance accrue.

L'organe le plus entretenir de la turbine à gaz MS5002B est le tube à flamme, la combustion au niveau des tubes a flammes des turbines à gaz changent pour des différents types de conceptions des tubes à flammes.

Dans notre étude, nous avons proposé un autre design du tube à flamme LHE avec 4 trous de dilution, et on a entamé une étude comparative sur l'interaction fluide-structure dans les deux cas (tube à flamme originale avec trois trous de dilution et celle qu'on a proposé avec 4 trous de dilution l'objectif principal de cette dernière est de simuler numériquement un écoulement réactif turbulent dans les deux modèles des tubes. Les chambres de combustion étudiées sont celles de la turbine à gaz MS 5002 B de la société SONATRACH. Ce travail a été développé pour calculer la distribution de la température au niveau des parois du tube de flamme ainsi que le champ d'écoulement à l'intérieur et en dehors de ce dernier afin de connaître l'influence du conception de tube sur la température et les vitesses.

Notre mémoire est divisé en quatre chapitres :

- Le premier chapitre : Généralités sur les turbines à gaz.
- Le deuxième chapitre : Méthodes Numériques et présentation du Code "CFX".
- Le troisième chapitre : Conception assisté par ordinateur des tubes à flammes.
- Le quatrième chapitre : Simulation numérique, résultats et discussions.

Chapitre I

**Généralités sur
Les turbines à gaz**

I. Généralité sur les turbines à gaz

I.1. Introduction :

L'objectif de ce chapitre est de faire une recherche bibliographique sur les turbines à gaz et leurs classifications, ainsi que ses principaux éléments, leur principe de fonctionnement et quelques domaines d'application.

I.2. Définition de la turbine à gaz :

La turbine à gaz est une machine motrice à mouvement rotatif et à combustion interne.

Elle puise et comprime l'air atmosphérique dans son propre compresseur, augmente la puissance énergétique de l'air dans sa chambre de combustion et convertie cette puissance en énergie mécanique utile pendant les processus de détente qui a lieu dans la section turbine. L'énergie mécanique qui en résulte est transmise par l'intermédiaire d'un accouplement à une machine réceptrice, qui produit la puissance utile pour le processus industriel.

Comparée aux autres moteurs thermiques, la turbine à gaz présente une double particularité, de même que la turbine à vapeur, la turbine à gaz est une machine à écoulement continu, donc ne comporte pas de variation périodique de l'état de fluide. La turbine à gaz (au sens large du terme), est le siège de l'ensemble de transformations constituant le cycle thermodynamique réalisé par le fluide. [1]

I.3. Historique de la turbine à gaz :

Parmi les précurseurs de la turbine à gaz moderne, on doit mentionner les inventeurs des moteurs thermiques fonctionnant avec un gaz permanent (plus précisément avec l'air chaud), bien que ces moteurs aient été conçus d'après le principe des machines à vapeur à piston. Ces inventions ont, en effet permis de déterminer les différentes transformations qui doivent être subies par un gaz permanent servant de fluide moteur, transformations dont le cycle thermodynamique de la turbine à gaz. D'ailleurs certains cycles de cette machine porte encore à présent les noms de leurs inventeurs : Cycle de Joule (Brayton), cycle d'Ericsson. [2]

- ✚ 1791 Premier brevet de turbine à gaz de John Barber, Angleterre
- ✚ 1900-1904 Premiers essais avec la turbine à air chaud selon Stolze
- ✚ 1905 Conception de la turbine à explosion selon Holzwarth

- ✚ **1906-1908** Construction de la première turbine à explosion par BBC pour Dr.Holzwarth
- ✚ **1909-1910** Première turbine à gaz employée industriellement : Allemagne
- ✚ **1928** BBC reprend la fabrication d'une turbine Holzwarth améliorée
- ✚ **1933** Mise en opération de la première turbine Holzwarth de BBC, alimentée en gaz de haut fourneau.
- ✚ **1934** Développement de la chaudière Velox suralimentée. Environ 80 compresseurs/turbines à gaz furent installés jusqu'à 1939.
- ✚ **1937** Mise en service du premier groupe compresseur/turbine à gaz "Houdry" auprès de Marcus Hook Refinery, PA, Etats-Unis d'Amérique. Puissance du groupe : 2000 kW
- ✚ **1937** Commande portant sur le premier groupe de turbine à gaz à cycle simple
- ✚ **1939** Mise en service de la première turbine à gaz de 4000 kW à la centrale de Neuchâtel

I.4. Classification des turbines à gaz :

Les turbines à gaz sont classées comme nous montre le schéma ci-dessous :

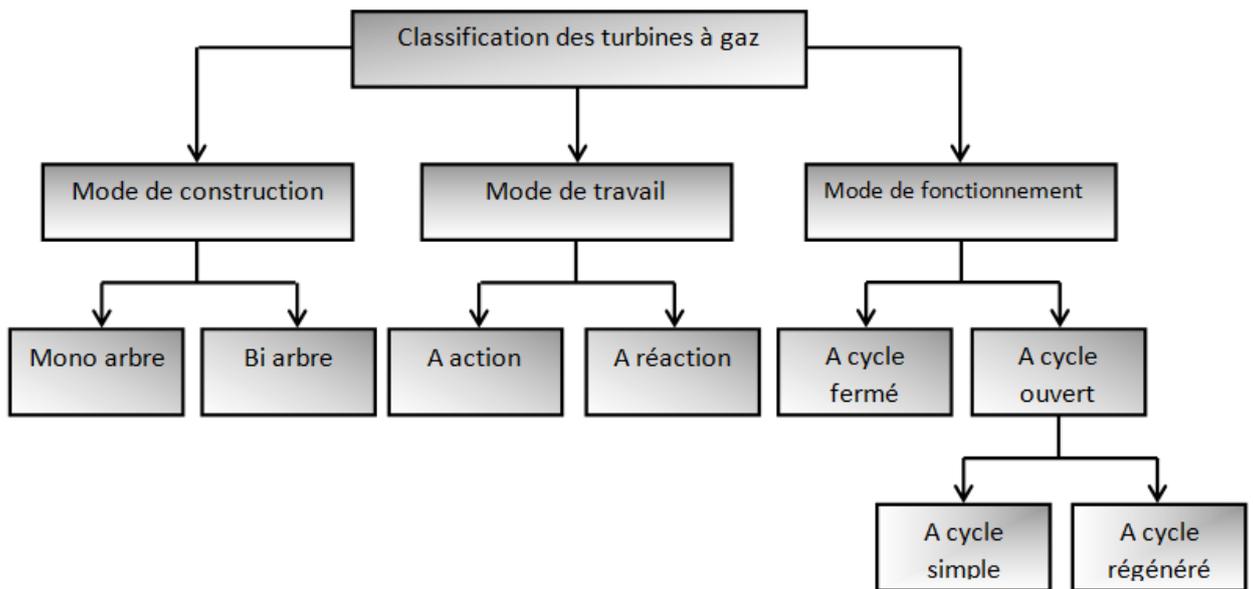


Figure I- 1 : Classification des turbines à gaz.

I.4.1. Selon le mode de construction :

- **Turbine mono-arbre :** Dans ce type de turbine à gaz ; Le compresseur et les sections de la turbine sont montés sur un même arbre ce qui permet de tourner à

la même vitesse, ce type est utilisé pour les applications qui ne nécessitent pas des variations de vitesse telle que l'entraînement des génératrices pour production de l'électricité.

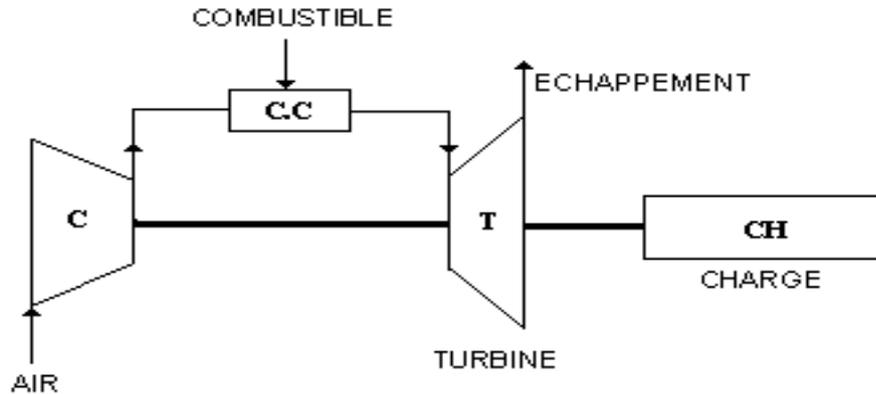


Figure I- 2 : Schéma de turbine mono-arbre. [3]

- **Turbine bi-arbre** : La turbine à gaz se consiste de deux roues turbines indépendantes mécaniquement. La roue turbine HP entraîne le rotor du compresseur axial et les accessoires, tandis que la roue BP deuxième étage sert à entraîner l'organe récepteur (Ex : les compresseurs).

Le but des roues turbines non reliés est de permettre aux deux roues de fonctionner à des vitesses différentes pour satisfaire aux exigences de charge variable de l'organe récepteur. [3]

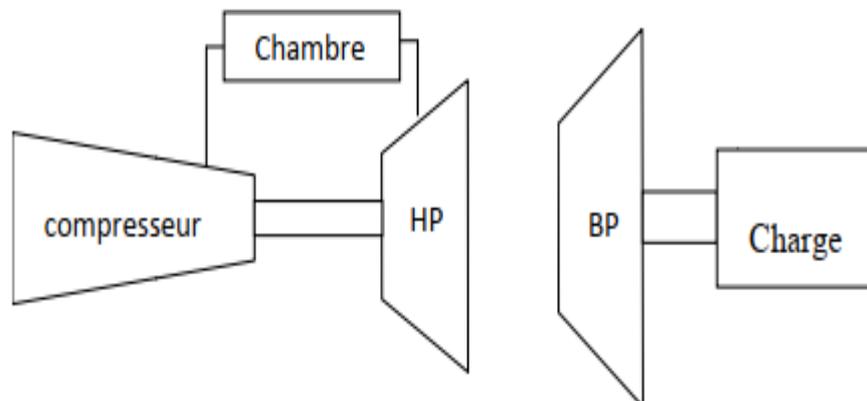


Figure I- 3 : schéma de turbine à gaz bi-arbre. [3]

I.4.2. Selon le mode de travail : On distingue deux types de turbine :

- **Turbine à action** : Où l'énergie de pression potentielle est entièrement convertie en énergie cinétique dans le distributeur.

L'évolution des gaz dans la roue se fait sans variation de pression statique $P_1 = P_2 = P_3$.

- **Turbine à réaction** : Une partie de l'énergie thermique est convertie en énergie cinétique et mécanique dans la roue. L'évolution des gaz dans la roue se fait avec une variation de la pression statique $P_1 > P_2 > P_3$. Le taux de réaction ϵ caractérisera le pourcentage d'énergie thermique totale.

Avec :

P_1 : Pression des gaz à l'entrée de la directrice

P_2 : Pression des gaz à la sortie de la directrice

P_3 : Pression des gaz à la sortie de la roue de la turbine

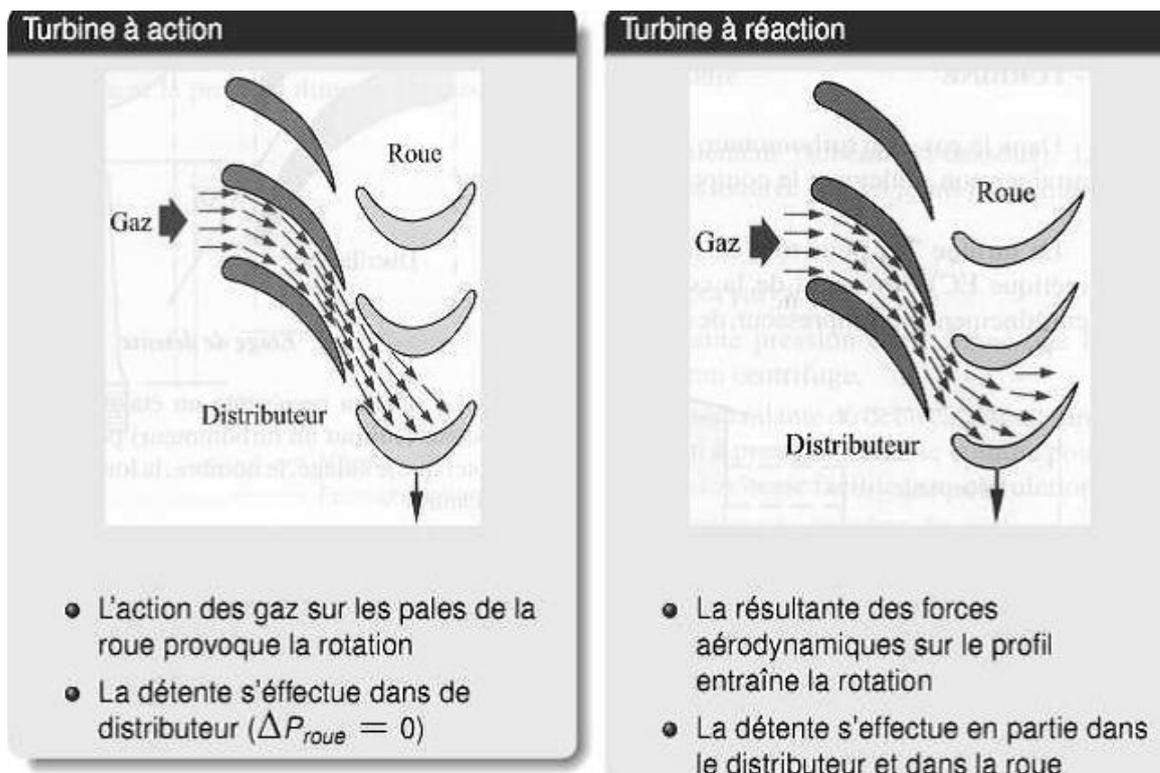


Figure I- 4 : Schéma de turbine à action et turbine à réaction. [4]

I.4.3. Selon le mode de fonctionnement thermodynamique :

Il existe deux cycles thermodynamiques :

- **Turbine à gaz à cycle fermé :** Dans laquelle le même fluide est repris après chaque cycle.
- **Turbine à gaz à cycle ouvert :** C'est une turbine dont l'aspiration et l'échappement s'effectuent directement dans l'atmosphère.

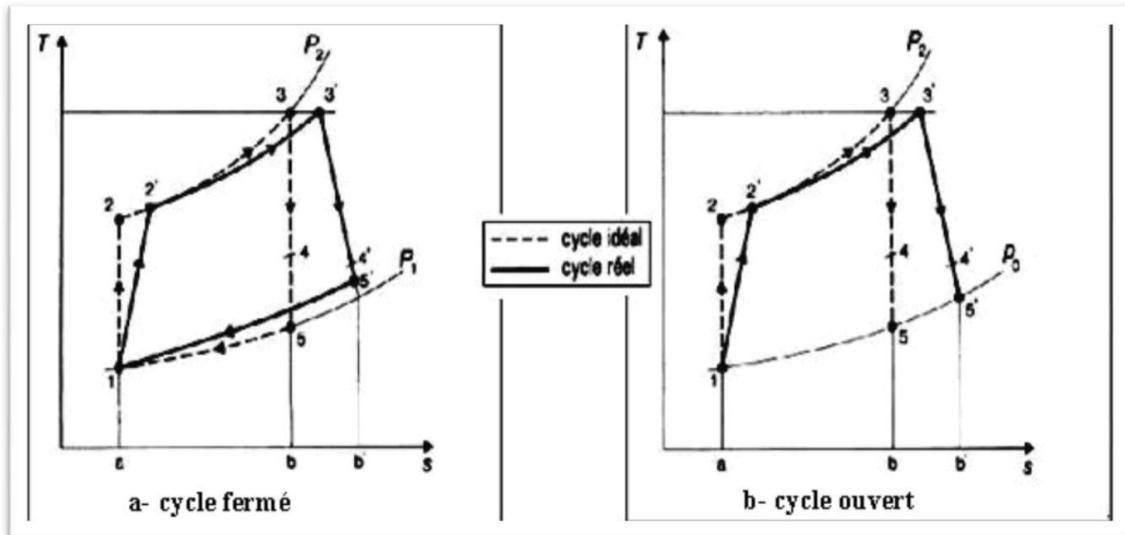


Figure I- 5 : Représentation des cycles fermé et ouvert. [5]

Ce type de turbine qui est le plus répandu se divise en deux classes :

➤ **Turbine à cycle simple :**

Il s'agit d'une turbine qui utilise un seul fluide pour générer de l'énergie mécanique, après la détente les gaz possédant encore un potentiel énergétique sont perdus dans l'atmosphère à travers l'échappement.

➤ **Turbine à cycle régénéré :**

C'est une turbine dont le cycle thermodynamique fait intervenir plusieurs fluides moteurs dans le but d'améliorer l'efficacité de l'installation.

I.5. Eléments principaux de la turbine à gaz :

L'ensemble de la turbine à gaz est constitué par trois composantes essentielles :

- Le compresseur.
- La chambre de combustion.
- La Turbine.

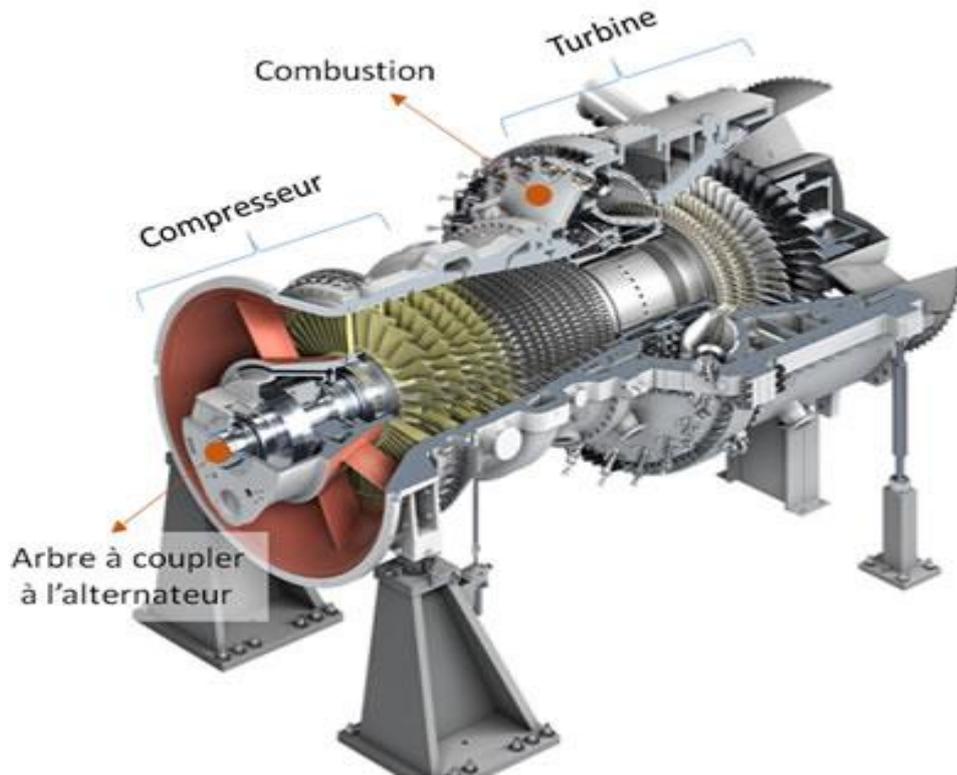


Figure I- 6 : Les éléments de la turbine à gaz. [6]

I.5.1. Section compresseur :

Le compresseur est utilisé pour accroître la pression de l'air. Cette compression permet d'optimiser les processus de combustion et d'extraction de puissance puisque la combustion du mélange fuel/air se fait dans un plus petit volume. En revanche, l'augmentation du taux de compression entraîne une augmentation de l'efficacité thermique. Il existe deux types des compresseurs : les compresseurs axiaux et les compresseurs centrifuges. Un paramètre important à prendre en compte est l'encombrement. Par conséquent, s'il y a un espace réduit, les compresseurs axiaux seront moins encombrants. D'autre part, la surface faciale d'un compresseur axial est plus petite que celle d'un compresseur centrifuge. Chaque ensemble rotor - stator du compresseur compose un étage de compression. Le taux de compression admissible un seul étage est de l'ordre de 2, cependant il est beaucoup plus facile de multiplier les étages que dans le cas des compresseurs centrifuges. Les taux de compression autorisés aujourd'hui par les compresseurs axiaux sont de l'ordre de 30. [7]

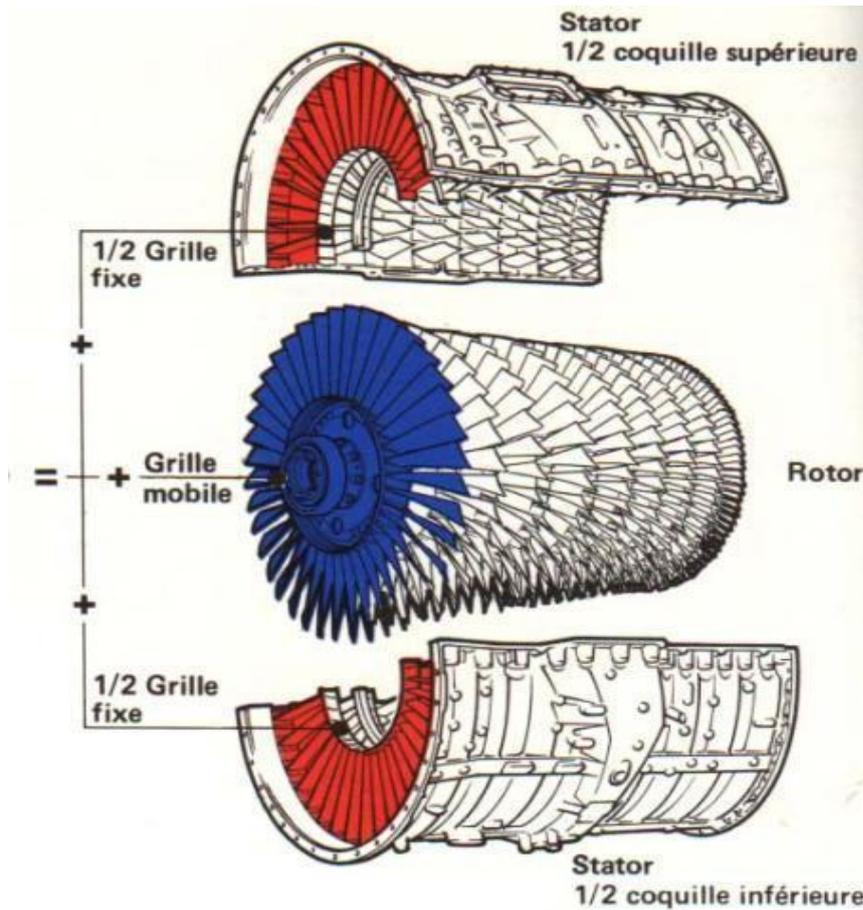


Figure I- 7 : Schéma représente le Rotor et le Stator d'un compresseur axial. [8]

I.5.2. Section de combustion :

La chambre de combustion :

La chambre de combustion est conçue pour brûler un mélange de carburant et d'air et pour délivrer à la turbine les gaz résultant à une température uniforme et la plus élevée possible afin d'optimiser son fonctionnement. Cependant la température des gaz ne doit pas dépasser la température maximale autorisée pour la turbine sinon, la turbine pourrait être endommagée. Il y a deux types de chambres de combustion : les chambres tubulaires qui ne sont plus utilisées actuellement, et les chambres annulaires plus légères et plus simples. Le carburant est amené à la chambre de combustion sous très forte pression par des pompes, il est alors vaporisé par des injecteurs. Les gouttelettes ainsi formées doivent être les plus fines possible afin de pouvoir réduire la longueur de la chambre de combustion. [7]

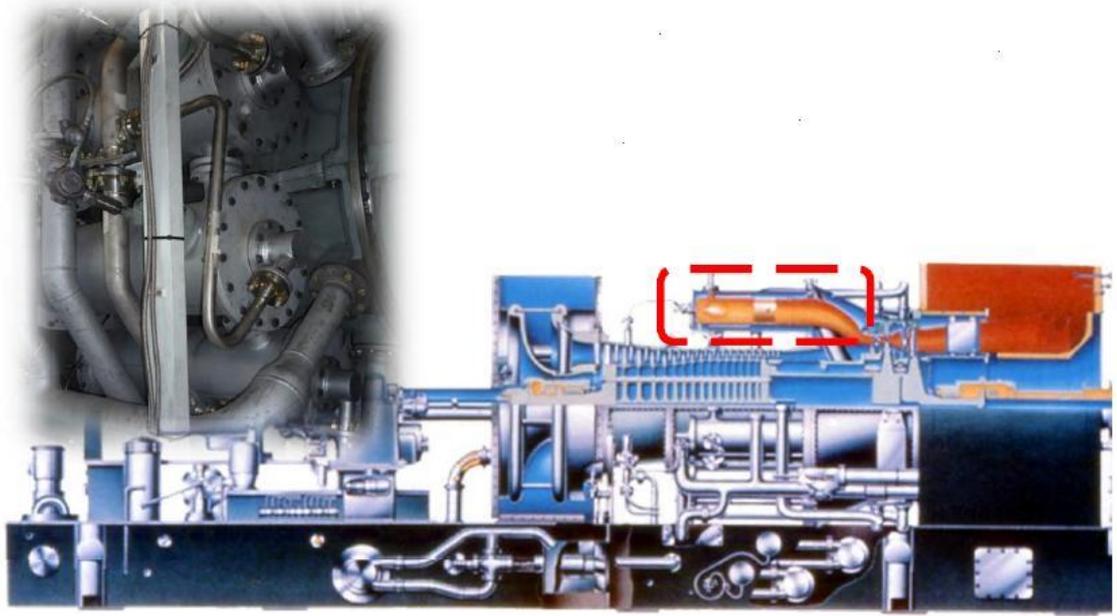


Figure I- 8 : Schéma représente la position chambre de combustion dans un turbine à gaz. [9]

Pour jouer ce rôle, la chambre de combustion sert à : [5]

- Mélanger l'air et le combustible.
- Allumer le mélange air-combustible grâce à des bougies.
- Contenir le mélange durant la combustion.
- Assuré la répartition de la température des gaz chauds à la sortie.

La chambre de combustion comprend plusieurs compartiments à savoir : une zone primaire, une zone secondaire et une zone de dilution, un ensemble varié de gicleurs et dispositif de gestion de transfert de chaleur.

Structure de la chambre de combustion : [5]

a) La zone primaire

L'air sortant du compresseur entre dans la chambre par quatre principaux points d'injection ayant chacun un rôle particulier, celui de convertir environ le quart de l'écoulement total d'air dans la chambre.

b) La zone de mélange

Dans les chambres de combustion traditionnels, le combustible et l'air sont injectés séparément. La réaction est souvent désignée « flamme de diffusion » et la chambre est qualifiée de « chambre de diffusion ». Dans une diffusion de flamme, le carburant n'est pas pré-mélangé avec l'air avant la réaction et celle-ci se déroule à l'interface entre le combustible et l'air. Dans la zone primaire de la chambre de combustion d'une turbine à gaz, l'injection des réactifs, leur mélange, leur évaporation et la réaction se déroulent simultanément à travers le volume de la zone de recirculation. Par ailleurs, le mélange de l'air et du combustible avant la réaction dépend des propriétés du combustible, du système d'injection et le temps du mélange avant la réaction. Pour obtenir une réaction de pré-mélange, le combustible et l'air doivent être :

- Soit intensément mélangés après l'injection dans une zone qui précède la réaction et qui empêche l'auto-allumage.
- Soit introduits dans une large zone à travers un grand nombre de points d'injection discrets.
- Soit pré-mélangé avant l'injection.

Ces trois options sont développées sur les turbines à gaz stationnaires alors que pour des applications de propulsion aérospatiale, seulement les deux premières sont en train d'être développées.

Les combustibles gazeux vont se mélanger rapidement avec l'air que les combustibles liquides, Les liquides sont injectés en fines gouttelettes et doivent d'abord s'évaporer avant que le mélange n'ait lieu.

c) La zone secondaire

Le rôle de la zone de dilution est de réduire la température des produits de la combustion et de mélanger les gaz résultants afin d'établir une température qui maintiendra haute l'intégrité des lames de la turbine.

Le monoxyde de carbone produit retient 1/3 de l'énergie chimique. La libération de l'énergie résiduelle contenue dans le monoxyde de carbone n'a pas lieu spontanément

dans la zone primaire à primaire à la cause de la Faible vitesse de réaction Cinétique dans l'oxydation du CO et CO_2 du court séjour du CO dans la zone de recirculation et de la richesse stœchiométrique de la zone primaire. C'est dans ce cas qu'intervient la zone secondaire.

I.5.3. Section de la turbine :

La section de la turbine généralement comprend un certain nombre d'étages, chacun d'entre eux se compose d'un étage stator et d'un étage rotor (aubes), dans l'étage stator (directrice), des gaz à haute températures et pressions fournies par la pièce de transition, sont accélérés et acheminés vers un étage d'aubes du rotor montées sur un disque connecté à l'arbre de puissance. [9]

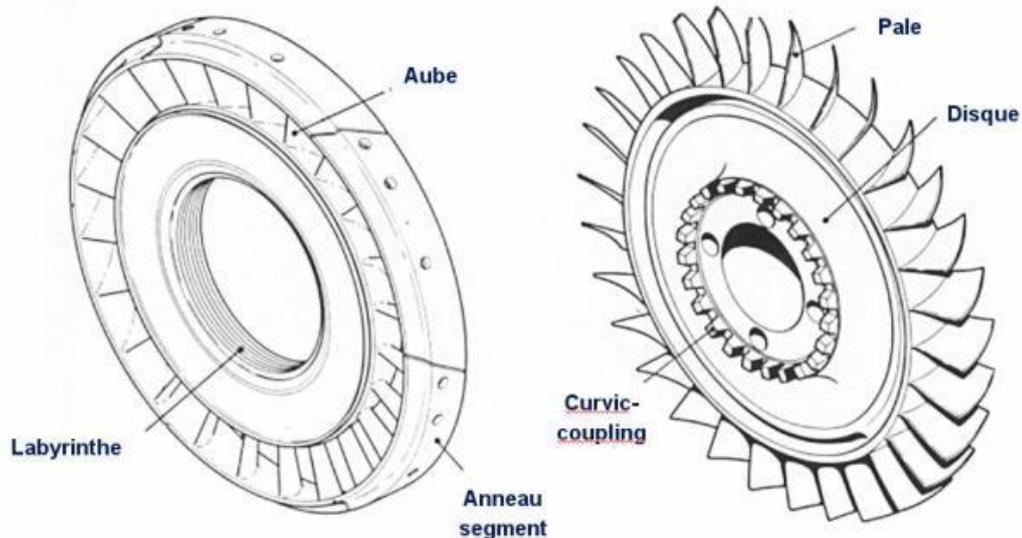


Figure I- 9 : Schéma représente la directrice et la roue de turbine. [10]

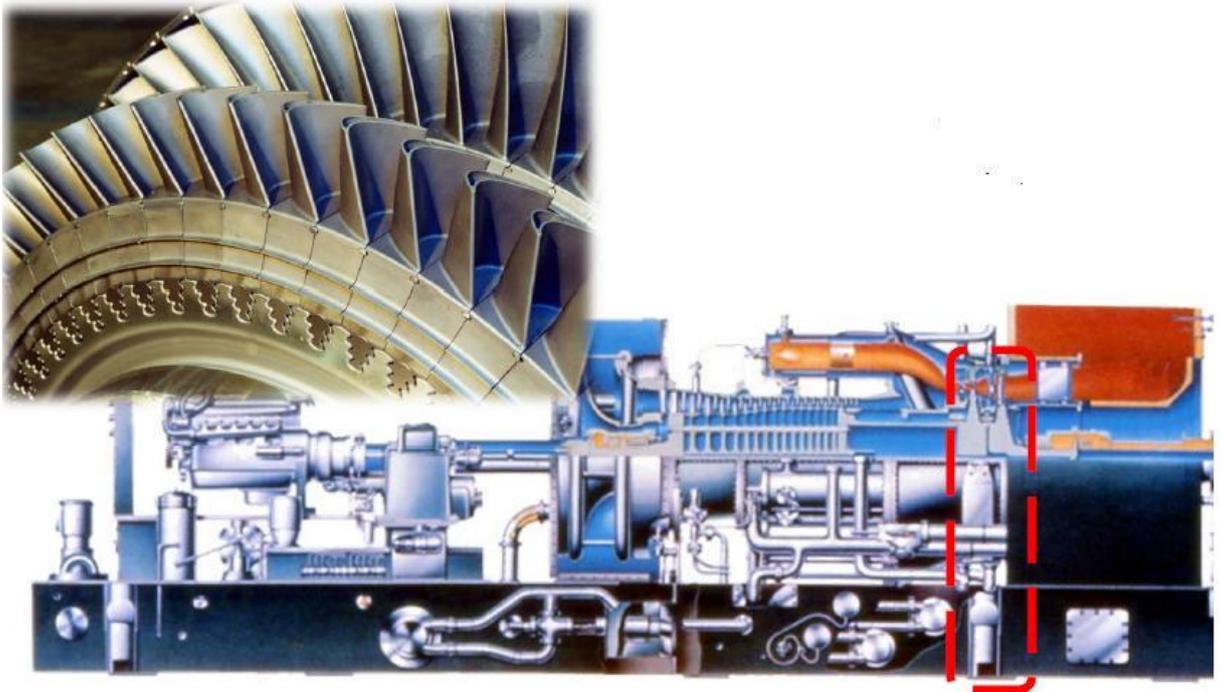


Figure I- 10 : Schéma représente la position de la turbine dans une turbine à gaz. [9]

I.6. Principe de fonctionnement de la turbine à gaz : [9]

Une turbine à gaz fonctionne comme suit :

- Admission : extrait de l'air du milieu environnant.
- Compression : elle le comprime à une pression plus élevée.
- Combustion : augmente le niveau d'énergie de l'air comprimé en ajoutant et en brûlant le combustible dans une chambre de combustion.
- Détente : achemine l'air à pression et à température élevées vers la section de la turbine, qui convertit l'énergie thermique en énergie mécanique pour faire tourner l'arbre ; ceci sert, d'une part, à fournir l'énergie utile à la machine conduite, couplée avec la machine au moyen d'un accouplement et, de l'autre côté à fournir l'énergie nécessaire pour la compression de l'air, qui a lieu dans un compresseur relié directement à la section turbine.
- Échappement : décharge à l'atmosphère les gaz à basse pression et température.

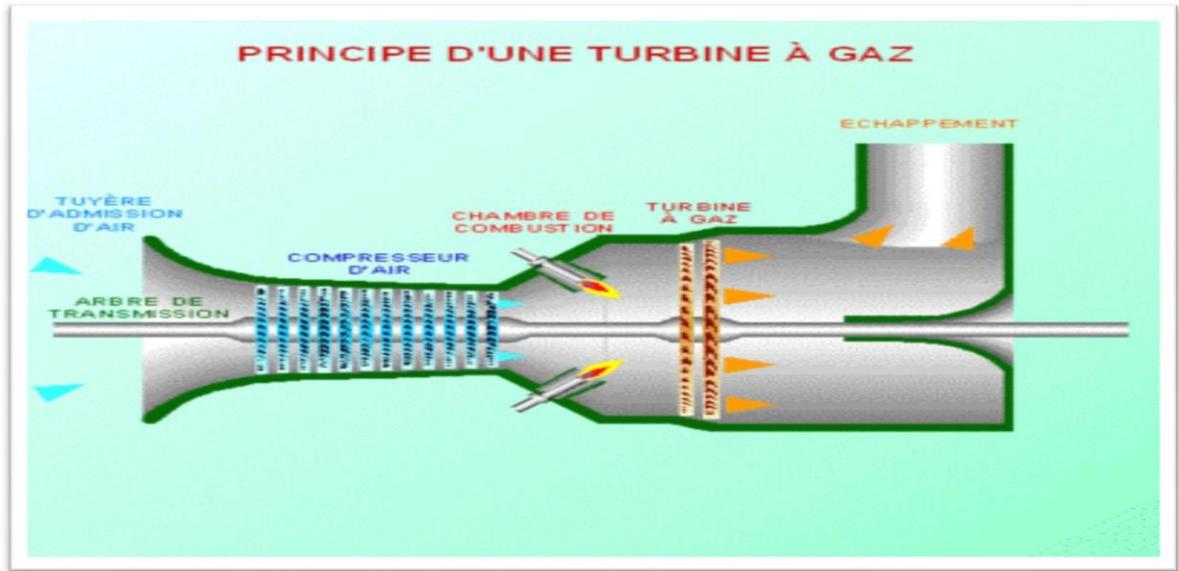


Figure I- 11 : Principe de fonctionnement d'une turbine à gaz. [9]

I.7. Avantages et inconvénients des turbines à gaz :

Les turbines à gaz comme toute autre machine ou installation industrielles présentent des avantages et des inconvénients :

✧ Avantages :

- Démarrage facile même à grand froid.
- Possibilité de fonctionnement à faible charge.
- A l'exception de démarrage et arrêt, la puissance est produite d'une façon continue.
- Une puissance élevée dans un espace restreint dans lequel un groupe diesel de même Puissance ne pourrait pas être logé.

✧ Inconvénients :

- Temps de lancement beaucoup plus long que celui d'un groupe diesel, à titre indicatif : 30 à 120 s pour une turbine, 8 à 20 s pour un groupe diesel.
- Rendement inférieur à celui d'un moteur diesel (cycle simple). À titre indicatif : 28 à 33 % pour une turbine de 3000 KW, 32 à 38 % pour un groupe diesel.
- Au-dessous d'environ 3000KW, prix d'installation est supérieur de celui d'un groupe diesel.

I.8. Les applications de la turbine à gaz :

Les turbines à gaz sont utilisées dans des services diversifiés des moteurs à réaction et des commandes mécaniques (air, terre, mer), Pour plus de simplicité, la turbine à gaz sera considérée pour des applications aéroportées et des applications basées de surface (terre et mer).

Dans les applications aéroportées, ces moteurs sont désignés sous le nom des jets, des turbo réacteurs, et des turbopropulseurs. En revanche, dans les applications terrestres et marines, ils sont appelés turbines à gaz d'entraînement mécanique.

I.8.1. Applications aéronautiques :

A proprement parler, toutes les turbines à gaz sont des générateurs de gaz.

Leurs gaz chauds de la turbine se détendent par une turbine pour développer la puissance d'arbre ou par une tuyère pour créer la poussée.

Certaines turbines à gaz détendent leurs gaz chauds seulement par une tuyère pour produire la poussée : les moteurs à réaction.

D'autres turbines à gaz détendent une partie du gaz chaud par une tuyère pour créer la poussée et le reste du gaz se détend par une turbine pour conduire un ventilateur : les turbo réacteurs.

Quand une unité détend pratiquement tous ses gaz chauds par la turbine conduisant le compresseur et aucune poussée n'est créée par la tuyère c'est un turbopropulseur.

Le turbo réacteur est la forme la plus simple des turbines à gaz parce que les gaz chauds sont produits dans l'évasion du processus de combustion par une tuyère.

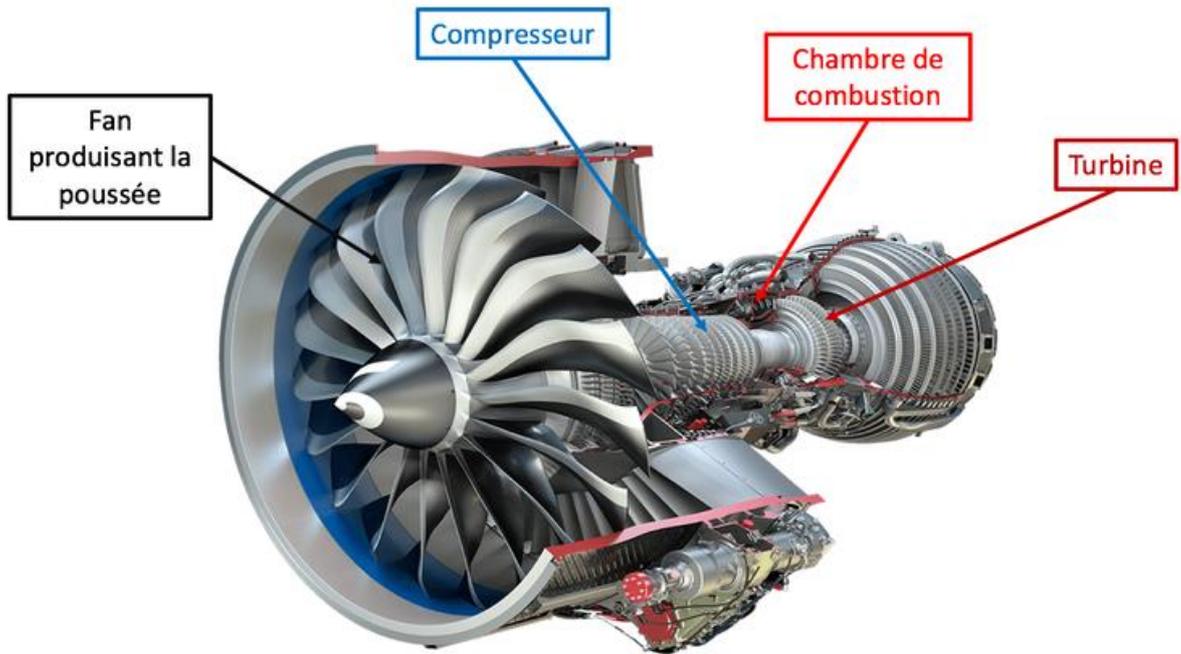


Figure I- 12 : Turbine à gaz aéronautique.

I.8.2. Applications dans la production d'électricité :

La première turbine à gaz pour l'application dans la production du courant électrique a été présentée par Brown Boveri (Suisse en 1937). Aujourd'hui, la turbine à gaz joue un rôle important sur le marché de la production d'électricité.

Cette application est extrêmement courante : l'arbre de la turbine entraîne un réducteur, dont l'arbre à petite vitesse, entraîne un alternateur.

Le système mécanique est simple et peut être comparé à un groupe turboalternateurs à vapeur.

La production d'électricité uniquement avec turbine à gaz n'est intéressante que pour des conditions d'exploitation imposant ce système.

I.8.3. Applications maritimes : [11]

La propulsion marine utilise des moteurs diesel et des turbines à gaz.

Le premier exemple de propulsion navale à l'aide de turbine à gaz remonte à 1947 au Royaume-Uni.

Les moteurs de bateau conduisent un propulseur conventionnel ou un water jet par l'intermédiaire d'une boîte de vitesse. Ce dernier se compose d'une pompe incluse qui envoie un jet de l'eau à l'arrière.

I.8.4. Applications industrielles : [12]

Les moteurs industriels à turbine à gaz peuvent être utilisés pour de nombreuses applications. Il s'agit notamment de conduire des compresseurs pour pomper du gaz naturel à travers des gazoducs, où une petite partie du gaz pompé sert de combustible. Ces unités peuvent être automatisées de sorte que seule une supervision occasionnelle sur place est requise. Une turbine à gaz peut également être incorporée dans un processus de raffinage du pétrole appelé le procédé Houdry, dans lequel l'air sous pression est transmis sur un catalyseur pour brûler du carbone accumulé. Les gaz chauds conduisent ensuite une turbine directement sans chambre de combustion. La turbine, à son tour, conduit un compresseur à pressuriser l'air pour le processus. De petites turbines à gaz portatives à compresseurs centrifuges ont également été utilisées pour faire fonctionner des pompes.

I.8.5. Applications dans les véhicules : [12]

Les moteurs à turbine à gaz ont été proposés pour être utilisés dans les automobiles à partir du début des années 1960. En dépit de leur petite taille et de leur poids pour une puissance donnée et de leurs faibles émissions d'échappement par rapport aux moteurs à essence, les inconvénients des coûts de fabrication élevés, de la faible efficacité thermique et de la faible performance de charge partielle et de ralenti ont prouvé que les voitures à turbine à gaz ne sont ni économiques ni pratiques.

La turbine à gaz réalisant seulement une présence dans des applications spécialisées, comme voiture de course, les camions et les chars de bataille.

I.9. Etude descriptive de la turbine à gaz MS5002B :**I.9.1. Introduction :**

Nous allons présenter le long de ce chapitre une description détaillée de la turbine à gaz MS 5002B, Cette description va nous aider à bien comprendre la conception et le principe de fonctionnement de notre turbine, connaître les compartiments, les éléments qui composent chaque compartiment, leurs rôles, caractéristiques ainsi que leurs particularités.

I.9.2. Caractéristiques de la turbine à gaz : [13]

- MarqueGENERALE ELECTRIQUE
- FabricantNUOVO PIGNONE
- Série du modelMS 5002b
- Cycle.....Simple
- Rotation de l'arbresens inverse des aiguilles d'une montre
- Type de fonctionnement.....Continu
- Vitesse de l'arbre HP.....5100 tr/min
- Vitesse de l'arbre BP.....4670 tr/min
- Commande.....MARK II
- Température à l'échappement.....505°C
- Débit carburant2,14 m³/s
- Système de démarrageTurbine à détente
- Rendement thermique≈ 28%
- Atténuation du bruit.....silencieux d'admission et d'échappement selon
les exigences locales ;

❖ Section du compresseur :

- Nombre des étages du compresseur axial.....16 ;
- Type du compresseur.....écoulement axial, série lourde ;
- Plan de joint.....bride horizontale ;
- Type d'aubes directrice d'entrée.....variable ;
- Pression à l'admission1 bar ;
- Pression de refoulement... ..7 bars ;

❖ **Section de la turbine :**

- Nombre des étages de la turbine.....02 ;
- Plan de joint.....bride horizontale ;
- Directrice du premier étage.....fixe ;
- Directrice du deuxième étage.....variable ;

❖ **Section de combustion :**

- Type.....12 multiples foyers, types à flux inverses ;
- Configuration des chambres.....concentrique autour du compresseur ;
- Combustible Gaz naturel ;
- Bougies d'allumage.....deux, types à électrodes à ressort,
auto rétractant;
- Détecteur de flamme.....deux, type ultraviolet ;

❖ **Ensemble paliers :**

- Quantité.....04 ;
- Lubrification.....sous pression ;

❖ **Pompes d'huile de graissage :**

- Pompe de graissage principale.....Entraînée par arbre intégral avec le
réducteur auxiliaire
- Pompe de graissage auxiliaire.....Entraînée par moteur, verticale,
centrifuge, immergée
- Pompe de graissage de secours.....Entraînée par moteur, verticale,
centrifuge, immergée
- Type.....Débit plein avec vanne de transfert
- Quantité.....Deux

❖ **Pompes d'alimentation hydraulique :**

- Pompe d'alimentation hydraulique Principale.....Entraînée par réducteur
auxiliaire, volumétrique, variable, piston axial
- Pompe d'alimentation hydraulique auxiliaire.....Entraînée par moteur, à
engrenages
- Type.....Débit plein
- Quantité.....Deux, avec vanne de transfert

I.10. Principe de fonctionnement de la turbine à gaz MS5002B :

A l'aide du système de démarrage, le rotor de la turbine HP démarre à 20% de sa vitesse nominale. Le compresseur axial extrait l'air de l'atmosphère, puis le livrent à la chambre de combustion où un apport de combustible permettra de produire un fluide moteur (gaz chauds) à pression constante. Les gaz chauds ainsi générés se détendent sur la roue haute pression, puis se détendent sur la roue basse pression, puis s'échappent dans l'atmosphère.

Donc on produit un travail utile pour entraîner les compresseurs centrifuges, à partir du rotor de la roue BP.

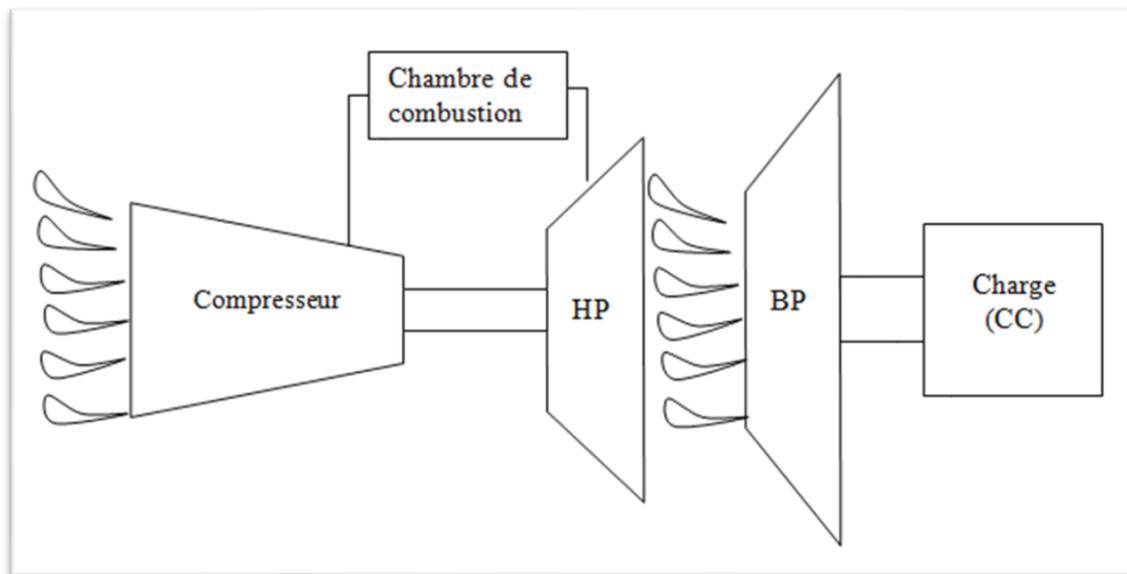


Figure I- 13 : Schéma fonctionnel.

I.11. Description des différentes sections de la turbine à gaz MS 5002B :

I.11.1. Section compresseur : [14]

La section de compresseur axial comprend un rotor et un corps de compresseur avec seize (16) étages de compression, les aubes variables de la directrice et deux déflecteurs de sortie.

Dans un compresseur, l'air est comprimé par une série d'aubes de rotor qui fournissent la force nécessaire pour comprimer l'air à chaque étage de compression, tandis que les aubes de stator guident l'air pour pénétrer vers l'étage suivant du rotor.

Les aubes du rotor sont insérées dans des rainures et maintenues dans une position axiale par l'empilage et le bouclage au bout des rainures. Les disques et le

demi-arbre sont assemblés pour maintenir la conicité, et ils sont fixés par des tirants. Dans la partie compresseur, la partie stator (corps du compresseur) est composée de quatre éléments principaux :

- **Corps coté aspiration du compresseur** : Situé à l'avant, il a pour fonction de guider uniformément l'air vers le compresseur et de porter le premier palier du stator.
- **Corps partie avant du compresseur** : Contenant les quatre premiers étages du stator, il transfère également la charge structurelle de corps adjacent au support avant.
- **Corps partie arrière du compresseur** : contient les derniers étages du stator, les orifices d'extraction prévus dans ce corps permettent de prélever l'air au niveau du dixième étage du compresseur. Cet air est utilisé pour refroidir et assurer la fonction d'étanchéité et contrôler la pulsation au démarrage et à l'arrêt.
- **Corps du compresseur coté refoulement** : C'est le dernier élément de la section du compresseur et la plus longue coulée. Il est situé au milieu entre les supports avant et arrière. Il a pour fonction d'intégrer les sept derniers étages de compression et de former un diffuseur de compresseur sur ses parois intérieure et extérieure le diffuseur du compresseur relie le stator du compresseur et la turbine, et le corps porte le deuxième palier de la turbine.

Le rotor fournit de l'énergie cinétique à l'air et, dans le stator, l'énergie cinétique est convertie en énergie de pression. Ce passage est nécessaire par le fait d'avoir une compression dans la pression de sortie supérieure à la pression d'entrée, ainsi qu'une conservation de débit, pour ne pas perturber le fonctionnement et éviter le pompage du compresseur.



Figure I- 14 : Rotor du compresseur de la turbine à gaz MS5002b. [14]

I.11.2. Section la chambre combustion :

La section combustion de la turbine à gaz MS5002B comprend

- ✓ Enveloppe de combustion.
- ✓ 12 Chambre de combustion.
- ✓ 12 Tubes à flammes (ensembles chapeaux et chemises de combustion).
- ✓ 12 ensembles de pièces de transition.
- ✓ 12 injecteurs de combustible
- ✓ 2 bougies d'allumage.
- ✓ 2 transformateurs d'allumage.
- ✓ 2 détecteurs de flamme.

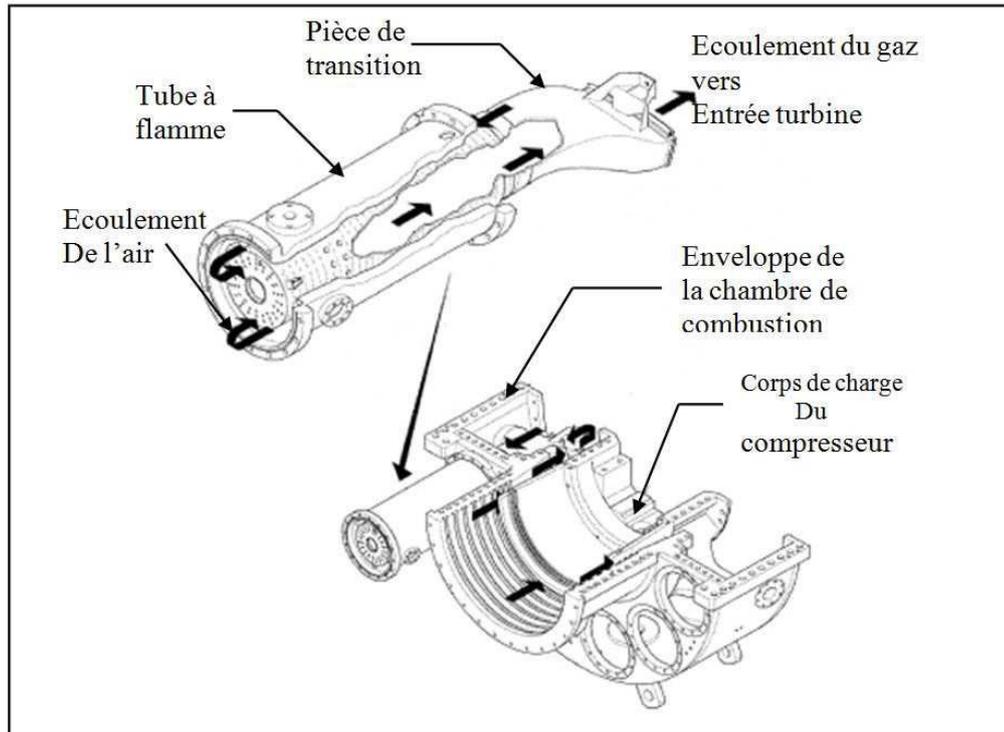


Figure I- 15 : Schéma de section de combustion.

❖ **Enveloppe de combustion :**

L'enveloppe de combustion supporte douze corps de combustion qui ferment douze pièces de transition. C'est une enceinte soudée qui reçoit l'air de refoulement du compresseur à flux axial. L'enveloppe est montée à l'arrière du refoulement du compresseur. [9]



Figure I- 16 : L'enveloppe de combustion. [15]

❖ Chambre de combustion :

Toutes les douze chambres de combustion (manchons et couvercles de flux et doublures) sont assemblées dans l'enveloppe de combustion avec chacun des couvercles et doublures interconnectés par des tubes transversaux. Les injecteurs de combustible, montés sur les couvercles des chambres de combustion, s'étendent dans les chambres et fournissent du combustible pour la combustion. [9]

Pendant le fonctionnement, l'air du compresseur s'écoule dans l'enveloppe de la chambre de combustion et dans l'espace annulaire entre la doublure des chambres et les manchons de flux. Cet air à grande pression s'écoule dans la doublure, se mélange avec du combustible et s'allume. Les gaz chauds résultant s'écoulent de la doublure dans la pièce de réduction serrée à l'ensemble injecteur du premier étage. Les détecteurs de flammes, installés dans quatre des chambres, transmettent un signal au système de commande qui indique que l'allumage s'est effectué. [9]

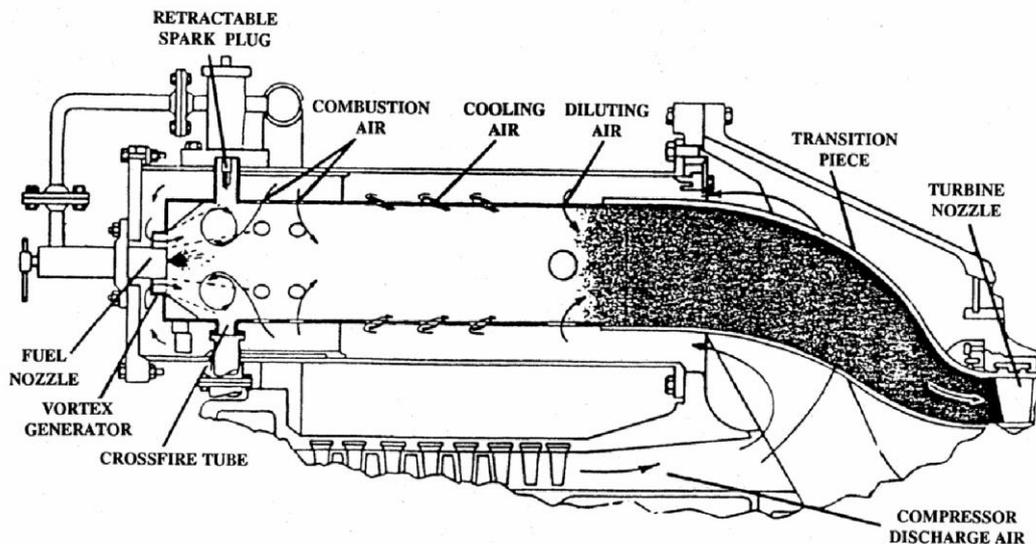


Figure I- 17 : Schéma montrant les organes d'une chambre de combustion. [15]

❖ Tube à flamme LHE

Le revêtement de la chambre de combustion LHE est fondu pour permettre la combustion pauvre. La forme de la coque et les trous de dilution ont été modifiés pour fournir un flux d'air plus pauvre à l'extrémité de la tête de la doublure résultant dans un système beaucoup plus pauvre. Par rapport à la combustion dans un tube à flamme

standard. Ce déplacement du courant de gaz de dilution celle les produits de combustion en réduisant encore le temps disponible pour la formation de NOx. Un courant supplémentaire d'air comprimé est introduit dans la chambre de combustion de la turbine à gaz pour réduire la température de la flamme pour stabiliser la flamme. [16]

- **Les matières utilisées dans LHE :**

Pour ces deux tubes à flammes les matériaux utilisés sont l'Hastelloy X (NC 22 Fe D) dans la conception de corps de tube a flamme et le chapeau, concernant le revêtement intérieur ils utilisent le céramique (Alumine AL2O3). [16]

- Les tubes sont divisés en trois zones :

- a) Zone de réaction : mélange l'air avec le gaz pour assurer la combustion.
- b) Zone de refroidissement : une série de trous disposés le long de tube.
- c) Zone de dilution : des trous servant à introduire de l'air afin de refroidir les gaz chauds à la température désirée. Le corps du tube comprend des colliers pour fixer les tubes d'interconnexion.

- ❖ **Corps de combustion**

Les brides arrière des douze corps de combustion sont montées sur la surface verticale avant de l'enveloppe de combustion. Les ensembles chapeau-chemise se trouvent à l'extérieur de chaque corps. Les injecteurs de combustibles montés dans les couvercles du corps de combustion pénètrent dans les chambres et assurent l'alimentation en combustible. [17]

- ❖ **Bougie d'allumage :**

Une bougie d'allumage avec une électrode rétractable déclenche la combustion du mélange combustible. Deux bougies d'allumage sont installées dans deux chambres de combustion et reçoivent l'énergie du transformateur d'allumage, et les autres chambres de combustion sont allumées par des tubes d'interconnexion. [5]

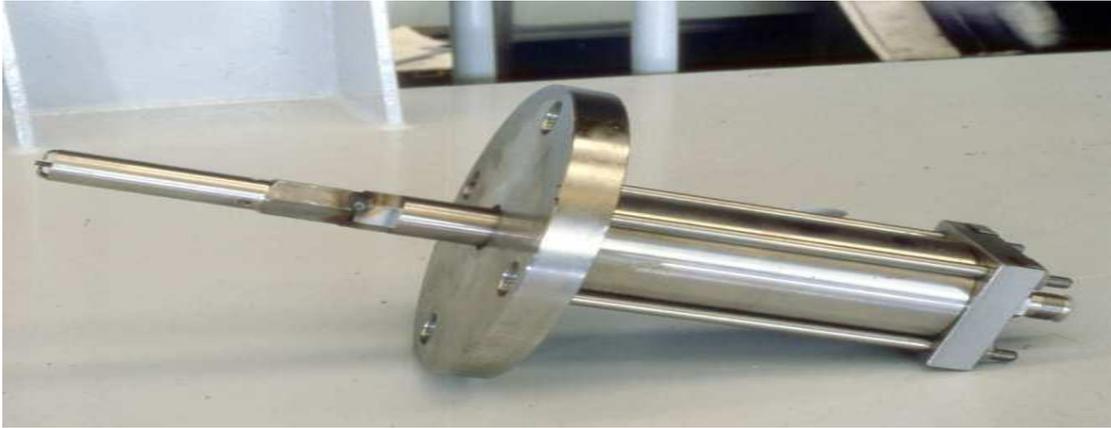


Figure I- 18 : Schéma de bougie d'allumage. [18]

❖ **Détecteur de flamme ultraviolette :**

Pendant le processus de démarrage, une indication de la présence ou de l'absence de flamme doit être envoyée au système de contrôle. Par conséquent, un système de contrôle de flamme est utilisé. Le capteur de flamme est sensible à la présence des rayonnements « ultraviolets » émis par les flammes d'hydrocarbures. [9]

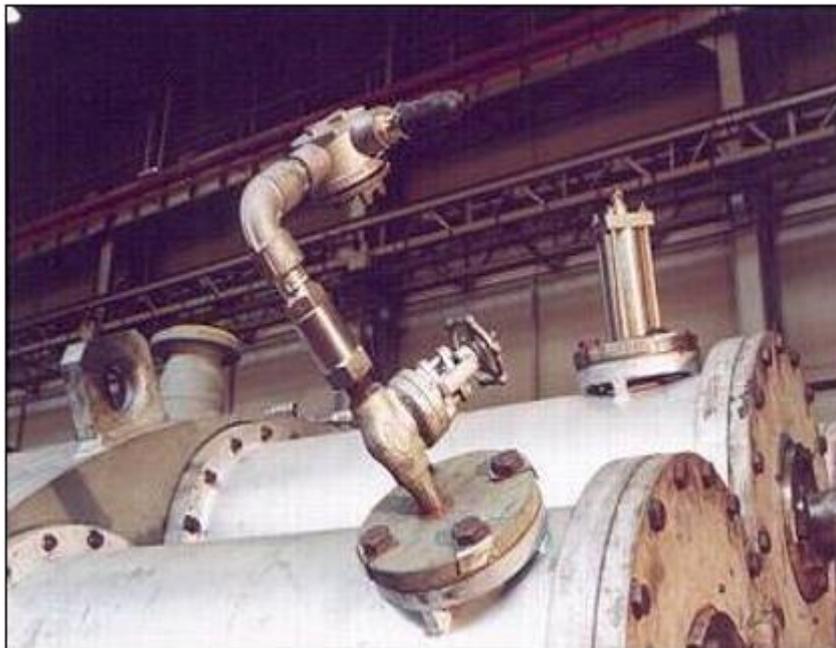


Figure I- 19 : Détecteur à flamme. [18]

❖ Injecteur de combustible :

Chacune des chambres de combustion est équipée d'un injecteur de combustible qui pulvérise sous forte pression une quantité donnée de combustible dans la chambre de combustion. Le combustible gazeux est admis directement dans chaque chambre par les trous de dosage positionnés au rebord extérieur du bout des injecteurs de combustible. [9]

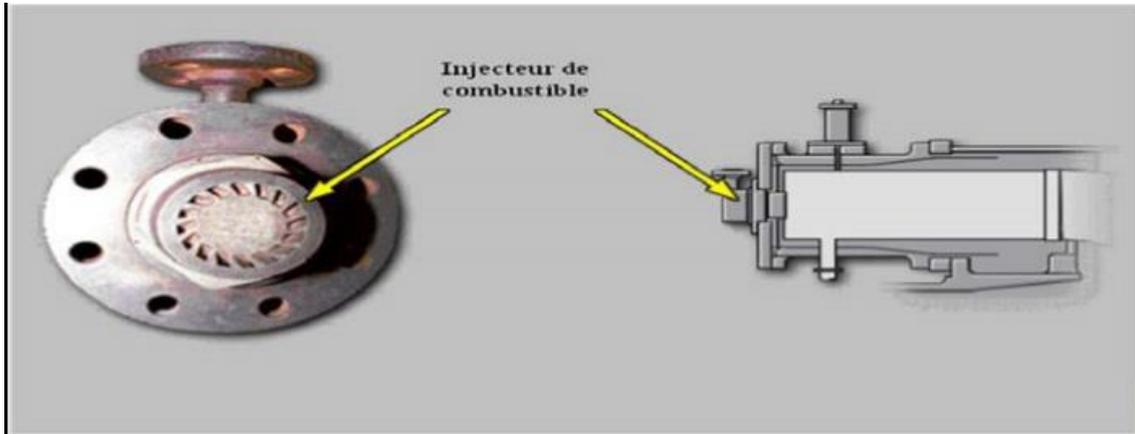


Figure I- 20 : Injecteur de combustible. [18]

I.11.3. Section turbine :

La section contient les composants suivants :

- ✓ Le corps de la turbine.
- ✓ L'injecteur du premier étage.
- ✓ L'injecteur de l'aube directrice variable du deuxième étage.
- ✓ La roue de turbine du premier étage mentionnée comme turbine de haute pression HP.
- ✓ La roue de turbine du deuxième étage, mentionnée comme la turbine de basse pression BP.

De plus, la section comprend l'ensemble du diaphragme, les parties d'étanchement à air et de la voie des gaz entre étages. Toutes les parties du stator ont été fabriquées de manière à pouvoir être fondues en deux horizontalement pour faciliter l'entretien.

I.10.3.1. Directrice de premier étage :

Elles sont soutenues dans la veine de gaz par un dispositif de fixation prévu dans le corps de la turbine. L'air évacué par le compresseur à partir des enveloppes de combustion pénètre dans l'anneau support de retenue des aubes creuses de la directrice, pour s'échapper par les trous d'extraction dans la veine de gaz vers l'échappement. Ce flux d'air permet le refroidissement des aubes de la directrice. [9]

I.10.3.2. Directrices deuxième étage :

Elles sont constituées d'aubes directionnelles, qui forment un angle avec la direction du flux de gaz dans la section annulaire juste avant le deuxième étage de la turbine BP. On peut donner une rotation grâce à des axes qui dépassent des manchons prévus dans le corps de la turbine. Les leviers clavetés à l'extrémité de ces axes et sont reliés par des biellettes à des points de la couronne de contrôle qui sont actionnés par un piston hydraulique. [2]

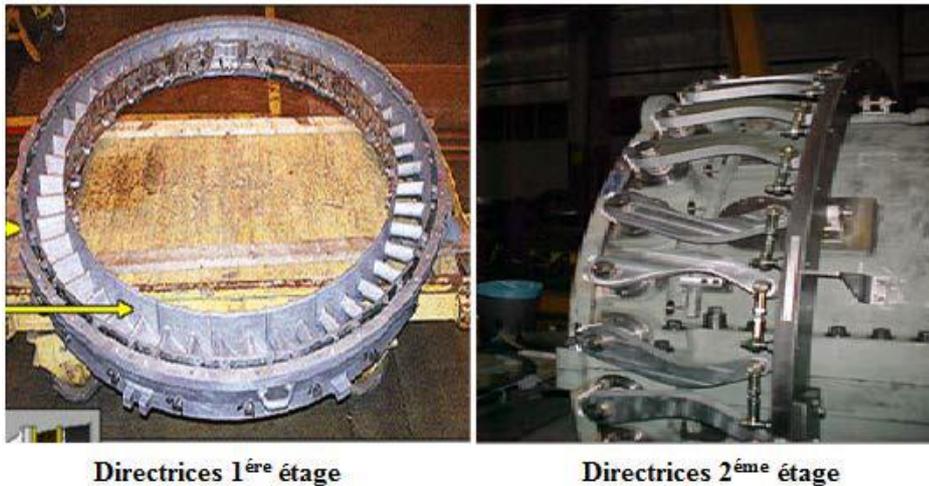


Figure I- 21 : Les directrices. [19]

I.10.3.3. Roue de turbine :

La turbine à gaz comporte de deux rotors séparés : celui du 1er étage (turbine haute pression), et le rotor de la turbine de 2^{ème} étage (turbine basse pression).

Les deux rotors de la turbine sont alignés dans la section turbine et sont mécanisés indépendamment l'un de l'autre, ce qui permet aux deux turbines de fonctionner à des vitesses différentes.

La roue de la turbine du premier étage est située directement sur le demi arbre arrière du rotor du compresseur.

La roue du deuxième étage est boulonnée à l'arbre de la roue pour former un rotor de turbine basse pression. Ce rotor est supporté par deux paliers : le coussinet lisse N°3 situé devant le cadre d'échappement et le palier de butée et coussinet lisse N°4 situé dans un logement de palier boulonné derrière le cadre d'échappement.



Figure I- 22 : Schéma de rotor HP et rotor BP. [19]

I.12. Conclusion :

Dans ce chapitre, on a présenté les turbines à gaz d'une manière générale ; leurs principes de fonctionnement, une classification selon les divers critères utilisés, et les domaines d'application de ces turbines à gaz. Et enfin, Nous avons fait une étude bien déterminée de la turbine à gaz MS5002B. En expliquant le principe de fonctionnement et aussi de définir les caractéristiques de différentes sections de la turbine

CHAPITRE II

METHODE NUMERIQUE
ET PRESENTATION
DU CODE CFX

II. Méthode Numérique et présentation du Code 'CFX'

II.1.Introduction :

Au cours de ces vingt dernières années, l'évolution rapide des capacités des calculateurs, a enregistré des progrès notables dans la compréhension de nombreux phénomènes physiques. La résolution des équations d'un phénomène physique se fait par l'utilisation d'une méthode numérique. Cette dernière consiste à développer les moyens de la résolution de ces équations.

A cette étape, intervient le concept de la discrétisation. Le résultat de la discrétisation des équations différentielles de transport est un système d'équations algébriques non linéaires, ces équations décrivent les propriétés discrètes du fluide aux nœuds dans le domaine de solution.

Il existe plusieurs méthodes numériques d'intégration des équations différentielles aux dérivées partielles, à savoir :

- La méthode des éléments finis,
- La méthode des différences finies,
- La méthode des volumes finis.

La méthode utilisée par le code "FLUENT" est celle des volumes finis.

Dans la présente étude, on utilisera la méthode des volumes finis par le code "FLUENT" est celle des volumes finis avec des volumes de contrôles Hexaédriques et un maillage structuré. Le schéma de discrétisation employé est de type Upwind. La méthode des volumes finis qui se distingue par sa fiabilité quant aux résultats, son adaptation au problème physique, sa garantie pour la conservation de masse et de quantité de mouvement et de tout scalaire transportable sur chaque volume de contrôle et dans tout le domaine de calcul, ce qui n'est pas le cas pour les autres méthodes numériques. [20]

II.2.Méthodes des différences finies :

La méthode des différences finies consiste à remplacer les dérivées apparaissant dans problème continu par des différences divisées ou combinaisons de valeurs ponctuelles de la fonction en un nombre fini de points discrets ou nœuds du maillage.

En apparence, cette méthode apparaît comme étant la plus simple à mettre en œuvre car elle procède en deux étapes : d'une part la discrétisation par différences finies des

opérateurs de dérivation/différentiation, d'autre part la convergence du schéma numérique ainsi obtenu lorsque la distance entre les points diminue.

- Avantages : grande simplicité d'écriture et faible coût de calcul.
- Inconvénients : Limitation de la géométrie des domaines de calculs, difficultés de prise en compte des conditions aux limites portant sur les dérivées ou les gradients de l'inconnue et en général absence de résultats de majoration d'erreurs. [21]

II.3.Méthodes des éléments finis :

La méthode des éléments finis implique la résolution de problèmes (généralement tels que la minimisation d'énergie) dans un sous-espace de dimension finie qui est écrit sous une forme variante dans un espace de dimension infinie. Dans ce cas, la solution approchée est une fonction déterminée par un nombre fini de paramètres, comme sa valeur en certains points (nœuds de maillage).

La méthode des éléments finis est utilisée pour résoudre numériquement des équations aux dérivées partielles. Celles-ci peuvent par exemple représenter analytiquement le comportement dynamique de certains systèmes physiques (mécaniques, thermodynamiques, acoustiques, etc.).

- Avantages : Il est possible de traiter des figures géométriques complexes, de déterminer les conditions aux limites plus naturellement, et les preuves mathématiques peuvent sembler converger et augmenter les erreurs.
- Inconvénients : la complexité et le coût de mise en œuvre en termes de temps de calcul et de mémoire

II.4.Méthode des volumes finis :

En analyse numérique, la méthode des volumes finis est utilisée pour résoudre numériquement des équations aux dérivées partielles, comme la méthode des différences finies et celle des éléments finis. Contrairement à la méthode des différences finies qui met en jeu des approximations des dérivées, les méthodes des volumes finis et des éléments finis exploitent des approximations d'intégrales. Toutefois, la méthode des volumes finis se base directement sur la forme dite forte de l'équation à résoudre, alors que la méthode des éléments finis se fonde sur une formulation variationnelle de l'équation (on parle aussi de formulation faible).

Le domaine de calcul est divisé en un nombre fini de sous-domaines élémentaires, appelés volumes de contrôle. Ces volumes de contrôle enveloppent tout le domaine de calcul sans chevauchement, de telle façon que la somme de leurs volumes soit égale exactement au volume du domaine de calcul. L'avantage déterminant de cette méthode par rapport aux autres méthodes est qu'ils sont conservatifs ; en bref, tout ce qui sort d'un volume de contrôle entre dans un autre.

Un point est positionné au centre de chaque volume et est appelé centre de volume de contrôle, il sera noté P, Les nœuds des volumes voisins seront notés suivant leurs positions N, S, W, E, T et B (se rapportant aux directions North, South, West, East, Top et Bottom respectivement). Dans la méthode des volumes finis les lois de conservation (de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie) sont exprimées localement sous une forme intégrale.

La pierre angulaire de cette méthode réside dans le théorème de Gauss (appelé aussi le théorème de la divergence ou théorème d'Ostrogorski) et qui permet de transformer une intégrale de volume en une intégrale de surface. [20]

II.5.Maillage :

Le domaine de calcul est divisé en une série de sous-domaines appelés volumes de contrôle. Ces volumes de contrôle englobent tout le domaine de calcul sans se chevaucher, de sorte que la somme de leurs volumes est égale au volume du domaine de calcul. Un point est situé au centre de chaque volume de contrôle, où la variable inconnue est calculée.

C'est la subdivision du domaine d'étude en maillage, dont l'intersection représente un nœud, où on trouve le point central P et les composantes u et v du vecteur vitesse, qui se trouvent au milieu des segments, reliant deux nœuds adjacents. Donc, la discrétisation du domaine est obtenue par un maillage, constitué d'un réseau de points (nœuds).

Les grandeurs scalaires : pression, température, énergie cinétique et taux de dissipation sont stockées dans le nœud P du maillage, représenté par la Figure (II.1.a), tandis que les grandeurs vectorielles u et v sont stockés au milieu des segments reliant les nœuds.

L'équation générale de transport est intégrée sur le volume de contrôle, associé aux variables scalaires et les équations de quantité de mouvement sont intégrées sur le volume de contrôle, associé aux composantes de vitesse.

Le volume de contrôle de la composante transversale u est décalé suivant la direction x par rapport au volume de contrôle principale (voir la figure (II.1.b), celui de la composante longitudinale v est décalé suivant la direction y (voir la figure (II.1.c)). Ce type de maillage, dit « maillage décalé », permet d'avoir une bonne approximation des flux convectifs et une meilleure évaluation des gradients de pression, ainsi qu'une stabilisation numérique de la solution. [22]

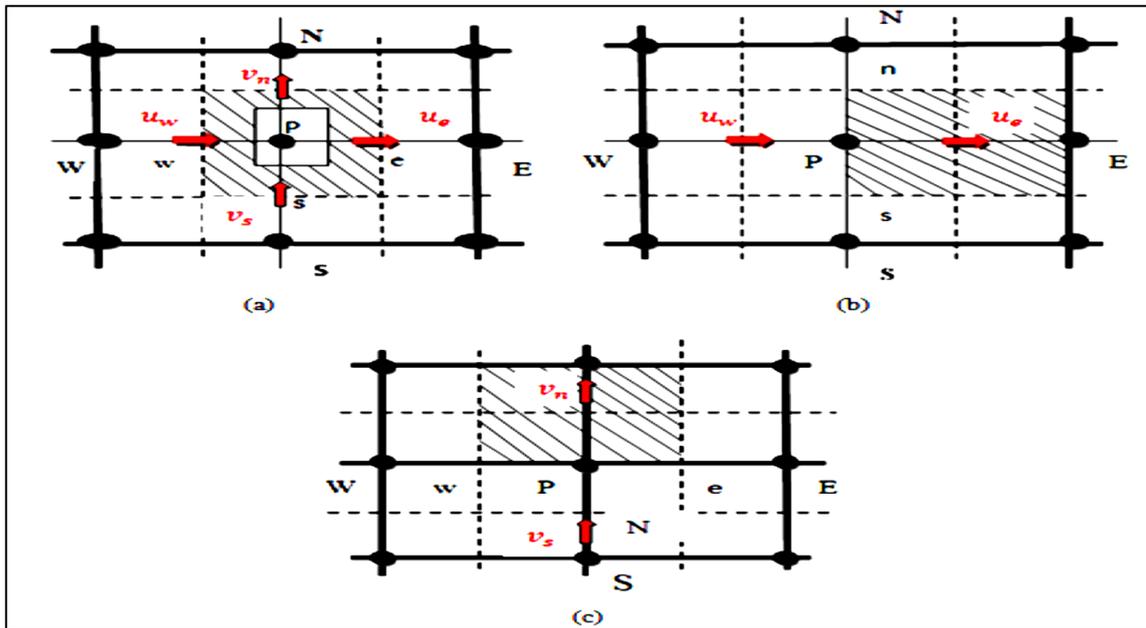


Figure II- 1 : Schéma du volume de contrôle (a), maillage décalé pour Ue (b), maillage décalé pour Vn (c). [22]

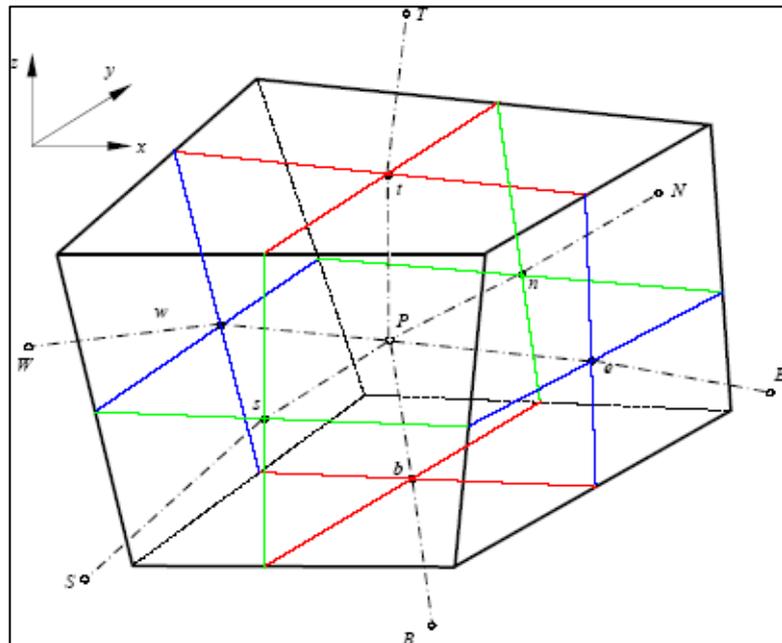


Figure II- 2 : Volume de contrôle dans un maillage tri dimensionnel. [20]

II.6. Présentation du code de calcul :

Le modèle mathématique qui regroupe les expressions et les formules Le modèle mathématique ne possède pas de solution analytique sauf pour quelques cas d'exceptions d'écoulements triviaux. On résout donc le modèle mathématique par la discrétisation du domaine de calcul permettant ainsi une linéarisation des équations formant un système d'équations algébriques simples. Bien sûr, la précision de la solution dépend alors de la qualité de cette discrétisation. Il est à noter que les calculs réalisés dans ce projet sont en régime stationnaire, il n'existe pas d'autre solution analytique. C'est Impossible d'obtenir des solutions analytiques dans la turbine. Alors nous avons résolu Établir un modèle mathématique par discrétisation dans le domaine du calcul pour réaliser la linéarisation Le système d'équations constitue un système d'équations algébriques simple est précise bien sûr, Ensuite, la solution dépend de la qualité de cette discrétisation. Il convient de noter que dans Le projet est dans un état stable.

Les caractéristiques de cette méthode ne tiennent pas compte de la complexité de maillage. Donc cette méthode Il peut être facilement utilisé dans des géométries complexes qui nécessitent des millages non complexes. Enfin, le code commercial (dont le plus populaire est ANSYS CFX) utilise plus Méthode des volumes finis.

ANSYS CFX est un logiciel commercial CFD (dynamique des fluides computationnelle) qui peut être utilisé large gamme d'applications. Il implémente la méthode des volumes finis pour résoudre Équations de conservation utilisées en mécanique des fluides. Différent des autres codes Calcul, il s'agit d'une méthode de couplage entre les trois composantes de la vitesse et de la pression, Autrement dit, il résout simultanément le champ de vitesse et le champ de pression.

Les Avantages numériquement plus robustes et polyvalents, mais nécessite plus d'espace Mémoire. Dans ANSYS CFX, les informations de vitesse et de pression sont enregistrées sur les nœuds du réseau. Créez un volume de contrôle autour de chaque nœud du maillage.

Pour simplifier démontrer et savoir que les méthodes suivantes sont également applicables à l'espace tridimensionnel, La figure suivante montre une partie d'un maillage bidimensionnelle contenant des éléments triangulaires (3 Nœuds) et éléments rectangulaires (4 nœuds). La ligne centrale est créée pour Déterminez le centre de chaque élément. Créer un volume de contrôle à partir de ces lignes médianes.

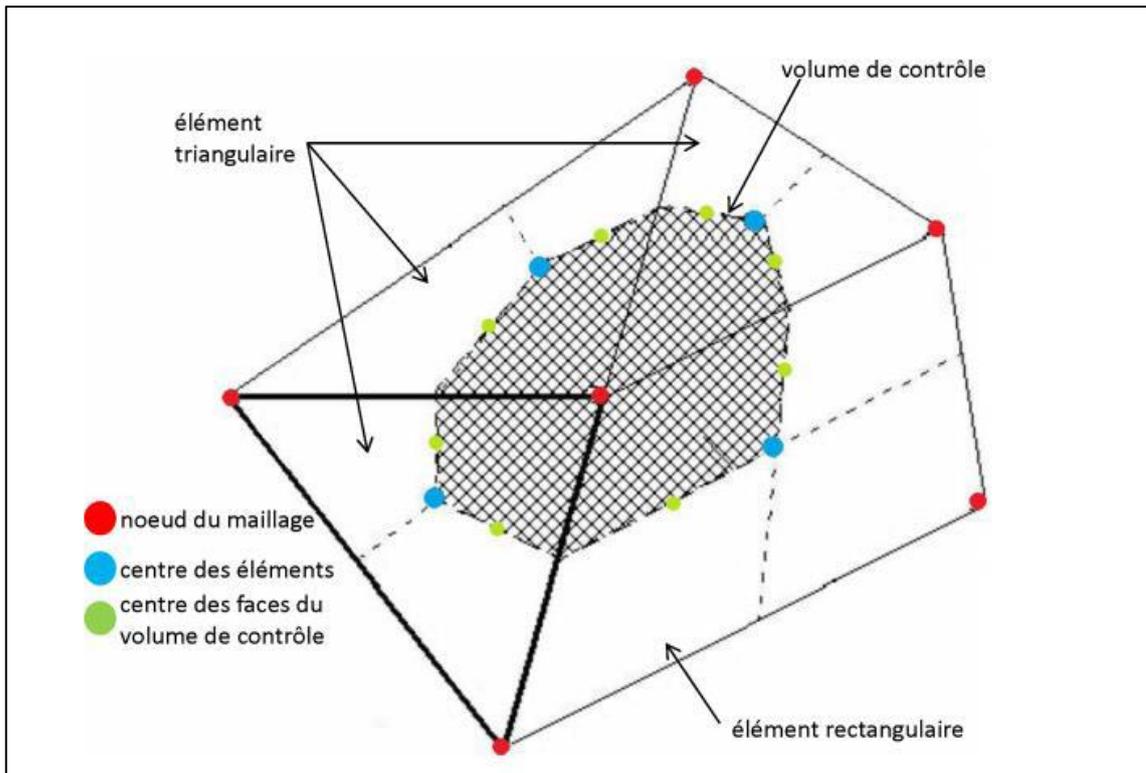


Figure II- 3 : Schéma de principe de discrétisation spatiale en méthode des volumes finis Logiciel ANSYS CFX. [23]

II.7.Méthode Numérique :

II.7.1. Position du problème :

La chambre de combustion étudiée dans ce projet est l'une des douze chambres de combustion constituant le système de combustion de la turbine à gaz MS 5002B de la SONATRACH. Ces principaux composants sont l'injecteur et le tube de flamme.

II.7.2. Tube à flamme :

Le tube de flamme est formé par un tube cylindrique de longueur égale à 1.12m. Ce tube est percé de trous de différentes tailles selon la zone. L'air circule d'avant en arrière à l'extérieur du tube à flamme. Il pénètre dans la zone de réaction de la chambre de combustion à travers le turbulateur (la tête) et à travers le tube lui-même. Les gaz chauds se propagent ensuite vers une zone de tranquillisation et une zone de dilution où s'effectue un apport d'air supplémentaire. Des trous de dilution permettent le passage du volume d'air correct destiné au refroidissement afin de limiter la température des gaz chauds à l'entrée de la première directrice de la turbine. Le tube de flamme est percé de trous de diamètre variant sur rangés. Ces trous sont destinés au refroidissement des parois du tube, ils assurent la formation d'un film d'air relativement plus froid le long des parois et du chapeau du tube de flamme.

II.7.3. L’injecteur de gaz :

La chambre de combustion est équipée d'un injecteur qui peut injecter une quantité calibrée de carburant dans le tube à flamme. Cet injecteur est principalement composé d'un turbulateur d'air pour atomiser le carburant liquide et d'un turbulateur d'air de combustion., Dans notre étude, on s'intéresse au cas de fonctionnement avec le combustible gazeux uniquement puisque c'est le mode de fonctionnement utilisé pour la turbine de la SONATRACH.

II.8.Méthode de résolution des formulations qui concerne l'interaction structure fluide :

La principale difficulté liée à l'interaction d'un fluide et d'une structure réside dans le couplage de modèles décrits de manière différente. En effet, le fluide est classiquement décrit en formulation eulérienne et la structure élastique en formulation lagrangienne. Le couplage de ces différentes formulations rend l'étude de ces systèmes très complexe, tant d'un point de vue numérique que mathématique. Les méthodes de couplage fluide-structure se divisent en deux catégories :

- La première consiste à un couplage où les maillages sont mobiles
- La deuxième catégorie de couplage est le couplage à maillages fixes [24]

Cette section est divisée en plusieurs parties : chaque partie rassemble des équations utilisées dans le domaine de l'interaction fluide-structure pour l'étude de l'écoulement (Euler linéarisées, Euler, NavierStokes linéarisées, Navier-Stokes).

II.8.1. Schéma de discrétisation :

Notre code utilise la méthode des volumes finis pour résoudre le système d'équations utilisé pour modéliser le mouvement des fluides. En fait, en utilisant la méthode des volumes finis, un problème physique donné peut être résolu par les trois étapes principales suivantes :

- Division du domaine de calcul en volumes de contrôle via un maillage.
- Intégration des équations sur chaque volume de contrôle afin de les transformer en équations algébriques.
- Résolution des équations ainsi discrétisées.

Ces équations sont mises sous la forme générale suivante :

Nous présentons les différentes équations et les hypothèses adaptées à la résolution des problèmes d'IFS.

II.8.2. Équations et conditions aux frontières :

Dans cette partie, nous présentons les différentes équations qui peuvent décrire le mouvement du fluide qui environne le tube.

II.9.2.1. Équations pour le fluide :

L'écoulement est contrôlé par la conservation des équations de masse et le bilan de quantité de mouvement. Le premier est représenté par l'équation :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \nabla \cdot (\vec{u}) = 0 \quad \text{Eq II.1}$$

Pour le bilan de quantité de mouvement, nous avons plusieurs possibilités selon les propriétés du fluide et de l'écoulement. Les équations d'Euler linéarisées (Eq.II.1) sont adaptées à l'étude d'un écoulement très confiné, sous l'hypothèse de petites amplitudes d'oscillation et d'un grand nombre de Strouhal. Dans ce cas, aucun effet de la dissipation dans le fluide ne peut apparaître tandis que les effets inertiels sont sensibles. [25]

$$\rho \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} = -\vec{\nabla} p \quad \text{Eq II.2}$$

Les effets dissipatifs sont pris en compte par le terme visqueux des équations de Navier-Stokes linéarisées (ou équations de Stokes). Elles sont adaptées à la représentation d'un écoulement de fluide visqueux induit par de faibles mouvements de la structure (Eq. II.3). De la même manière que pour les équations d'Euler, nous pouvons manipuler l'expression de la force fluide afin de repérer deux termes, un en quadrature avec l'autre. La différence est que, dans les équations d'Euler l'amortissement dépend du terme convectif, tandis que, dans les équations de Stokes, il dépend de la viscosité. [25]

$$\rho \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} + \rho (\vec{u} \cdot \nabla) \vec{u} = -\vec{\nabla} p + \mu \nabla \cdot (\nabla \vec{u}) \quad \text{Eq II.3}$$

Lorsque le frottement visqueux a complètement diffusé, le terme d'inertie devient négligeable. L'écoulement est alors décrit par les équations de Navier-Stokes stationnaires (Eq. II.4) [25] :

$$\rho (\vec{u} \cdot \nabla) \vec{u} = -\vec{\nabla} p + \mu \nabla \cdot (\nabla \vec{u}) \quad \text{Eq II.4}$$

II.8.3. Conditions aux frontières : couplage fluide-structure :

Les conditions aux frontières déterminent le couplage fluide-structure. Nous pouvons distinguer deux types des conditions aux frontières : non-pénétration ou adhérence. La première doit être respectée dans tout le cas, tandis que la deuxième n'est considérée que pour un fluide visqueux. [25]

$$\begin{cases} \dot{\vec{a}} \cdot \hat{n} = \vec{u} \cdot \hat{n} \text{ sur } \Gamma_s \text{ et } \Gamma_{ext} \\ \dot{\vec{a}} = \vec{u} \text{ sur } \Gamma_s \text{ et } \Gamma_{ext} \end{cases} \quad \text{Eq II.5}$$

Où Γ_s et Γ_{ext} sont respectivement la surface de la structure mobile et la surface de la structure fixe. En plus, nous définissons l'effort appliqué par le fluide sur la structure dans la direction i comme :

$$F_{f,i} = \int [-p\delta_{ij} + 2\mu D_{ij}] \cdot \hat{n}_j d\Gamma_s \quad \text{Eq II.6}$$

Où \hat{n}_j est la normale sortante de la surface du solide et D_{ij} est les tenseurs des taux de déformation dépendant de la vitesse du fluide :

$$D_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad \text{Eq II.7}$$

Cette expression de la force fluide est insérée dans l'équation de la dynamique du corps rigide. [25]

II.9.3.1. Equation de continuité :

Dans un milieu continu en mouvement l'équation de continuité doit être vérifiée pour tout volume Ω :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) = 0 \quad \text{Eq II.8}$$

Dans le cas d'un fluide incompressible, le champ de vitesse vérifié nécessairement :

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad \text{Eq II.9}$$

II.8.4. Formulation ALE des équations de Navier-Stokes :

En interaction fluide-structure, les équations de Navier-Stokes sont résolues dans un domaine mobile ou déformable. Parmi les approches utilisées, la méthode Lagrangien - Eulérien Arbitraire (ALE) suscite beaucoup d'intérêt. L'intérêt d'utiliser une formulation ALE pour décrire les phénomènes est de combiner les avantages de la description Lagrangienne et ceux de la description Eulérienne. Soit X les coordonnées

Lagrangiennes d’un point dans le repère matériel, x ses coordonnées Eulériennes dans le repère spatial et χ ses coordonnées dans un repère ALE. La relation de passage. L’ALE traite le maillage comme un repère qui se déplace avec une vitesse arbitraire w :

$$f(x, t) = \hat{f}(\chi, t) \quad \text{Eq II.10}$$

La dérivée mixte est donnée par :

$$\frac{\partial \hat{f}}{\partial t} \Big|_x = \frac{\partial f}{\partial t} \Big|_x + \omega \cdot \nabla_x f \quad \text{Eq II.11}$$

Cela nous permet finalement décrire la relation de passage, pour la quantité f entre le repère matériel et le repère ALE, soit :

$$\frac{df}{dt} = \frac{\partial f}{\partial t} \Big|_x + u \cdot \nabla_x f = \frac{\partial \hat{f}}{\partial t} \Big|_x + (u - \omega) \cdot \nabla_x f \quad \text{Eq II.12}$$

$u(x, t) = \partial x / \partial t \Big|_x$ est la vitesse matérielle et $w = \partial \chi / \partial t \Big|_x$ est la vitesse arbitraire.

Cette propriété est très utile dans le développement d’une description cinématique dans le repère ALE. La loi de conservation de la quantité de mouvement exprimée en ALE :

$$\frac{\partial u}{\partial t} \Big|_\xi + (u \cdot \nabla) u = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \eta \Delta u + f \quad \text{Eq II.13}$$

Enfin, la relation fondamentale qui permet de passer d’une loi exprimée en variable Eulérienne a une loi équivalente exprimée en variables mixtes (ALE) :

$$\frac{\partial u(\xi, t)}{\partial t} \Big|_\xi + ((u - \omega) \cdot \nabla) u = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \eta \Delta u + f \quad \text{Eq II.14}$$

On obtient donc l’écriture des équations de Navier-Stokes dans la description ALE en incompressible :

$$\rho \left(\frac{\partial y}{\partial x} + ((u - \omega) \cdot \nabla) u \right) = -\nabla p + \mu \Delta u + f \quad \text{Eq II.15}$$

Cette formulation assigne à chaque point de l’espace une vitesse de maillage w , qui décrit un mouvement arbitraire du maillage et une vitesse matérielle. [18]

II.9. Modèles de turbulence :

- Modèles de turbulence de type RANS
- Modélisation de la turbulence, cas du modèle $k-\epsilon$
- Les équations de transports :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varphi) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho U_i \varphi) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\Gamma \varphi \cdot \frac{\partial \varphi}{\partial x_i} \right) + S\varphi \quad \text{Eq II.16}$$

Où : φ représente une grandeur intensive telle-que $U_i U_j$ selon le modèle de turbulence utilisé.

$\Gamma \varphi$: est un coefficient de diffusion et $S\varphi$ un terme de source dont les expressions respectives dépendent du modèle de turbulence choisi. Sous cette forme générale, tous les termes non-convectifs ou non-diffusifs sont inclus dans le terme source $S\varphi$.

La discrétisation en volumes finis des équations de transport à différentes grandeurs de l'écoulement sont calculées au centre de chaque volume de contrôle, aux point P, E, O, N et S. l'intégration de l'équation II.1 dans un volume de contrôle fait intervenir les valeurs, ainsi que les flux de diffusion et de convection et de convection de ces grandeurs aux frontières du volume de contrôle. Ainsi, pour le calcul des grandeurs au point P, leurs valeurs aux interfaces e, o, n et s sont également nécessaires. Plusieurs méthodes d'interpolation peuvent alors être utilisées connaissant leurs valeurs au centre des volumes de contrôle adjacents. [21]

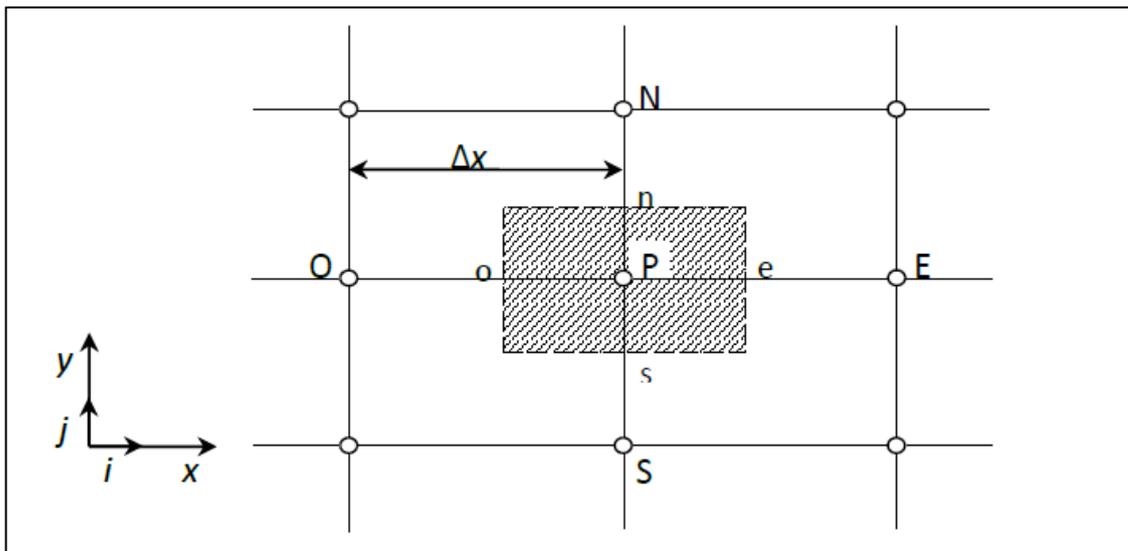


Figure II- 4 : Volume de contrôle pour la résolution en volumes. [21]

Les schémas d'interpolation employés dans les codes CFD sont en général basés sur la méthode de différences finies. Cette méthode appliquée à des volumes de contrôle est décrite par nombre d'auteurs. Des études présentent également le détail des différents schémas d'interpolation utilisés dans les codes CFD. Dans ce paragraphe, l'accent est plutôt mis sur les critères à prendre en compte pour assurer à la fois la stabilité et la bonne précision des résultats CFD.

On note ainsi que bien qu'une approximation par différences finies centrées des termes de diffusion au deuxième ordre soit adaptée à la majorité des problèmes, cette technique ne donne pas de résultats satisfaisants en ce qui concerne les termes convectifs. En effet, la méthode des différences centrées ne prend pas correctement en compte la direction de l'écoulement. La (figure II.5) permet d'illustrer ce défaut majeur.

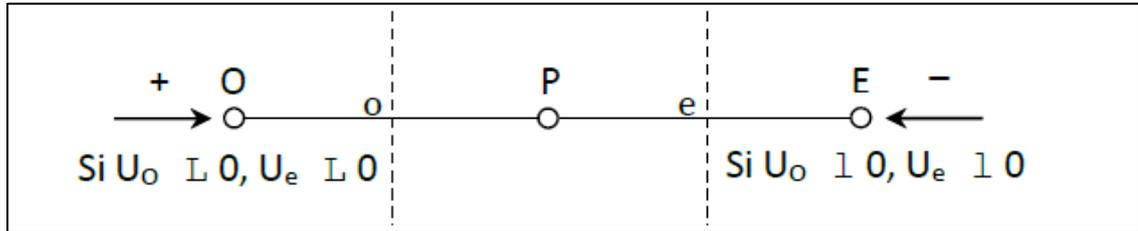


Figure II- 5 : Schéma unidimensionnel illustrant un volume élémentaire entourant un nœud P.

Les valeurs d'une entité φ aux interfaces e et o sont déterminées par une approximation linéaire à l'aide des expressions suivantes :

$$\varphi_e = \frac{1}{2}(\varphi_p + \varphi_E) \tag{Eq II.17}$$

$$\varphi_o = \frac{1}{2}(\varphi_o + \varphi_p) \tag{Eq II.18}$$

II.9.1. Conditions aux limites :

Trouver la solution qui satisfait un système d'équations aux dérivées partielles et les conditions aux limites (conditions initiales et conditions frontières) forme un problème bien pose si les trois conditions suivantes sont satisfaites. La définition correcte des conditions aux limites est un des éléments essentiels pour obtenir un problème bien posé.

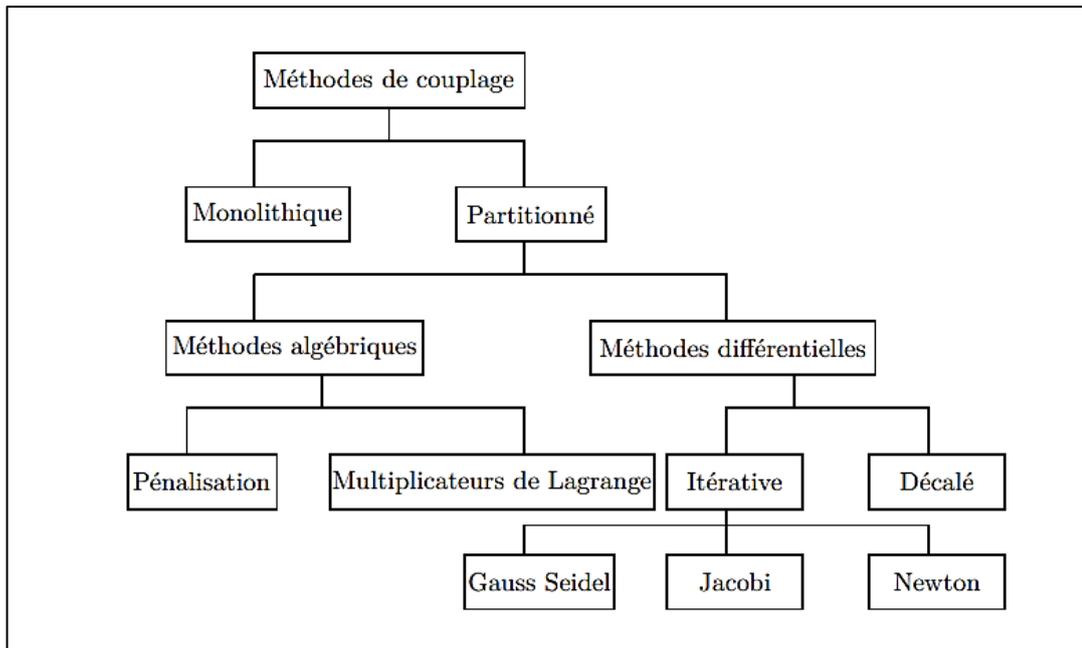


Figure II- 6 : Méthodes de couplage. [26]

II.9.2. Approximations :

Afin de résoudre l'équation de couplage du fluide et de la structure, différentes hypothèses peuvent être utilisées. Ci-dessous, nous listons différentes approximations utilisées pour décrire des modèles numériques.

- Approximation physique :

Les fluides ont des propriétés physiques constantes : densité ρ et viscosité dynamique μ . Au début, le fluide est toujours au repos et la gravité n'a aucun effet : la pression du fluide est donc constituée de la pression statique et des composants liés à la poussée d'Archimède. L'effet thermique (écoulement isotherme) est ignoré. Le solide est considéré comme un corps rigide.

- Approximations géométriques :

Les solutions analytiques du champ de vitesse et de pression autour d'un solide s'obtiennent le plus souvent pour une géométrie bidimensionnelle. Il faut considérer deux solides concentriques de longueur infinie, dont le solide interne oscille dans le plan transversal et le solide externe est fixe. Il s'agit de résoudre les équations pour le fluide et le solide dans une section suffisamment éloignée des extrémités pour pouvoir négliger les « effets des bouts » et admettre l'approximation plane. Dans le cas où l'épaisseur de l'anneau fluide est faible par rapport aux dimensions du solide, nous

utilisons l'approximation du plan tangent : la surface fluide peut être représentée comme une couronne cylindrique dépliée. [25]

- Approximation cinématique :

Par rapport à un jeu fluide, pour une amplitude de vibration plus faible, on peut considérer que la frontière mobile Γ_s ne bouge toujours pas (conditions à la frontière se décale ou s'aplatit).

- Approximations dynamiques :

Les fluides peuvent être considérés comme visqueux ou non visqueux. Dans ce dernier cas, nous utilisons l'équation d'Euler (linéaire ou non linéaire). Dans tous les autres cas, les équations de Stokes ou de Navier-Stokes sont nécessaires. En fonction de la valeur du coefficient d'amortissement c_s , le solide peut avoir un comportement dissipatif ou non dissipatif.

II.9.3. Choix de la méthode de couplage Pression-Vitesse :

Trois algorithmes sont disponibles dans le logiciel de calcul :

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

L'algorithme choisit dans notre étude est l'algorithme SIMPLE [27]. A l'initialisation du calcul, un champ de pression fixé a priori est introduit dans l'équation de bilan de la quantité de mouvement, permettant de calculer un premier champ de vitesse. La combinaison des équations de bilan de masse et de quantité de mouvement permet ensuite de corriger ces premiers champs de pression et de vitesse. Les autres équations de transports sont ensuite résolues et le champ de pression corrigé est utilisé pour initialiser le calcul à l'itération suivante. Cette succession d'opération est répétée jusqu'à ce que les critères de convergences soient atteints.

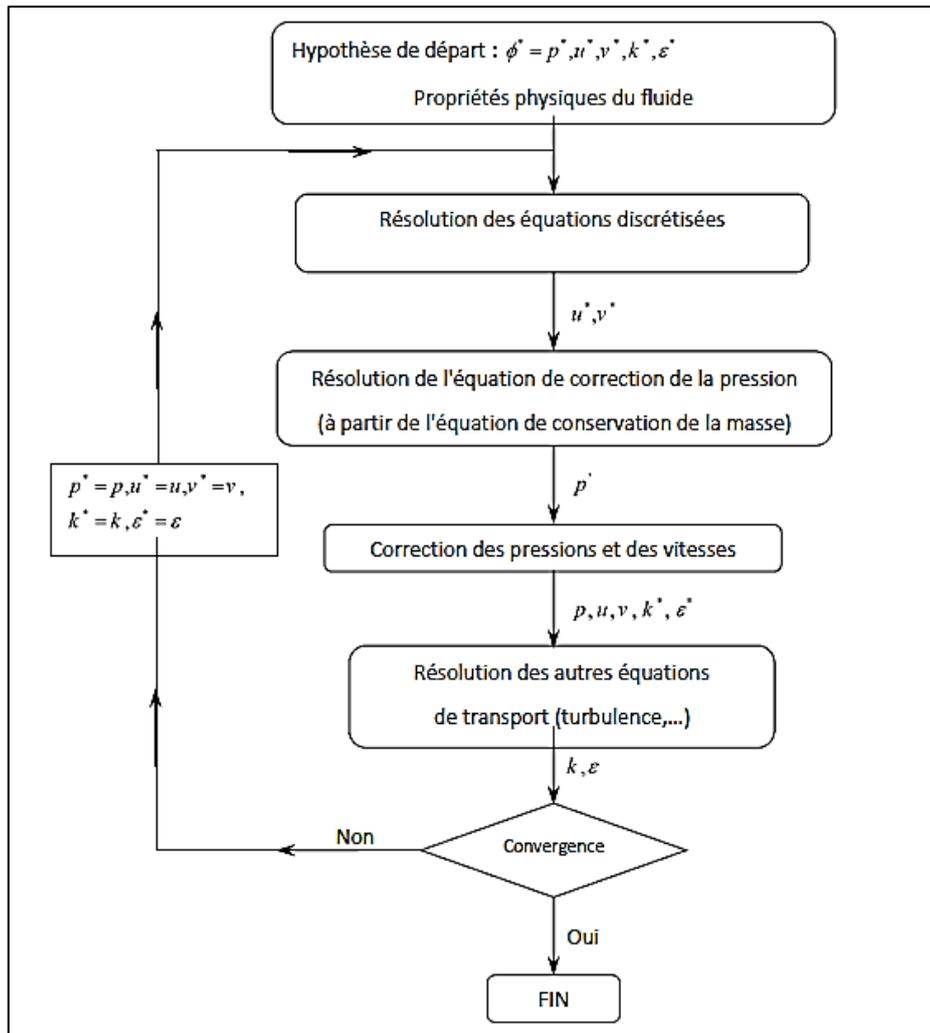


Figure II- 7 : Schéma représentatif de l'algorithme SIMPLE.

II.10. Étapes de résolution du problème :

Les principales étapes utilisées dans notre simulation sont les suivantes :

- Détermination du domaine de calcul (construction de la géométrie).
- Discrétisation du domaine de calcul (maillage).
- Identification des conditions aux limites.
- Choix du modèle mathématique.
- Choix de l'algorithme de solution.
- Solution du modèle mathématique.
- Visualisation et interprétation des résultats [21]

II.11. Conclusion :

A travers ce chapitre, nous avons brièvement introduit la méthode des volumes finis, les étapes de discrétisation du modèle mathématique, ainsi que la résolution des équations algébriques.

Une résolution numérique bidimensionnelle des équations de conservation de la masse, de quantité de mouvement et de l'énergie a été mise en œuvre pour simuler la circulation de l'air et le champ de température dans l'enceinte. La résolution est effectuée par le code CFD « FLUENT », basé sur la méthode des volumes finis.

Chapitre III

**CONCEPTION ASSISTEE
PAR ORDINATEUR
DES TUBE A FLAMME
(SOLIDWORKS)**

III. Conception assistée par ordinateur des tubes à flammes

III.1. Introduction :

La conception assistée par ordinateur ou CAO (en anglais, computer aided design ou CAD) comprend l'ensemble des logiciels et des techniques de modélisation géométrique permettant de concevoir, de tester virtuellement – à l'aide d'un ordinateur et des techniques de simulation numérique et de réaliser des produits manufacturés et les outils pour les fabriquer. [21]

On confond souvent CAO et DAO (dessin assisté par ordinateur) : la CAO n'a pas pour fonction première l'édition du dessin. Il s'agit d'un outil informatique souvent lié à un métier, fonctionnant en langage dit objet, et permettant l'organisation virtuelle de fonctions techniques. Cela permet ensuite la simulation de comportement de l'objet conçu, l'édition éventuelle d'un plan ou d'un schéma étant automatique et accessoire. En DAO, un trait est un trait et le logiciel ne permet pas l'interprétation technique de l'ensemble.

III.2. Logiciel utiliser :

SolidWorks est un logiciel de conception assistée par ordinateur, appartenant à la société Dassault Systèmes. Il utilise le principe de conception paramétrique et génère trois types de fichiers qui sont liés : la pièce, l'assemblage, et la mise en plan. Ainsi toute modification sur un de ces trois fichiers sera répercutée sur les deux autres.



III.2.1. Historique

Le fondateur Jon Hirschtick a commencé à travailler sur SolidWorks en 1993 accompagné d'une équipe de développeur afin de rendre la CAO plus accessible. A partir de de 1995, la première version du logiciel est lancée. En 1997, Dassault Systèmes devient actionnaire principal et continuera de développer les outils du logiciel.

SolidWorks permet de réaliser de la modélisation 2D et 3D, ce logiciel de CAO est réputé pour sa simplicité d'utilisation et se veut intuitif.

III.2.2. Fonctionnement :

Le logiciel SolidWorks permet de :

- Concevoir des objets en 3D de manière très précise.
- Développer des produits
- Vérifier la conception de votre fichier
- Détenir une bibliothèque de vos fichiers 3D
- Mettre en place des mises en plan 2D
- Créer des images et animations de vos objets 3D
- Estimer le coût de la fabrication de vos objets 3D

Le logiciel SolidWorks supporte les formats de fichier 3D suivants :

3D XML, ACIS, Adobe Illustrator, Adobe Photoshop, Adobe Portable Document Format, Autodesk Inventor, CADKEY, CATIA Graphics, fichiers DXF/DWG, DXF 3D, SolidWorks eDrawings, Highly Compressed Graphics, HOOPS, IDF 2.0, IDF 3.0, IDF 4.0, IFC, IGES, JPEG, Mechanical Desktop, PADS, Parasolid, PDF, Pro/ENGINEER, ProStep EDMED, Rhino, ScanTo3D, Solid Edge, STEP, STL, TIFF, U3D, Unigraphics, VDAFS, Viewpoint, VRML, XPS.

III.3. Présentation de Tubes à flamme LHE :

La turbine à gaz MS5002B est dotée d'une chambre de combustion tubulaire portant 12 tubes à flamme.

Le tube de flamme est donné sur la figure III-1, il est formé par un tube cylindrique de diamètre égal à 272mm et de longueur 1112.5mm. Ce tube est percé de trous de différentes tailles selon la zone. L'air circule d'avant en arrière à l'extérieur du tube de flamme. Il pénètre dans la zone de réaction de la chambre de combustion à travers le turbulateur et à travers des séries de trous calibrés, percés dans le chapeau (90 trous de diamètre 8mm) et dans le tube lui-même. Les gaz chauds se propagent ensuite vers une zone de refroidissement et une zone de dilution où s'effectue un apport d'air supplémentaire. Des trous de dilution (6 trous de diamètre 44.5mm) permettent le

passage du volume d'air correct destiné au refroidissement afin de limiter la température des gaz chauds à l'entrée de la première directrice. Le tube de flamme est percé de 3292 trous sur 21 rangés. Ces trous sont destinés au refroidissement des parois du tube, ils assurent la formation d'un film d'air relativement plus froid le long des parois et du chapeau du tube de flamme.



Figure III- 1 : Tube à flamme LHE.

III.4. Présentation des différentes étapes de conception et vues tube à flamme et sous SolidWorks :

III.4.1. Conception des composants de tube à flamme

Le logiciel « SolidWorks » a été utilisé pour la construction de la géométrie des différentes parties de Tube à flamme.

III.4.1.1 schématisations des pièces

a) Spring Seal

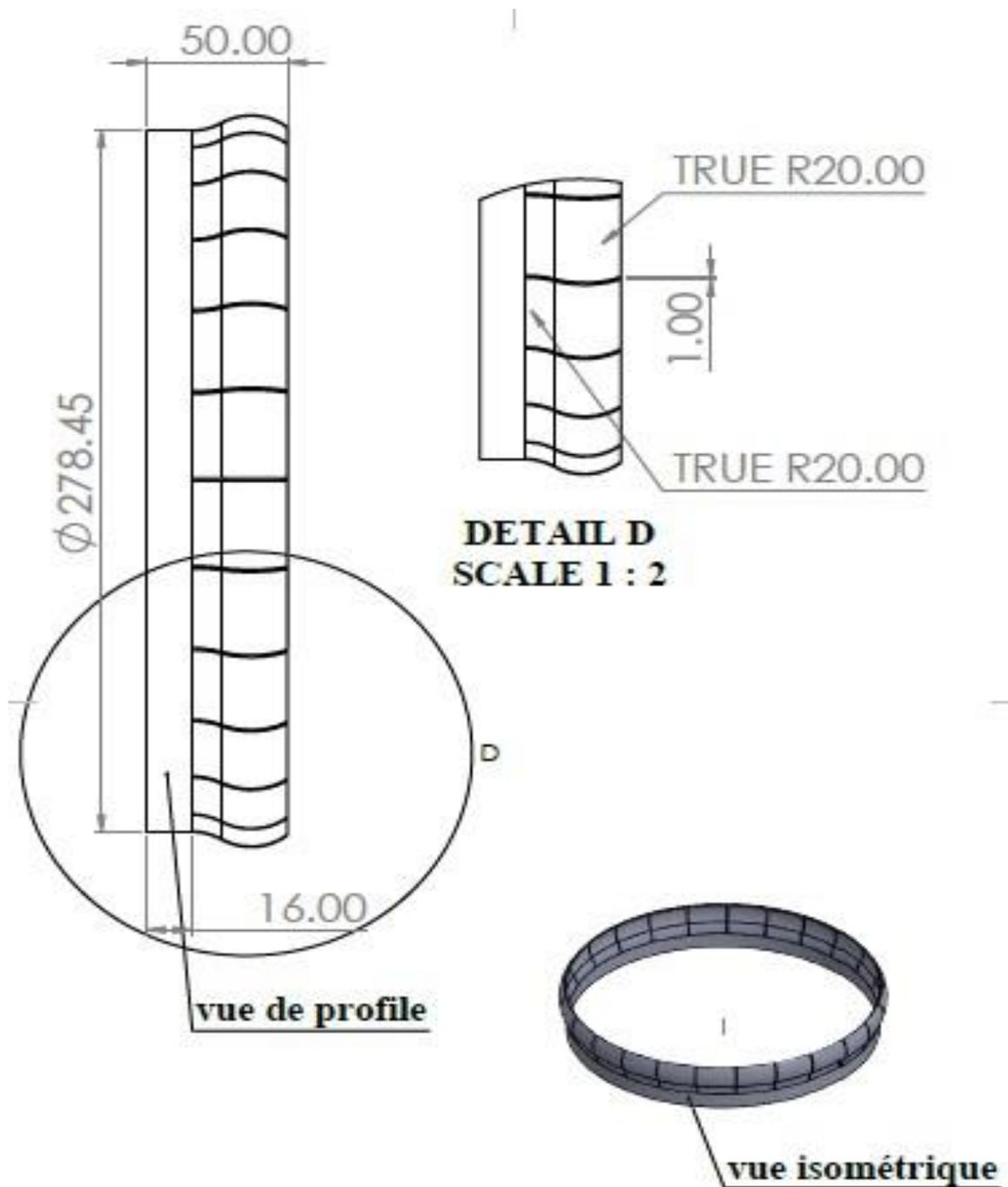


Figure III- 2 : Schéma de Spring Seal. [17]

b) Le corps de Tube à flamme

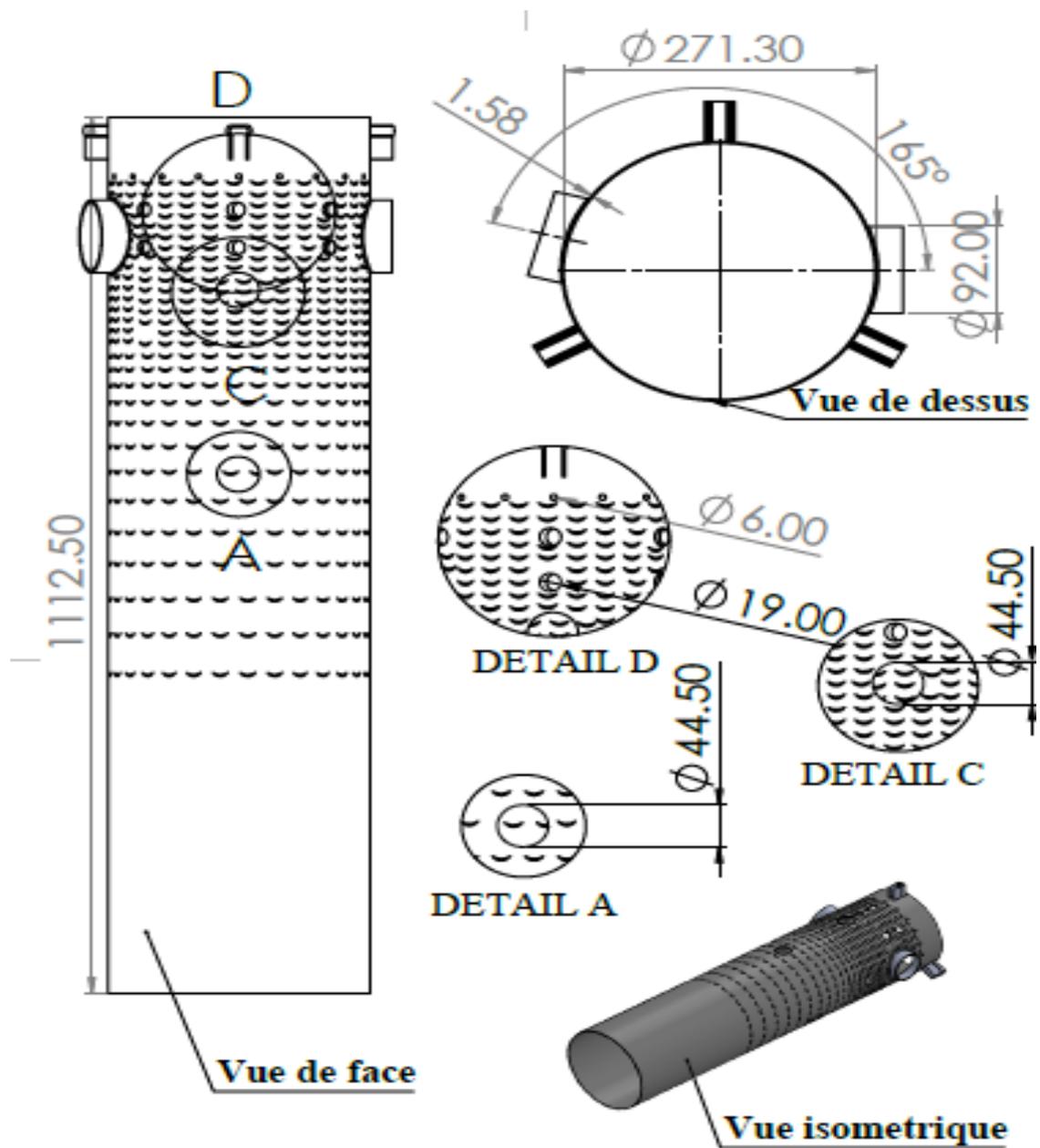


Figure III- 3 : Schéma de corps de tube à flamme. [17]

c) La tête de tube à flamme :

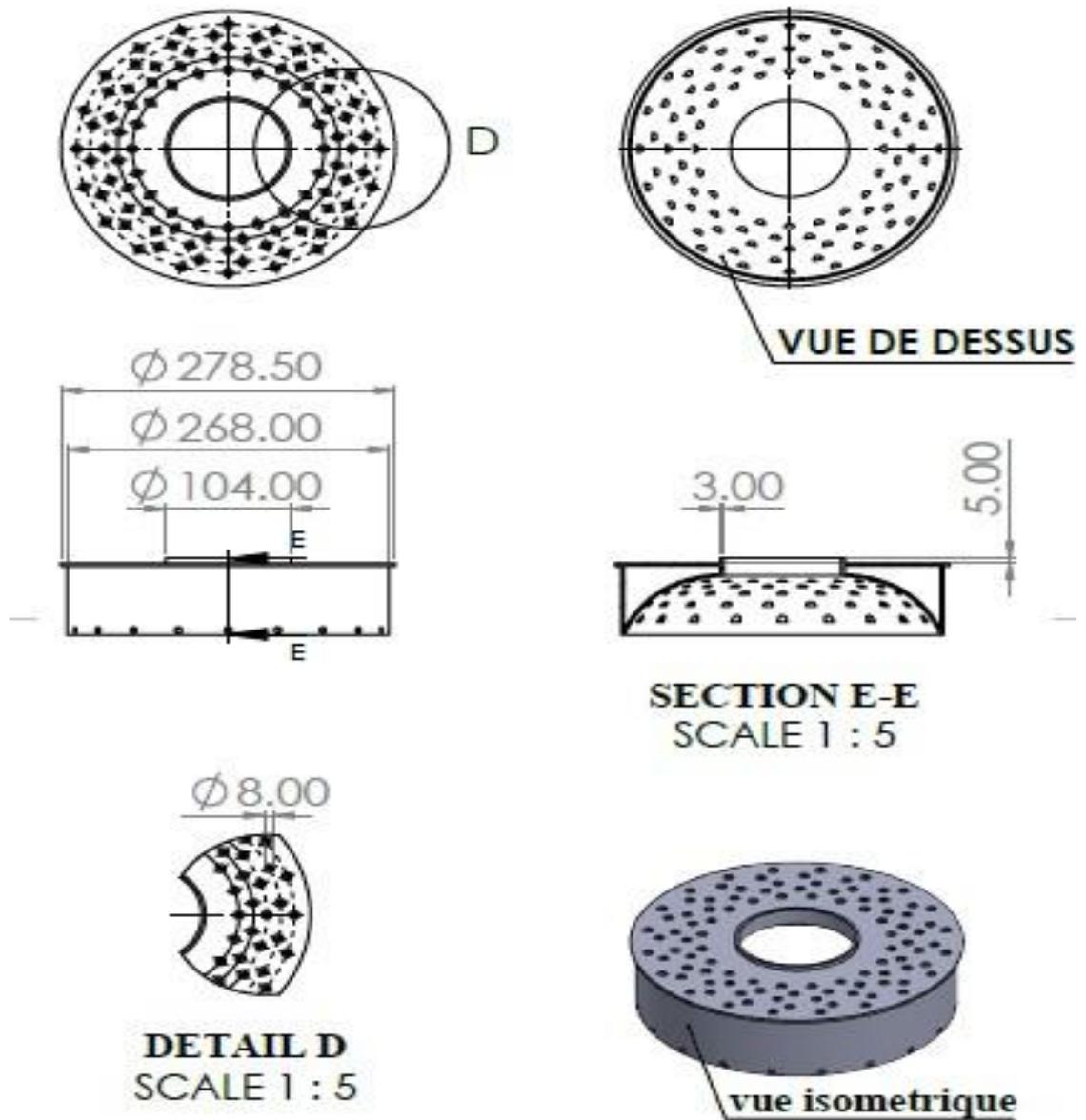


Figure III- 4 : Schéma de la tête de tube à flamme. [17]

d) L'injecteur de gaz :

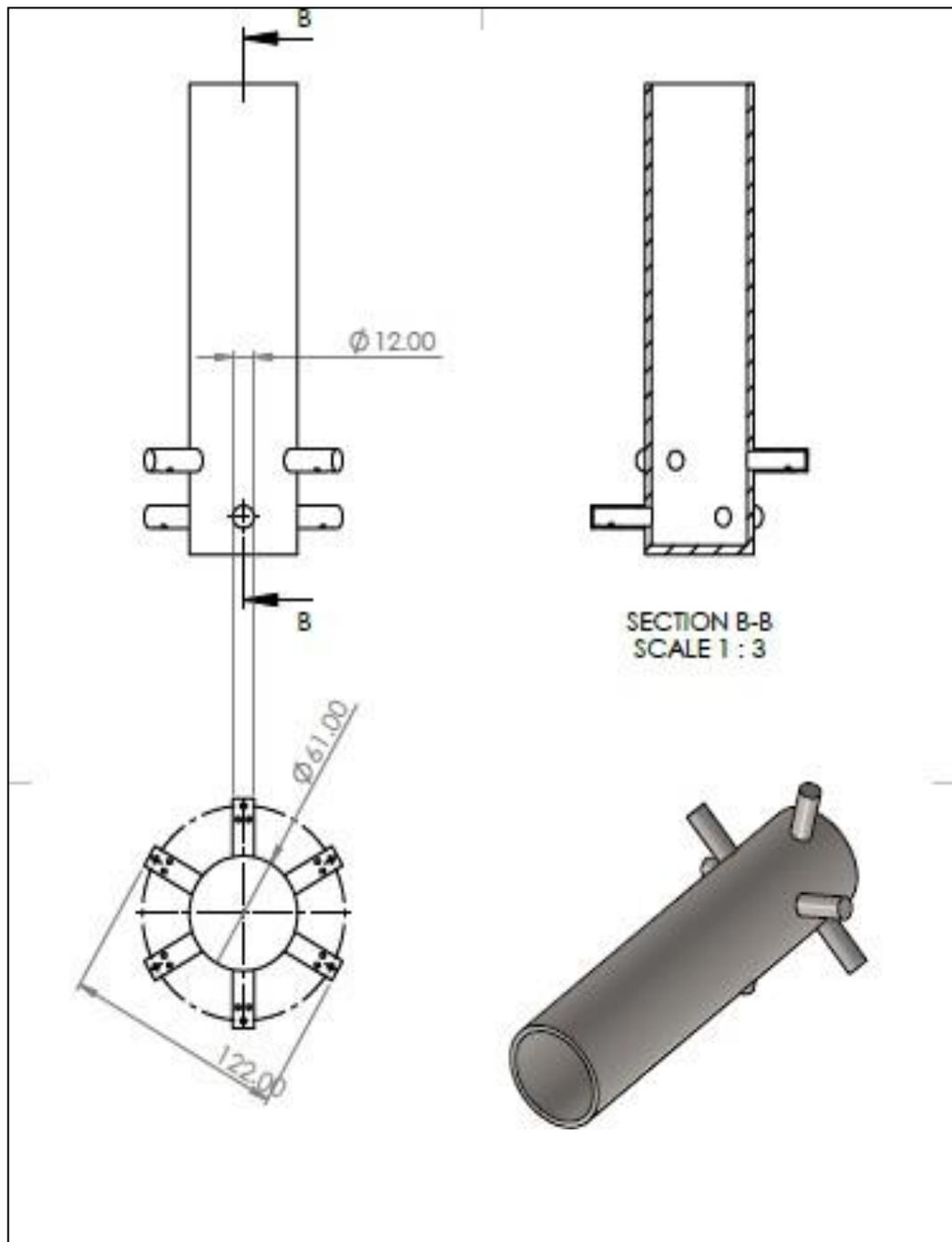


Figure III- 5 : Schéma de l'injecteur de gaz. [17]

III.4.1.2 Conception de corps de tube à flamme LHE (3 trous) :

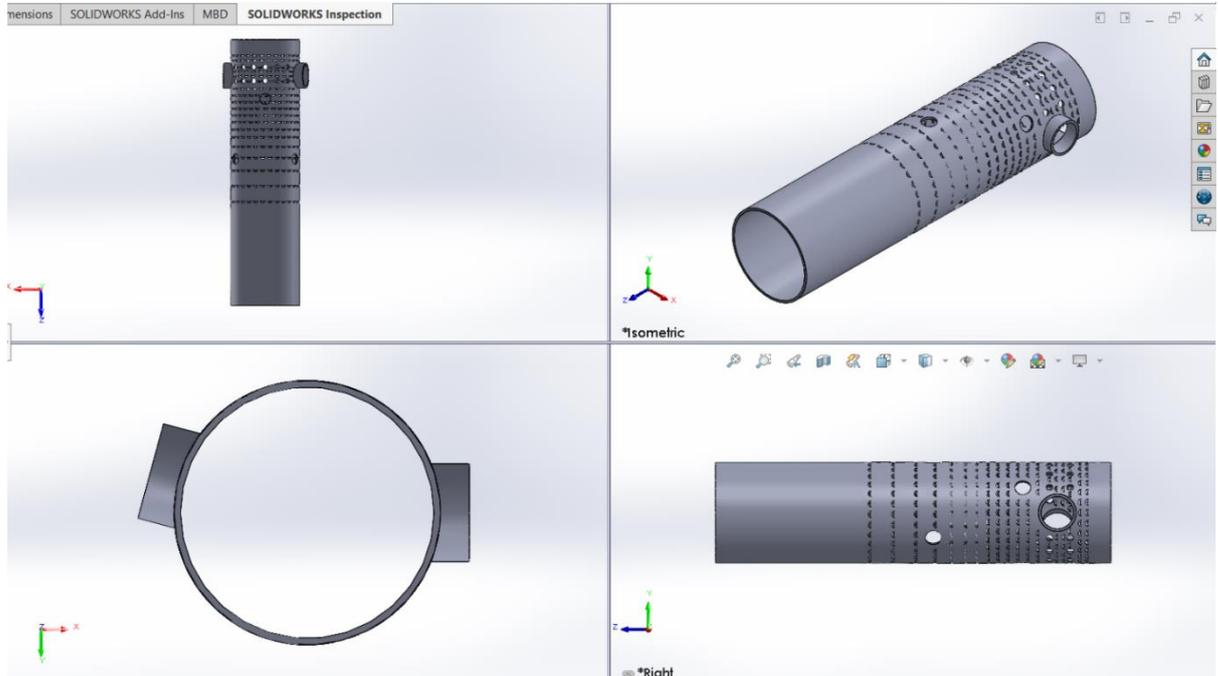


Figure III- 6 : Corps de tube à flamme 3 trous de dilution.

Etape 1 : réalisée un tube cylindrique de diamètre 271.3 mm avec une épaisseur de 7 mm et de longueur de 1112.5 mm

Etape 2 : avec la fonction extract cut on fait l'extraction d'un tube cylindrique de diamètre 92 mm et de longueur de 40mm pour réaliser les tubes de transition et fait un angle de 165° entre les deux tubes.

Etape 3 : on perce un trou de diamètre de 19 mm entre les tubes de transitions et avec la fonction répétition circulaire d'un angle de 20° entre les trous et on continue avec les autres trous dans les première rangée et une répétition linéaire de ce dernier pour faire la deuxième rangée de trous de mixage.

Etape 4 : on fait un trou de dilution de diamètre de 44.5 mm avec la fonction extract cut avec une distance de 350 mm entre l'axe de trou et l'extrémité de tube et on fait la répétition circulaire (angle 180°) pour faire les deux autres trous, et pour la deuxième rangée on fait la répétition linéaire de première rangée.

Etape 5 : pour les louvers on réalise la pièce suivante :

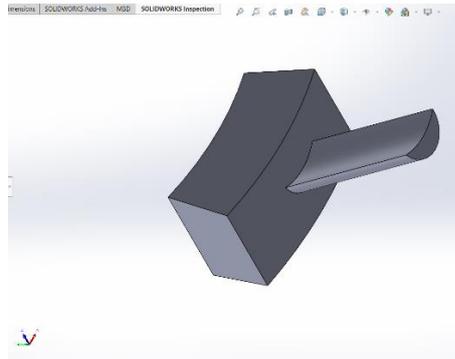


Figure III- 7 : louver.

Conception de corps de tube à flamme LHE modélisé (4 trous) :

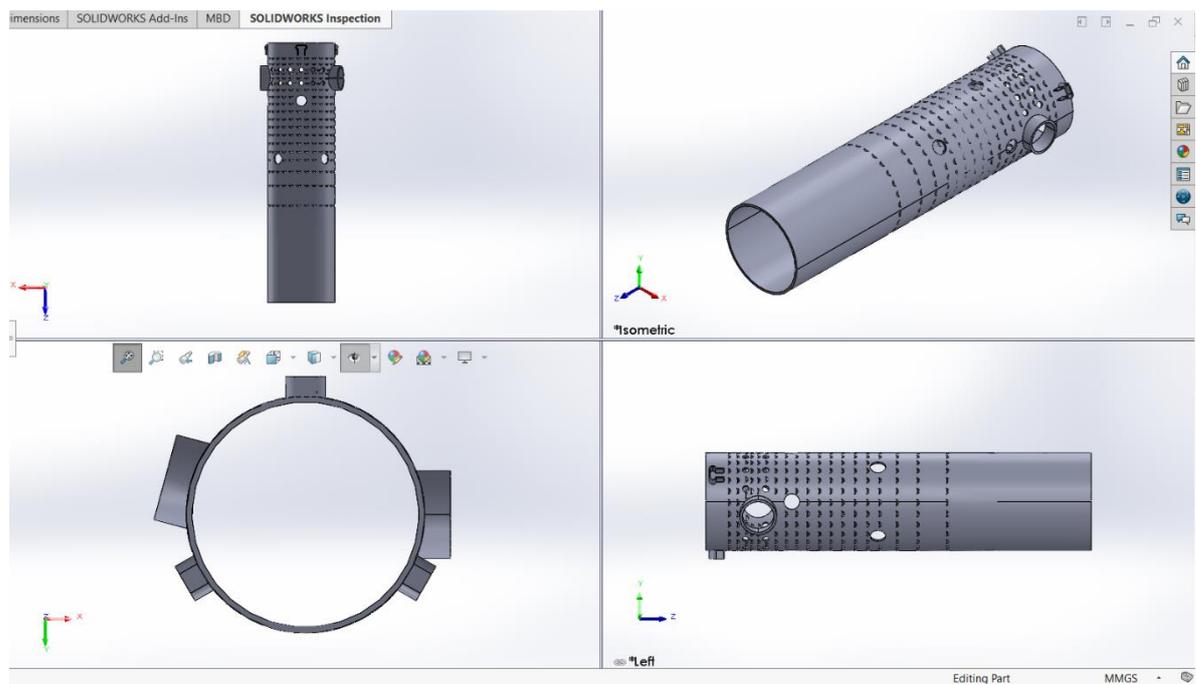


Figure III- 8 : Corps de tube à flamme LHE 4 trous de dilution sous SolidWorks.

Les mêmes étapes pour le modèle de 4 trous de dilution, on ajoute un trou de dilution dans les deux rangées de dilution.

III.4.1.3 Conception de tête de tube à flamme LHE :

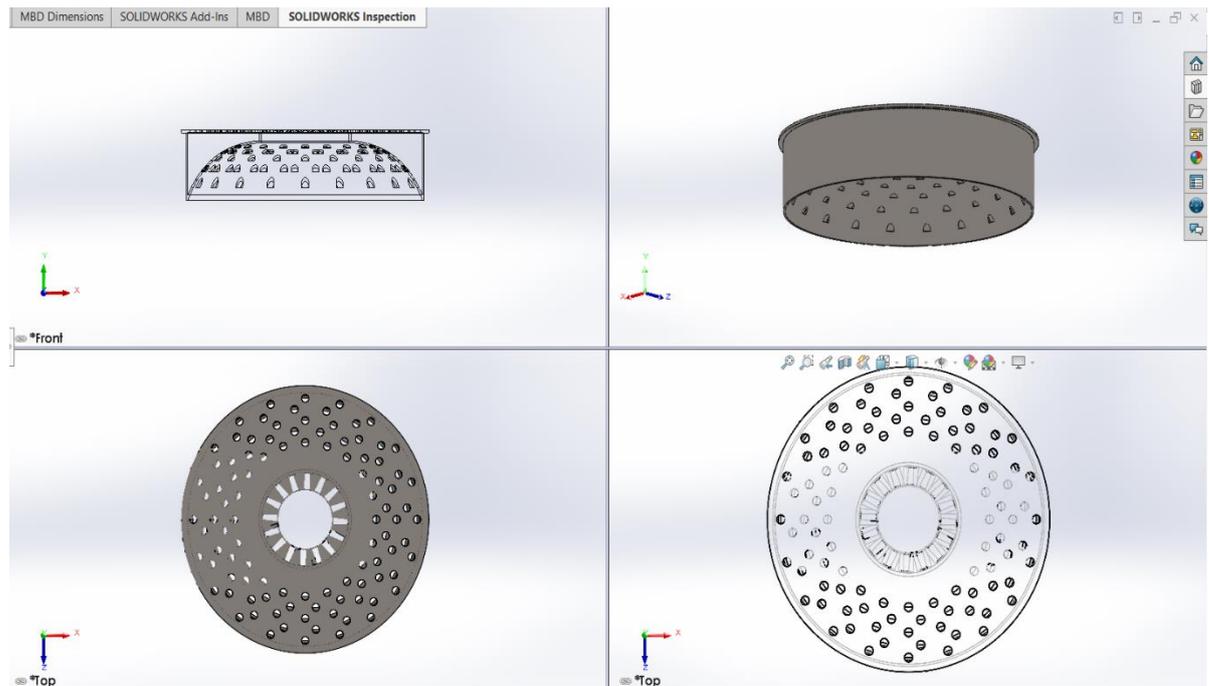


Figure III- 9 : La tête de tube à flamme LHE sous SolidWorks.

III.4.1.4 Conception Spring Seal à flamme LHE :

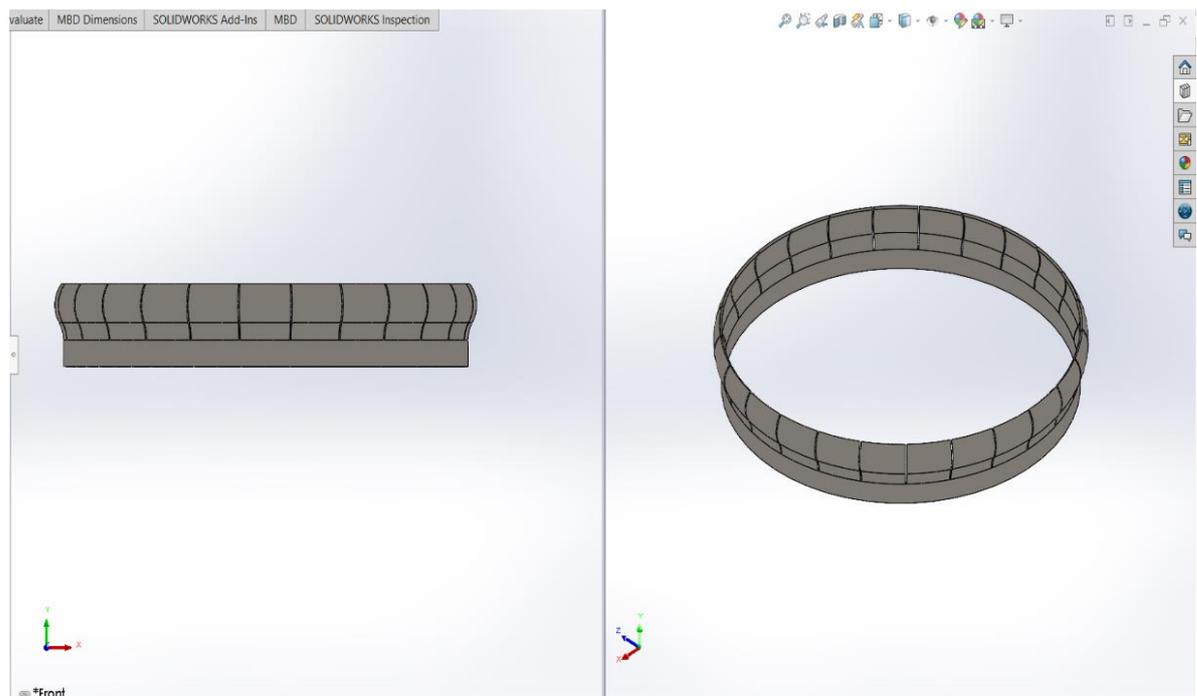


Figure III- 10 : Le Spring Seal de tube à flamme LHE sous SolidWorks.

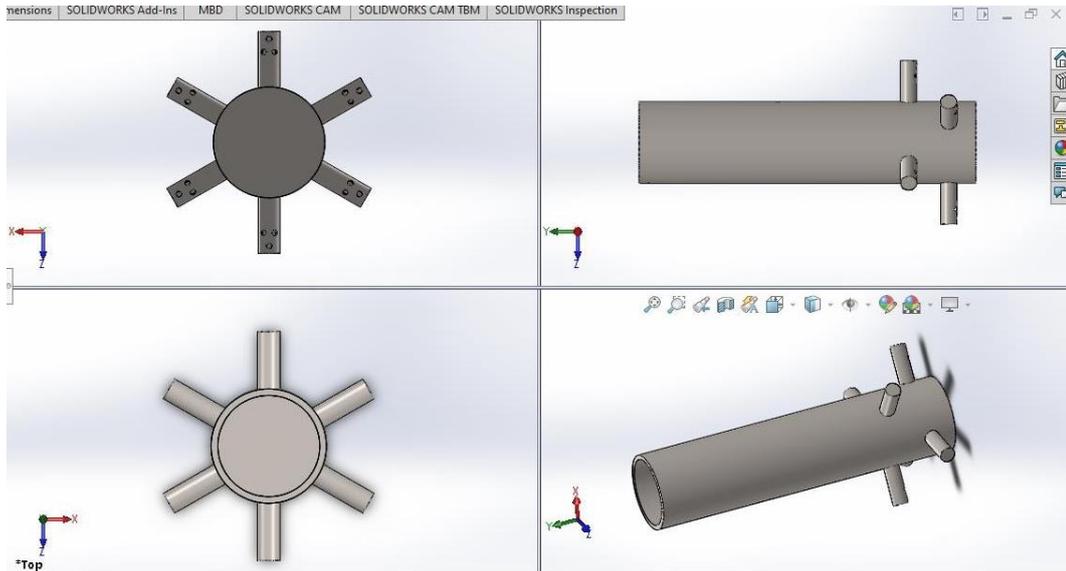


Figure III- 11 : Injecteur de gaz dans tube à flamme LHE sous SolidWorks.

III.4.2. Assemblage des composants :

Pour procéder à l'assemblage des pièces il faut :

- Ouvrir l'interface d'assemblage du logiciel SolidWorks
- Créer un nouveau fichier de type "assemblage".
- Dès l'ouverture du nouveau fichier, un menu "Begin assembly" s'affiche par défaut à gauche de l'écran. Dans ce menu apparaît une case "Part/Assembly to insert" à travers laquelle on va insérer dans le plan de travail les pièces une par une, à l'aide du bouton "Browse".
- Après la sélection des 3 composantes (corp, tête et Spring Seal) de tube à flammes on passe à l'assemblages de ces composantes.

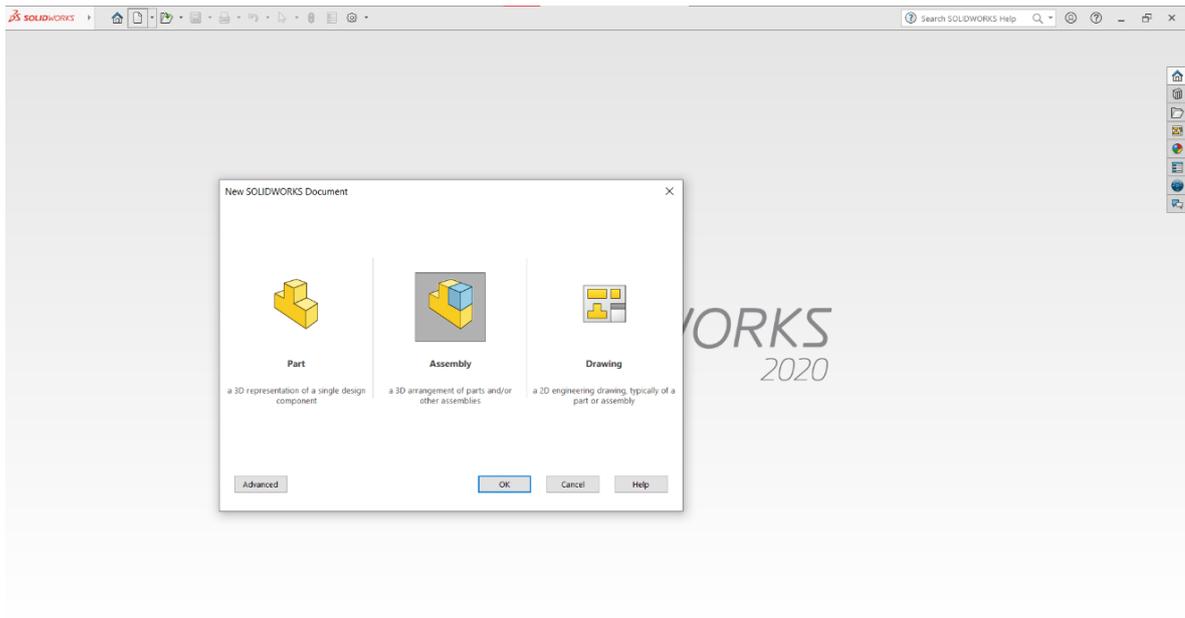


Figure III- 12 : Instruction d’assemblage.

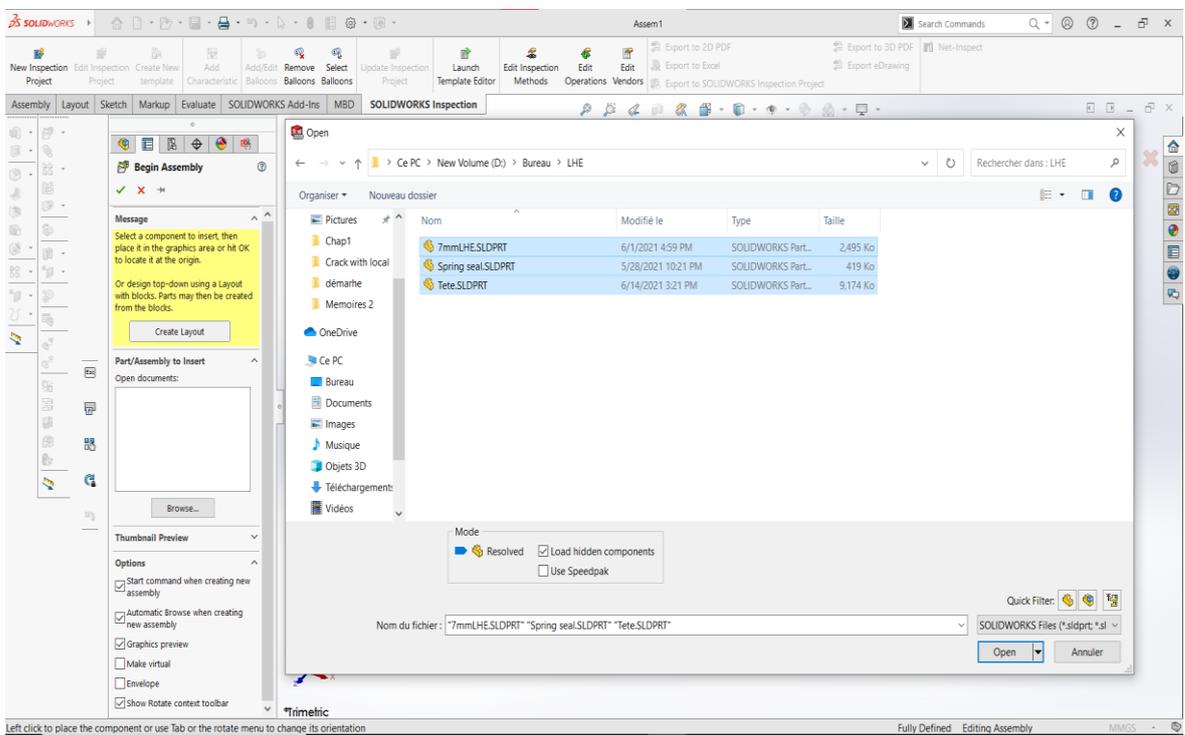


Figure III- 13 : Sélectionné les 3 pièces (Tête, Spring Seal, corps de tube à flamme LHE) pour l’assemblage.

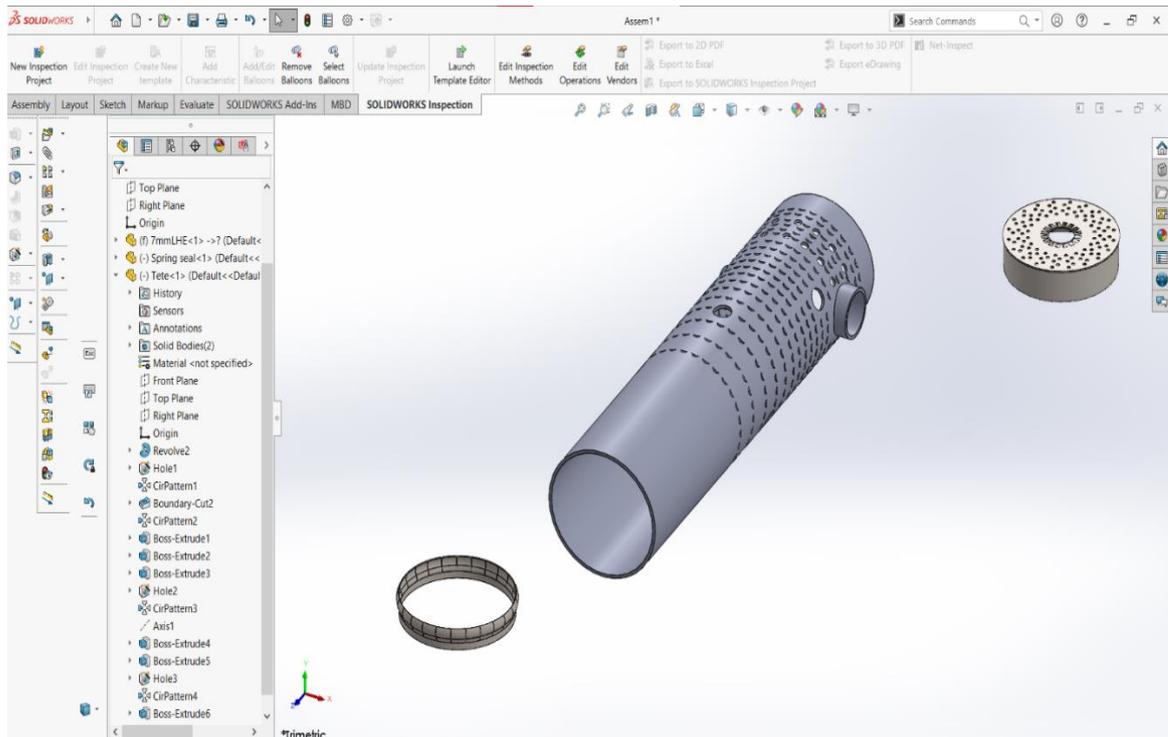


Figure III- 14 : Après parcourir les 3 pièces pour l'assemblage de tube à flamme LHE.

On commence à spécifier les contraintes à respecter pour bien les positionner. Il faut laisser assez d'espace pour pouvoir sélectionner les surfaces ou arrêtes ou toutes autre entité nécessaire pour les contraintes. L'introduction des contraintes entre pièces se fait en cliquant dans le menu "assembly" sur "Mate". Le menu "Mate" apparaît à gauche de l'écran avec la case "Mate sélections" activée par défaut. Il ne reste qu'à choisir les entités (les surface) en cliquant dessus dans le plan de travail et puis spécifier le type de contrainte dans le même menu (figure III-12). Avant de passer à la contrainte suivante il faut valider celle qui vient d'être spécifiée.

- **Etape 1 : Assemblage de spring seal et le corps de tube :**

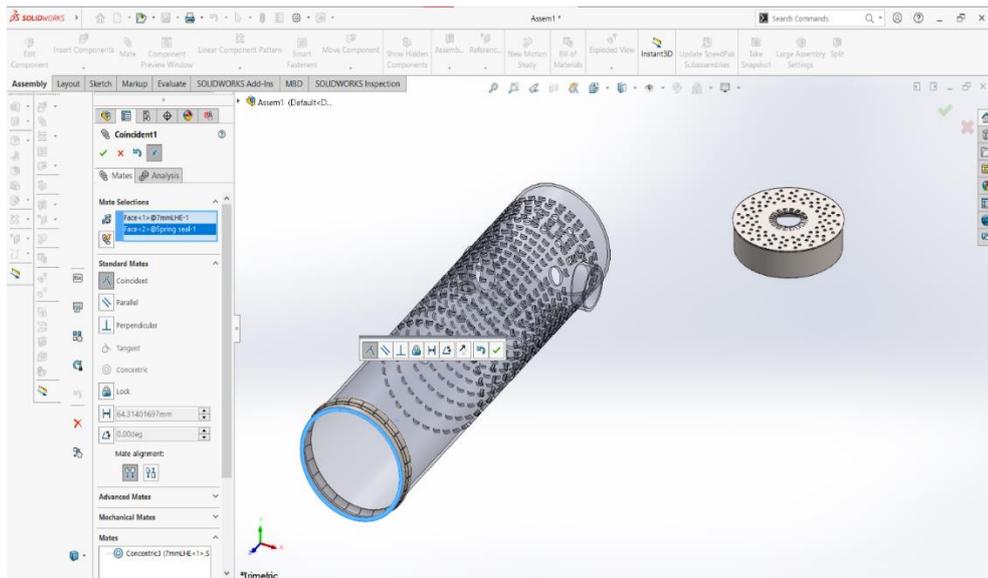


Figure III- 15 : Assemblage de Spring Seal avec le corps de tube à flamme.

On fait la sélection des deux surfaces basses de corps et le Spring Seal, on choisit la contrainte coïncident pour les mettre en contact direct.

- **Etape 2 : Assemblage de la tête et le corps de tube :**

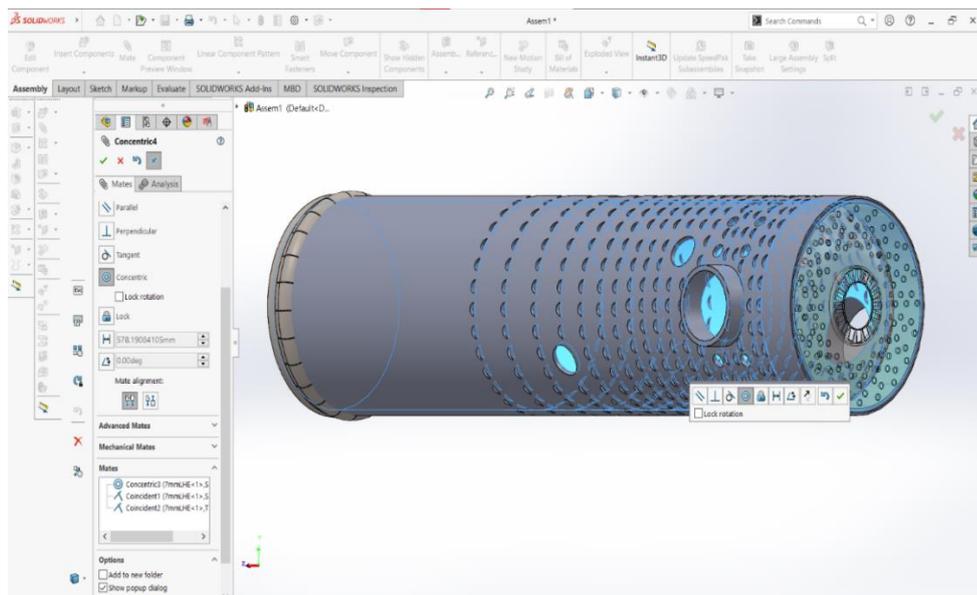


Figure III- 16 : La tête et le corps assemblés.

En utilisant la contrainte d'assemblage coïncident afin de rassembler les deux composants et les mettre en contact direct.

- **Etape 3 : assemblage de l'injecteur et la tête de tube a flamme :**

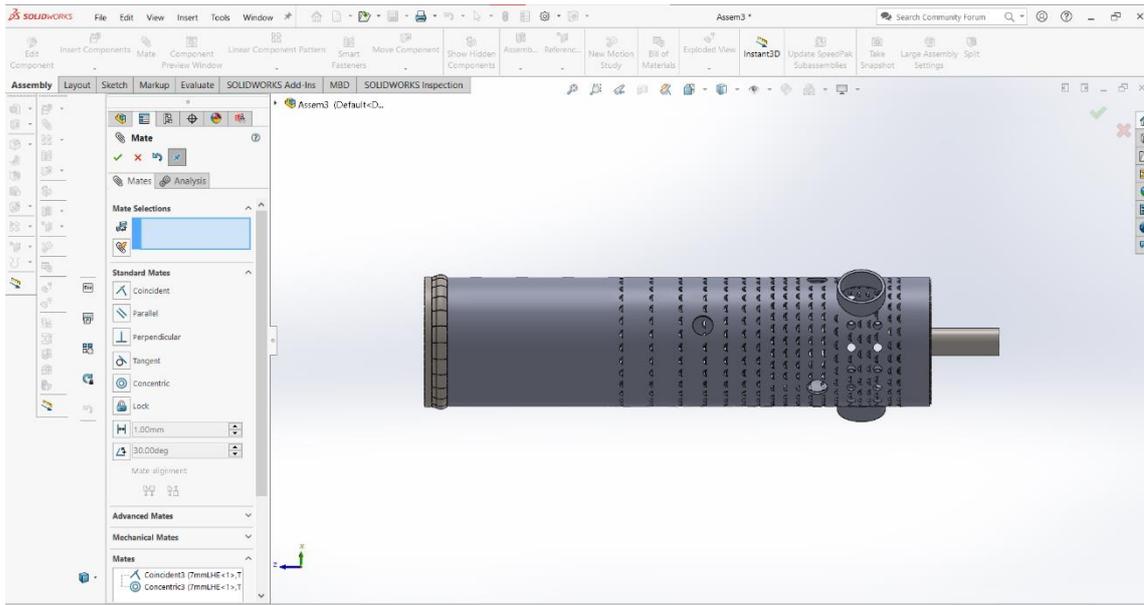


Figure III- 17 : Assemblage de l'injecteur avec la tête du tube à flamme.

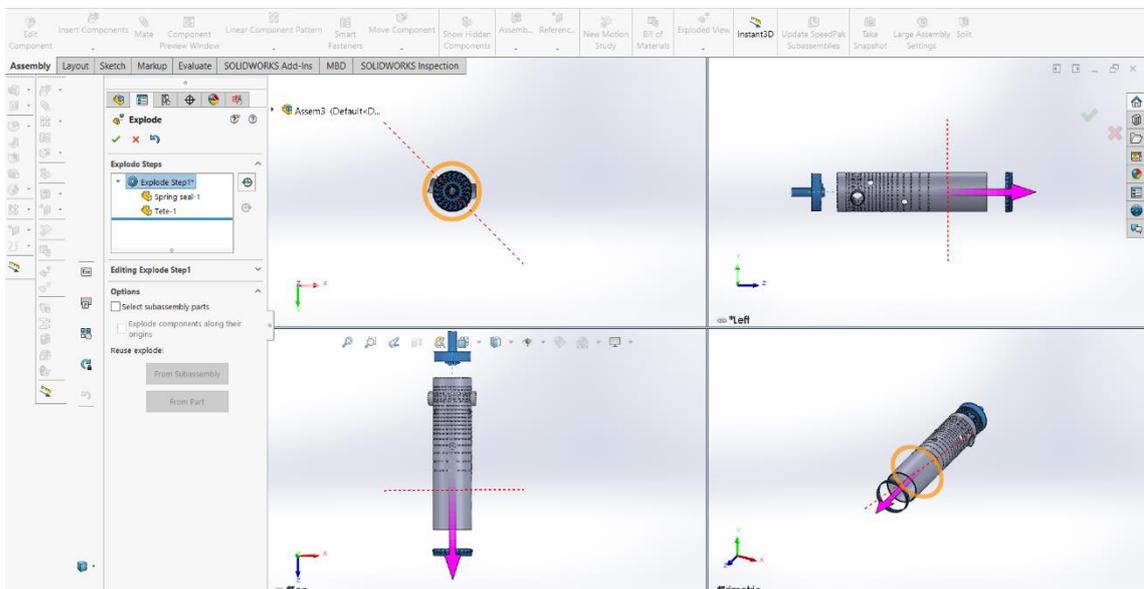


Figure III- 18 : Vue éclaté l'assemblage des pièces de tube à flamme LHE 3 trous de dilution.

III.4.3. Vue éclatée d'assemblage des pièces de tube à flamme LHE :

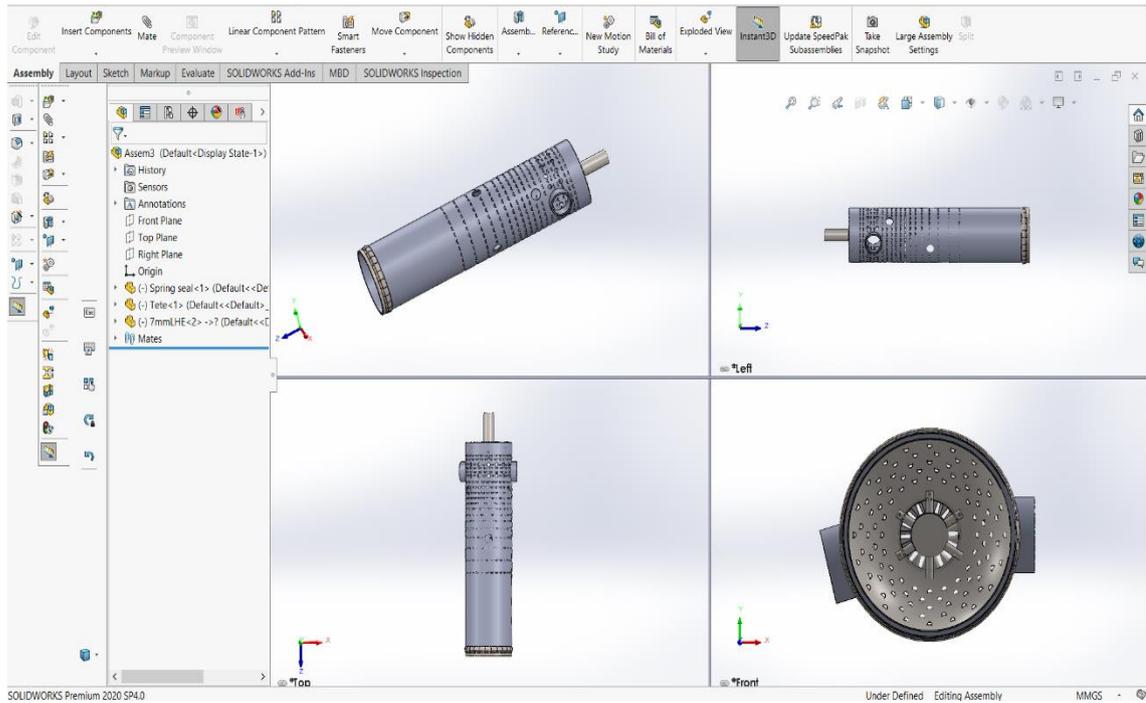


Figure III- 19 : Vue éclaté l'assemblage des pièces de tube à flamme LHE 3 trous de dilution.

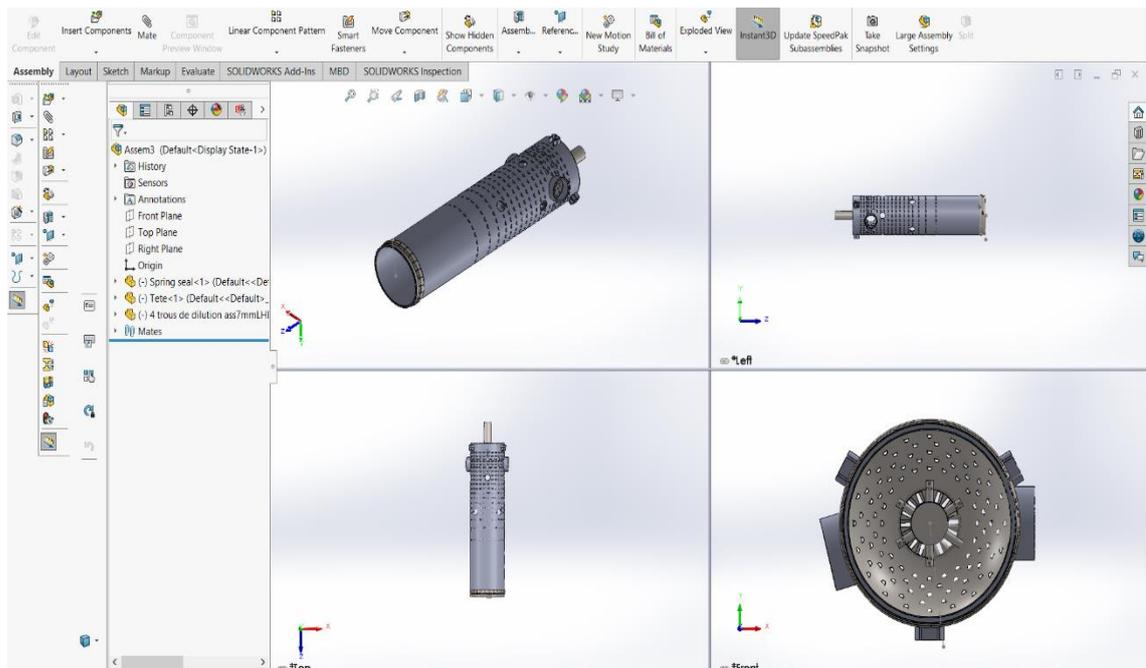


Figure III- 20 : Vue éclaté l'assemblage des pièces de tube à flamme LHE 4 trous de dilution.

Chapitre IV

SIMULATION NUMERIQUE, RESULTATS ET DISCUSSIONS

IV. Simulation numérique, résultats et discussions

IV.1. Introduction :

Avant de commencer à simuler la configuration que nous avons étudiée, nous avons été obligés de suivre une approche pas à pas jusqu'à ce que l'objectif soit atteint.

Pour de nombreuses raisons, la complexité de la géométrie est la principale difficulté, qui affecte directement la réalisation de maillages de haute qualité répondant à nos besoins physiques. Par conséquent, nous préférons commencer à rechercher le problème par des tests préliminaires, plutôt que d'aller directement aux difficultés grossières.

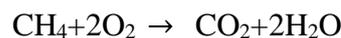
Surtout dans le domaine des turbines, les simulations numériques peuvent désormais étudier des phénomènes physiques qui ne sont pas possibles avec la technique expérimentale, par conséquent elles semblent représenter un outil prometteur pouvant favoriser la compréhension des phénomènes d'écoulement des turbines.

IV.2. Description du problème :

La géométrie qui nous va vous proposer est un tube à flamme avec 4 trous de dilution dans les deux rangées de dilution.

La chambre de combustion est d'une forme cylindrique. La flamme est considérée comme une flamme de diffusion turbulente. Une petite buse au centre de la chambre de combustion du méthane introduit à 80 (m/s), et une température d'environ 313 (K°). L'air ambiant entre dans la chambre de combustion de manière coaxiale à 10 m /s et une température 313 K.

L'équation chimique de combustion **méthane-air** est la suivante :



IV.3. Modélisation géométrique de tube a flamme :

Le logiciel SolidWorks a été utilisé pour la conception (Chapitre III) et CFX ANSYS FLUENT a été utilisé pour mailler les différentes parties du domaine. Un maillage tétraédrique non structurée a été utilisée dans les zones proches des parois trouées et de l'injecteur. Le maillage généré comprend des différents volumes de contrôle.

ANSYS-FLUENT nous a facilité la tâche et nous a permis sans efforts manuels, en temps réduit et avec précision de simulation de la géométrie de tube a flamme.

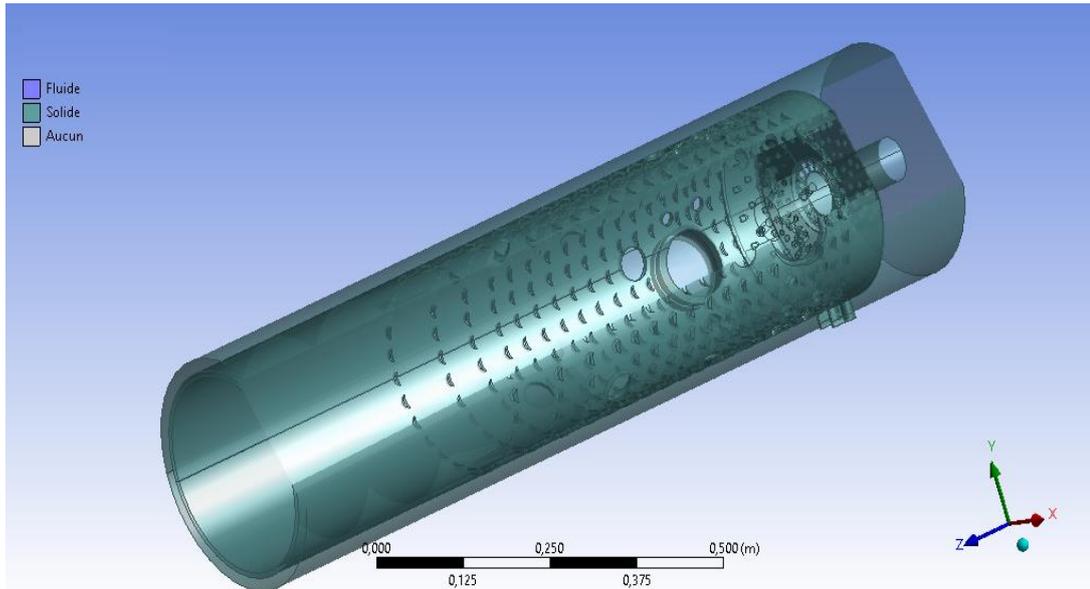


Figure IV- 1 : La géométrie de tube a flamme sur ANSYS-FLUENT

IV.4. Le maillage :

La génération du maillage se fait aussi à l'aide du ANSYS-FLUENT, En s'appuyant sur la géométrie précédente, nous définissons d'abord les sélections nommées de toutes les bordures, nous fixons les dimensionnements du maillage ainsi la nature du corps surfacique, le module permet de générer un maillage tétraédrique en 3D.

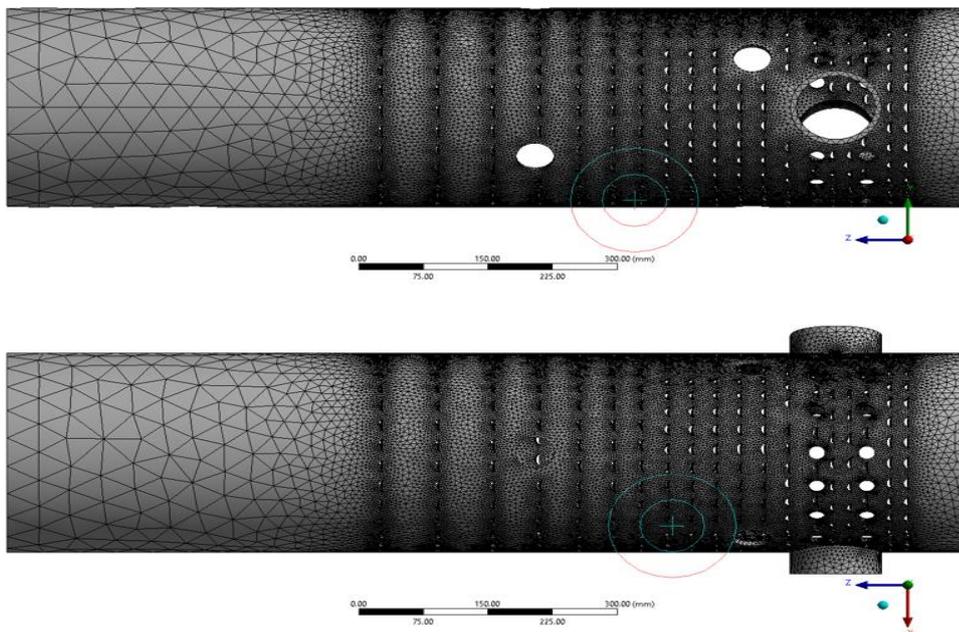


Figure IV- 2 : Maillage de tube a flamme LHE 3 Trou.

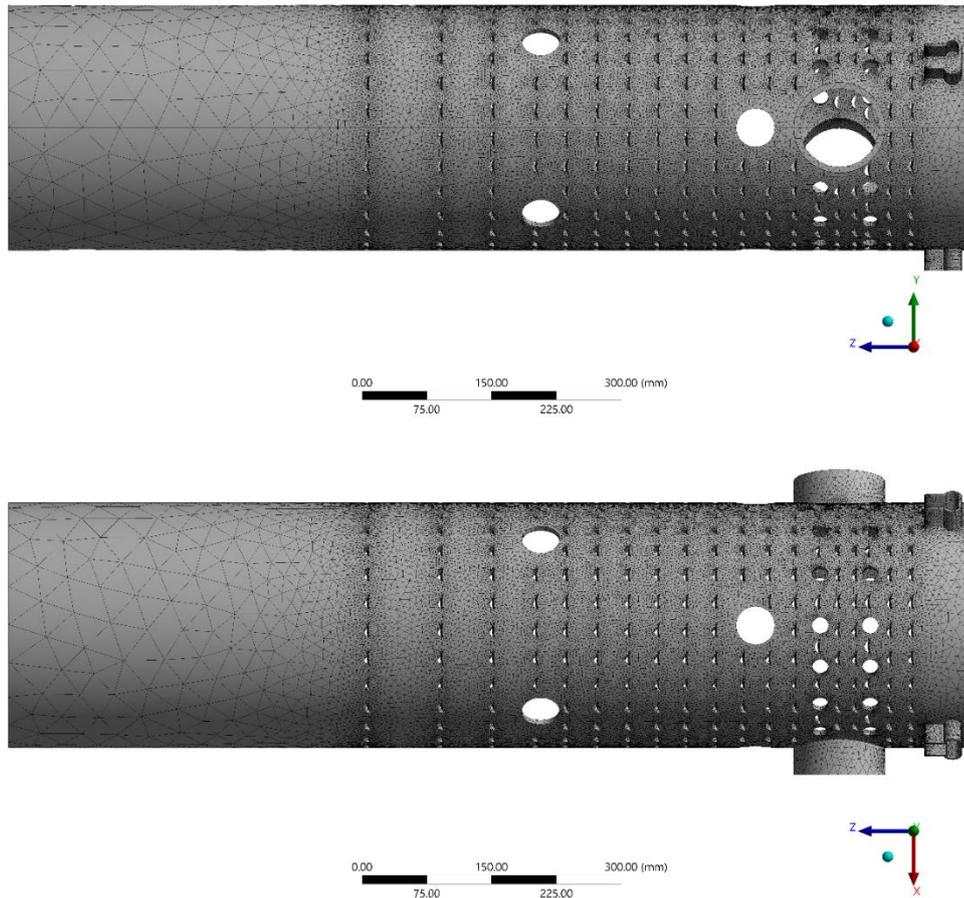


Figure IV- 3 : Maillage de tube a flamme LHE 4 Trous.

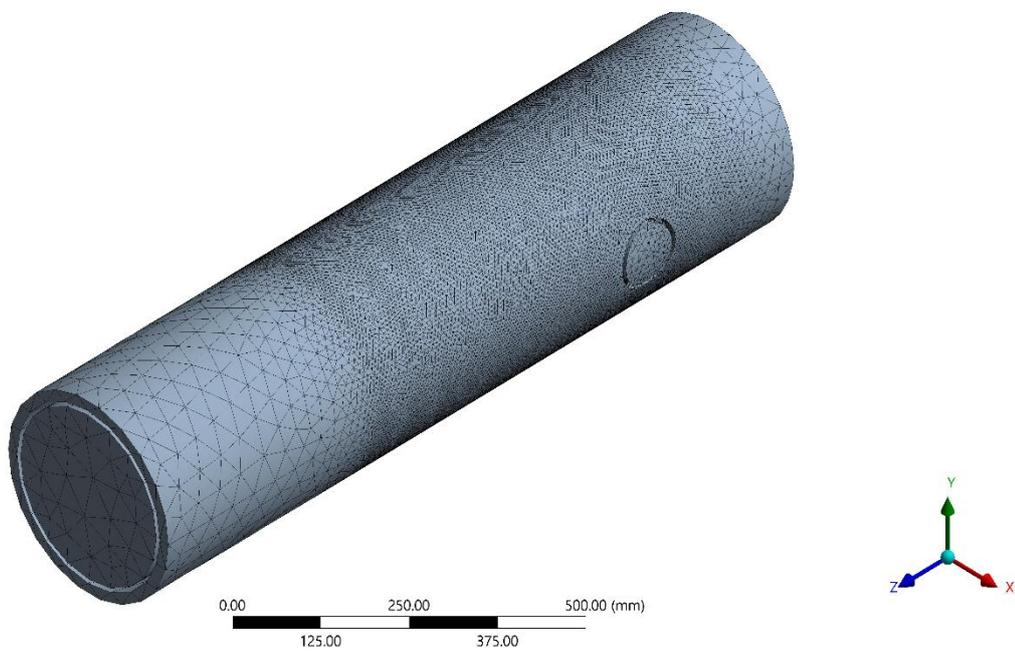


Figure IV- 4 : Maillage de domaine d'air de tube a flamme.

Tableau IV- 1 : Tableau représente le nombre des nœuds et des éléments.

	Tube LHE (3 trous)	Tube LHE (4 trous)
Nombre des nœuds	295862	310657
Nombre des éléments	1043843	1091633
	Domaine d'air pour tube LHE (3 trous)	Domaine d'air pour tube LHE (4 trous)
Nombre des nœuds	1034156	1053406
Nombre des éléments	5260401	5353026

IV.5. Modèle de turbulence :

Modèle K-ε :

- La solution du modèle turbulent K- ε converge vers 300 itérations avec le critère de convergence.

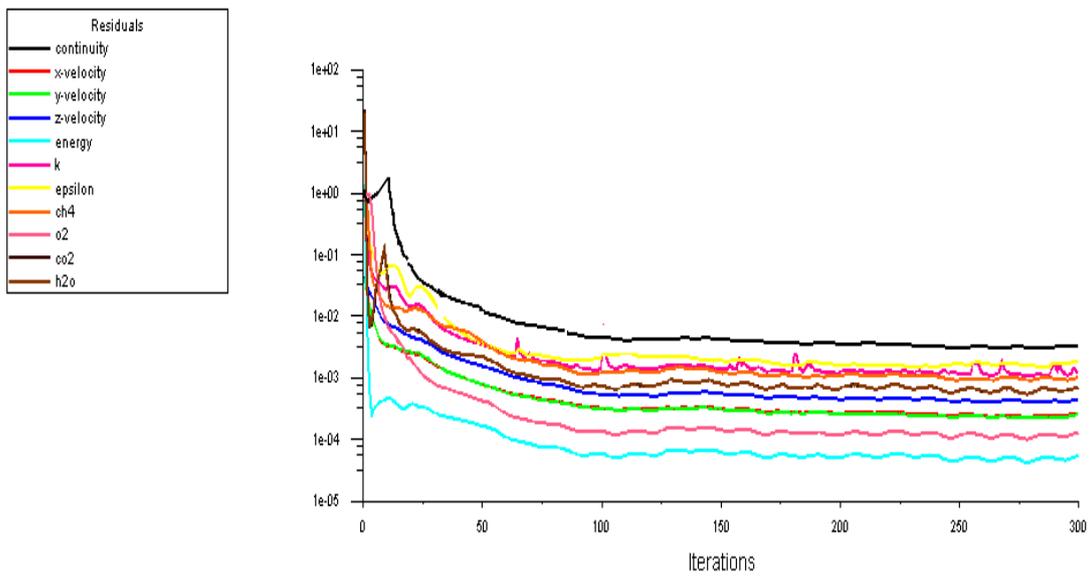


Figure IV- 5 : Résiduel de critère de convergence K-ε pour le model de 3 trous de dilution.

- La solution du modèle turbulent K- ϵ converge vers 388 itérations avec le critère de convergence

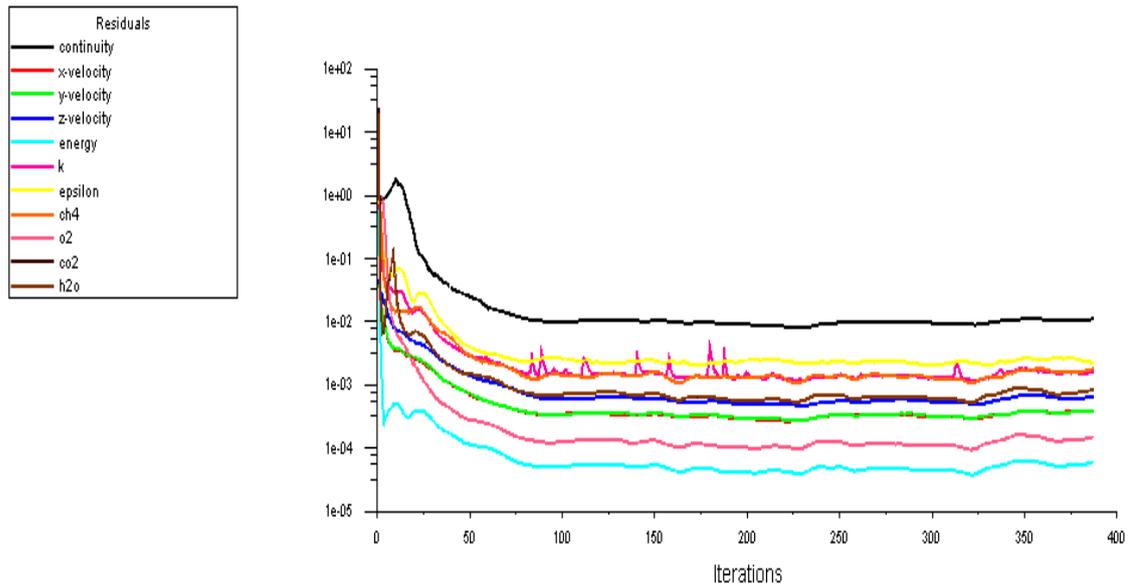


Figure IV- 6 : Résiduel de critère de convergence K- ϵ pour le modèle de 4 trous de dilution.

IV.6. Conditions aux limites :

En plus d'un maillage adéquat, les conditions aux limites sont également très importantes pour obtenir des solutions précises.

Les conditions aux limites spécifient l'écoulement et les variables thermiques des limites du modèle physique. Par conséquent, ce sont des composants très critiques pour la simulation par Fluent, et il est très important de le spécifier correctement.

Les conditions aux limites de ce calcul sont :

Entrée de l'air :

- Régime de l'écoulement : Subsonique.
- Vitesse d'injection, $U=10$ m/s.
- Diamètre intérieur de l'injecteur $D_{Int_{jet}} = 61$ mm.
- Diamètre extérieur de l'injecteur $D_{Ext_{jet}} = 70$ mm.

Transfert de chaleur :

- Intensité de la turbulence $I= 5\%$.
- Fraction massique de l'oxygène : $YO_2= 0.232$.

Entrée de carburant :

- Direction de l'écoulement : Normal aux conditions limites.
- Régime de l'écoulement : Subsonique.
- Débit massique d'injection : $U_{\text{fuel}} = 0.1 \text{ kg/s}$.
- Diamètre de l'injecteur : $D_{\text{fuel}} = 1 \text{ mm}$.
- Température : $T = 313\text{K}$.
- Intensité de la turbulence $I = 5\%$.
- Fraction massique de CH_4 : $Y_{\text{CH}_4} = 1.0$.
- Rayonnement : température locale.

La chambre de combustion ne possède qu'une seule sortie ou on a imposé une condition aux limites de type Outflow.

Sortie de la chambre :

- Régime de l'écoulement : Subsonique.
- Pression statique : 1 ATM.
- Fraction massique de l'oxygène $Y_{\text{O}_2} = 0.232$.
- Rayonnement : température locale.

Parois :

Les études expérimentales ont montré l'effet des parois. Le calcul numérique montre que des parois avec ou sans glissement donnent les mêmes résultats.

- La rugosité : paroi lisse.
- Émissivité des parois = 0.95.
- Pour le solver : on définit un schéma de diffusion de haute pression.

La méthode des volumes finis combinée à un algorithme de couplage pression vitesse (nous avons choisi un algorithme Simple), est utilisée comme méthode numérique pour la résolution des équations moyennées de Reynolds.

IV.7. Résultats et interprétation :**IV.7.1. Champs de température :**

Les Champs de température pour les deux modèles des tubes à flammes sont illustrés respectivement à la Figure IV-7 et à la Figure IV-8 respectivement. En se référant aux profils de température des deux tubes à flamme.

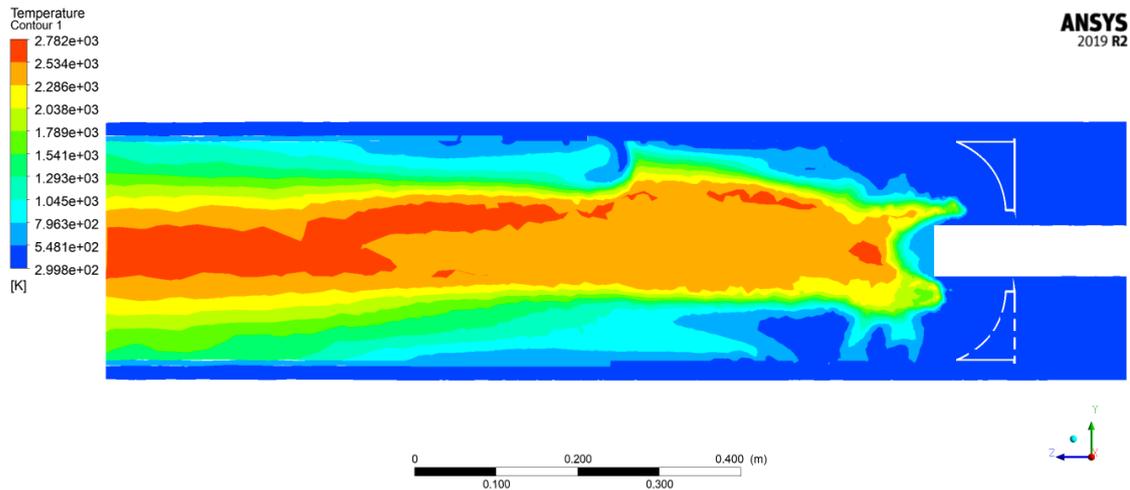


Figure IV- 7 : Champ de température de la combustion pour le tube a flamme LHE 3 trous sur l'axe XZ.

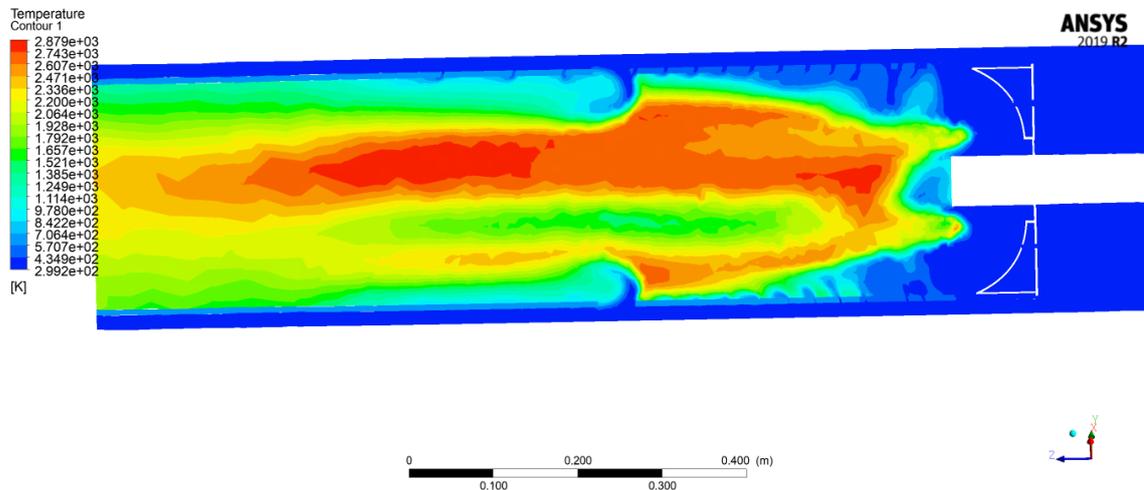


Figure IV- 8 : Champ de température de la combustion pour le tube a flamme LHE 4 trous sur l'axe XZ.

IV.7.1.1. Interprétation :

On peut clairement voir que l'épaisseur de flamme au niveau de tube a flamme LHE 4 trous de dilution est plus importante que l'épaisseur de la flamme de tube a flamme LHE 3 trous de dilution.

Il y a aussi une expansion et une contraction du front de flamme donc le taux de réaction augmente. Plus le combustible brûle, plus la surface de la flamme augmente, donc la vitesse de la flamme augmente.

La combustion dans le tube LHE 4 trous de dilution est plus complète que 3 trous de dilution à cause des deux trous supplémentaires de dilution qui sont ajoutés.

IV.7.2. Champs de vitesse :

Les champs de vitesse pour les deux modèles des tubes à flammes sont montrés sur la Figure IV-9 et la Figure IV-10 afin de représenter la vitesse de fluide dans la chambre de combustion le long de la distance axiale.

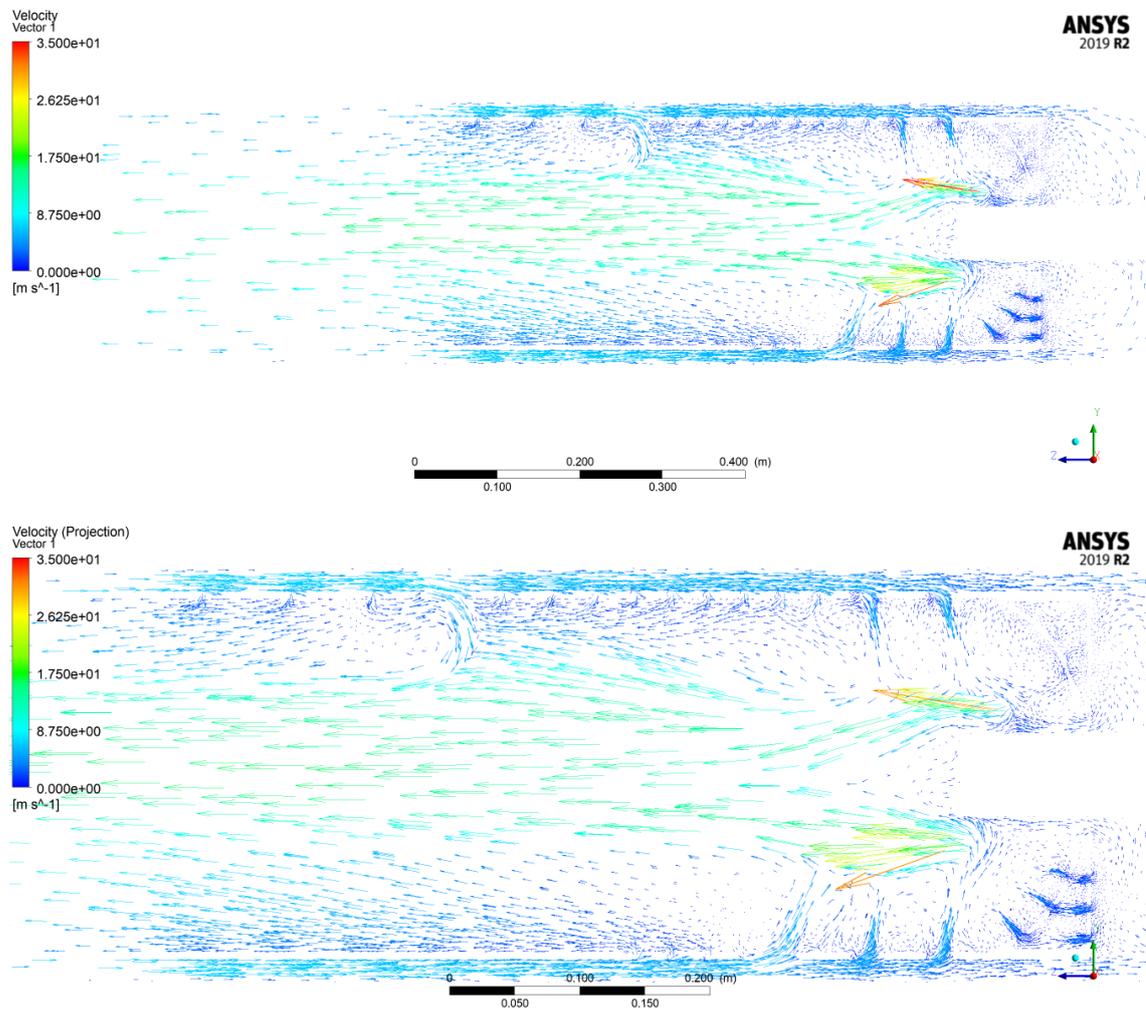


Figure IV- 9 : Champ de vitesse pour le tube a flamme LHE 3 trous de dilution.

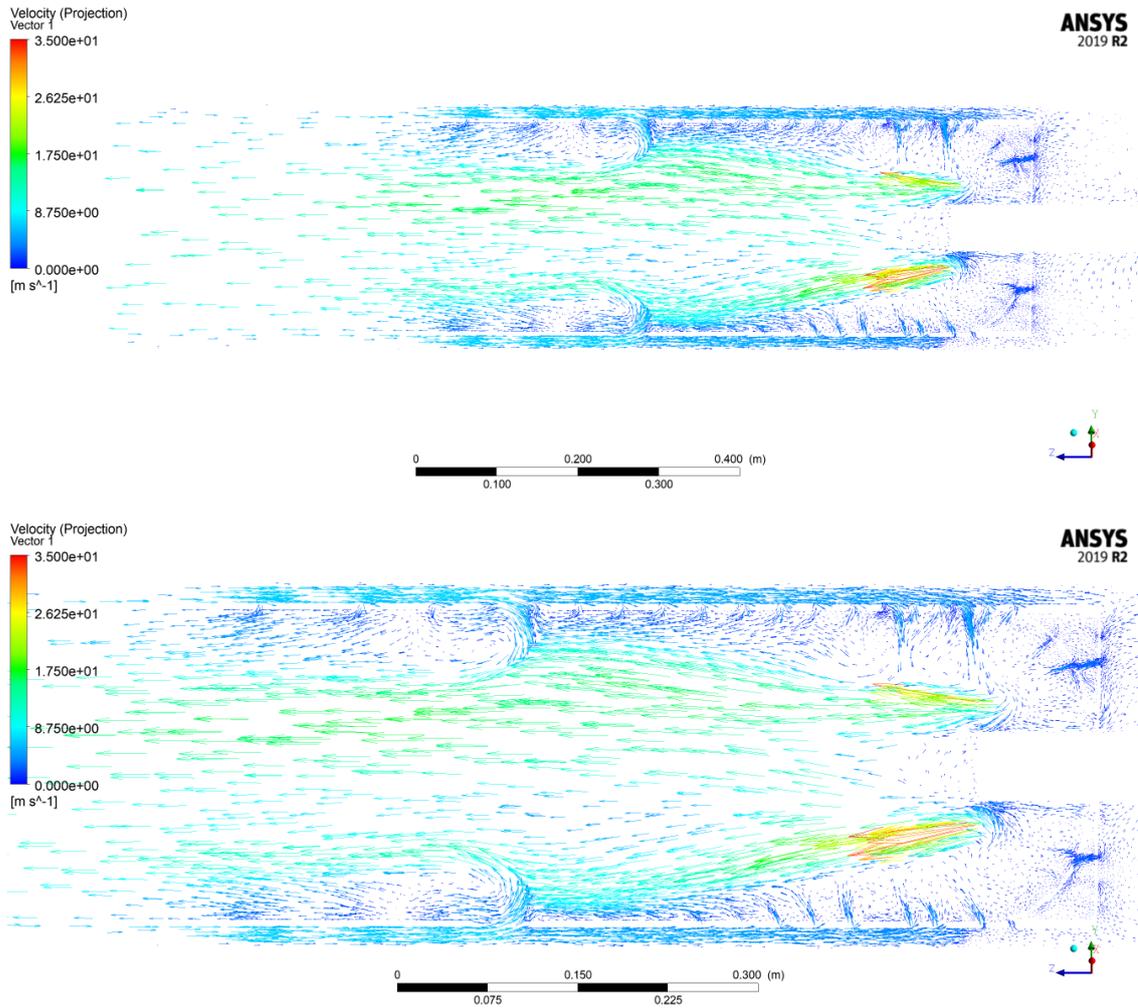


Figure IV- 10 : Champ de vitesse pour le tube a flamme LHE 4 trous de dilution.

IV.7.2.1. Interprétation :

On remarque la présence de structure tourbillonnaire liée à la nature de l'écoulement dans les deux tubes au niveau des trous ce qui favorise le mélange air combustible, Notamment, dans le cas de LHE 4 trous cette turbulence est très grande au voisinage de l'injecteur de fuel par rapport au tube LHE 3 trous, la turbulence assure un meilleur mélange qui favorise une meilleure combustion.

IV.7.3. Variation de distribution de température sur les parois de tube à flammes :

Pour l'analyse de la distribution de la température le long de la paroi des tubes les figures IV-11, IV-12 montrent cette distribution pour les deux modèles géométriques LHE et Standard.

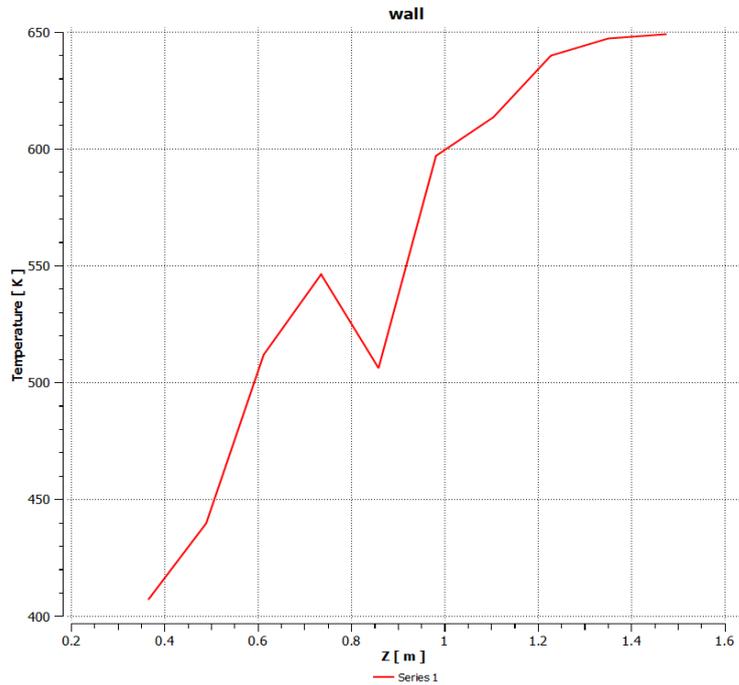


Figure IV- 11 : La variation de la distribution de température sur les parois de tube LHE 3 trous de dilution.

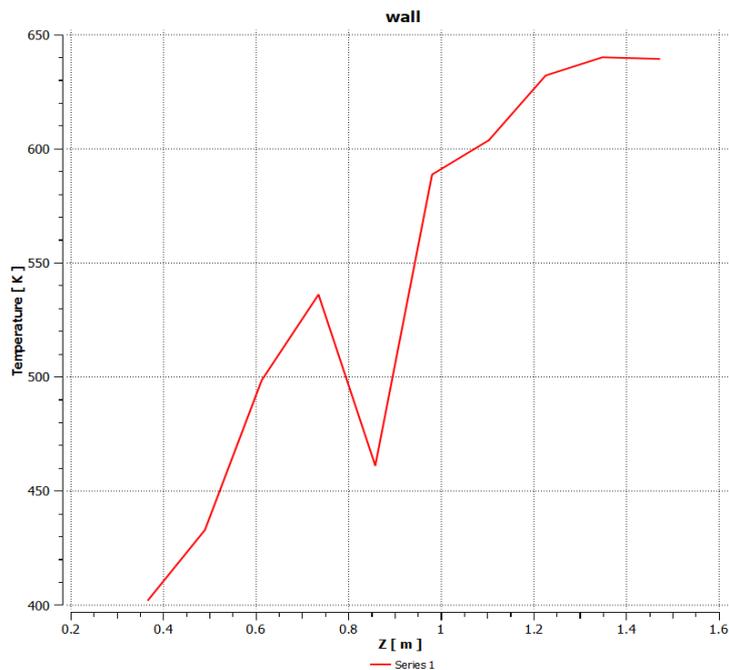


Figure IV- 12 : La variation de la distribution de température sur les parois de tube LHE 4 trous de dilution.

IV.7.3.1. Interprétation :

On voit bien que pour les deux types de désignes (3 trous de dilution et 4 trous), les champs de température le long des parois des tubes sont différents. Cette différence peut s'expliquer par le fait que le débit d'air à travers les trous de refroidissement et de dilution et aussi des trous supplémentaires dans LHE 4 à trous est supérieur à celui du tube flamme LHE à 3 trous, ce qui a un effet sur le champ dynamique et affectera inévitablement le champ thermique. En effet, du fait que la chambre de combustion étudiée est de type flux inversé, la quantité d'air qui parviendra au turbulateur sera donc plus petite dans le cas où le tube LHE (3 trous) à cause de différence de la géométrie et les nombres des trous de refroidissement et dilution qui est inférieur par rapport au tube LHE (4 trous), vue qu'un débit d'air va pénétrer dans la chambre à travers ces trous. Par conséquent, nous aurons des champs de vitesse et des champs de concentration différents, donc le champ thermique changera inévitablement.

CONCLUSION GÉNÉRALE

Conclusion générale

Le travail réalisé dans ce projet est divisé en deux grandes parties. La première partie a pour objectif la conception assistée par ordinateur des modèles 3D des tubes à flammes LHE avec trois trous de dilution et LHE avec quatre trous de dilution, et le domaine de l'air et l'injecteur de gaz dans un deuxième temps, nous avons analysé par la méthode des volumes finis (MVF) l'interaction fluide structure dans les tubes à flammes CFD nous avons réalisé une simulation numérique d'un écoulement au tour et en dehors de deux designs des tubes à flammes LHE (3 trous et 4 trous de dilution) de la turbine à gaz MS5002B.

La comparaison entre les résultats obtenus par les deux cas a montré que le tube à flamme LHE avec 4 trous de dilution est plus efficace que le tube de flamme avec 3 trous de dilution pour une meilleure combustion.

Les résultats obtenus numériquement par la MVF permettent de tirer les conclusions suivantes :

- Le modèle LHE avec 3 trous de dilution offre une turbulence de fluide dans le tube à flamme réduites par rapport au modèle LHE 4 trous de dilution
- Le Profils de température le long des parois des tubes à flammes au cours de la combustion est plus important pour le modèle LHE avec 4 trous de dilution en raison de l'augmentation de la turbulence ; plus que la turbulence est importante la combustion est meilleure.

Ce mémoire permet de contribuer à l'étude géométrique de la forme des systèmes tubes à flammes en vue de déterminer la distribution de la température au niveau des parois du tube à flamme ainsi que le champ d'écoulement à l'intérieur et en dehors de ce dernier afin de connaître l'influence du désigne de tube sur la température et la pression et les vitesses, ce qui représente une application de l'industrielle des turbines à gaz.

Bibliographie

- [1] General Electric.GAZ turbine principles volume (1), GE International Sale et service.
- [2] B. A et S. M, Document Formation Industrie IAP-spa / ETPS Exploitations des Turbine à Gaz Animé.
- [3] J. H. Horlok, Advanced Gas Turbine Cycles, 2003.
- [4] [En ligne]. Available: www.lavionnaire.fr/motorElements.php.
- [5] «Turbine - Energie Plus,» [En ligne]. Available: energieplus-lesite.be.
- [6] [En ligne]. Available:
[http://hmf.enseiht.fr/travaux/CD0102/travaux/optemf/bei_mot/0102/pages/turbine/partie a/fct.htm](http://hmf.enseiht.fr/travaux/CD0102/travaux/optemf/bei_mot/0102/pages/turbine/partie_a/fct.htm).
- [7] «Cla, Les compresseurs,» [En ligne]. Available: <http://cla.vidal.free.fr/compr.htm>.
- [8] N. Pignone, GE oil & gas - Manuel de formation pour la conduite et l'entretien d'une turbine a gaz MS5002 C.
- [9] B. Ada et H. Hamel , Etude technico economique d'une renouvellement de la chambre de combustion d'une turbine à gaz MS5002C, Mémoire fin d'etude, Universite de Mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou.
- [10] Total. Exploration et Production Les Équipements Les Turbines., 2007.
- [11] W. P.P et F. P , Gaz Turbine Performances, Library of Congress Cataloging-in-Publication Data, 2004.
- [12] F. Landis, "Gas-turbine engine". Encyclopedia Britannica, 26 Dec. 2008,
<https://www.britannica.com/technology/gas-turbine-engine>. Accessed 20 September 2021.
- [13] L. M, Amélioration des performances d'une installation de turbine à gaz par refroidissement de l'air d'admission, 2011/2012.
- [14] N. Pignone, Document de l'entreprise, "Manuel d'utilisation de la turbine à gaz MS 5002b", Florence, 1987.
- [15] W. J, M. U et D. R.W., Combustion,3rd Edition.
- [16] M. Nassim, Étude thermodynamique de la turbine à gaz MS7001EA au niveau de complex GNL1K de Skikda, Universite Badji Mokhtar Annaba: Mémoire fin d'etude, 2017.

- [17] Y. A. Bouameur et B. E. Ben Arab , Modélisation Numérique du Comportement Thermomécanique des Tubes à Flammes des Turbine à Gaz MS 5002C pour Différent Types de Design, Ecole Nationale Polytechnique D'Oran Maurice Audin, 2020.
- [18] A. arouhal , A. Belghout et A. Chaddou, Modélisation d'une turbine a gaz..
- [19] L. A. Moudid, Méthode Couplage Fluide Structure pour la simulation numérique des écoulements fluides dans une conduite à parois rigides ou élastiques, en présence d'obstacles ou non» Thèse de doctorat Université d'Artois Faculté des Sciences Jean Per.
- [20] B. AISSA, Caractéristiques et modèles de dispersions des sources ponctuelles de la pollution industrielle Application aux émissions d'origine automobiles, 2009.
- [21] M. BENHAMMOU, Simulation Numérique des Flammes. Université SAÂD DAHLEB de Blida.
- [22] S. H. Haddar, Simulation de la combustion stoechiométrique de méthane CH₄ dans une chambre à combustion. Bouira: Université Bouira, 2015.
- [23] ANSYS Academic Research, Release 12.0, 2009, "ANSYS CFX solver theory guide", ANSYS Inc.
- [24] A. Jendoubi, «Méthodes d'éléments finis pour les interactions fluide-structure» Thèse de doctorat , université laval.
- [25] L. SARGENTINI, «Étude des mécanismes d'interaction fluide-structure d'un coeur RNR-Na lors de l'évacuation d'une poche de gaz» Thèse de doctorat de Mécanique des fluides, Université Pierre et Marie Curie.
- [26] Y. Jus, «Modélisation et simulation numérique de vibrations induites par écoulements autour d'obstacles cylindriques seuls ou en réseaux» Thèse de doctorat , École Doctorale SMAE.
- [27] Fluent, A. (2010). ANSYS Fluent Theory Manual. 14.0 version.