

République algérienne démocratique et populaire

Ministère de l'enseignement supérieur

Et de la recherche scientifique



Université SAAD DAHLEB de Blida



Institut d'aéronautique et d'études spatiales

MEMOIRE DE FIN D'ETUDE POUR L'OBTENTION DU DIPLOME DE MASTER

Spécialité : propulsion avions

Le Thème : SIMULATION DES
ECOULEMENTS DANS LES TUYERES
DOUBLE GALBE A BASE
D'UNE TUYERE MLN

Encadres par :

Mr KBAB Hakim

Mr ABADA OMAR

Réalisé par :

ABOURUB SANAA

MIDOUNE ZAHIRA

Année Universitaire : 2020 /2021

Remerciements

On remercie tout d'abord « ALLAH » le tout puissant, qui m'a donné la Puissance, la volonté et la patience pour élaborer ce travail.

*Nous tenons à remercier Mr **KBAB HAKIM** notre encadreur et notre Co-promoteur Mr **ABADA OMAR** d'avoir accepté de nous diriger sur ce petit chemin d'une belle expérience, et d'avoir être passion avec nous même avec tous les ennuis que nous avons lui a causé et pour ses précieux conseils et ses critiques constructive qui ont orienté ce modeste travail de recherche jusqu'à son aboutissement.*

Un grand merci pour tout le personnel de département d'architecture qui a donnée effort, Pour nous et pour notre mieux.

On tient à exprimer nos profondes gratitude et reconnaissance à toutes nos familles et à tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce travail. Qu'ils soient vivement remerciés.

Dédicace

Je dédie ce travail qui est le fruit de toute une vie d'études :

A ceux qui ont rendu mon existence bien possible, a ceux qui ont sacrifié leur vie pour mon bonheur mes chers parents, mon père Amer et ma mère Zeggane Adidi.

A ceux qui sont les plus proche de moi, qui ont toujours partagé avec moi mon bien et mon mal mes 3 frères et mes sœurs les 6 tout personne avec son nom sans oublie leurs filles et fis avec leurs époux.

À celle qui m'a aidé et qui continue de m'aider, à celle qui, par leur amitié, par leurs orientations, leur soutien et leurs commentaires, m'ont souvent poussé à éclaircir et à approfondir beaucoup de points ici traités en particulier ma copine avec qui j'ai élaboré ce travail Abourub sanaa.

A tous mes compagnons dans la vie, m'ont soutenu lors de ma défaite mes chers amis nom par nom et personne par personne.

MIDOUNE ZAHIRA

Dédicace

Je dédie ce travail qui est le fruit de toute une vie d'études :

A ceux qui ont rendu mon existence bien possible, a ceux qui ont sacrifié leur vie pour mon bonheur à ma chère mère Zaghdoud Farida.

A ceux qui sont les plus proche de moi, qui sont toujours partagé avec moi mon bien et mon mal ma grand-mère Bachri Fiyala et mes tantes spécialement Zaghdoud Donia et bien sûr Seif Eddine Islam pour leur soutien.

À celle qui m'a aidé et qui continue de m'aider, à celle qui, par leur amitié, par leurs orientations, leur soutien et leurs commentaires, m'a souvent poussé à éclaircir et à approfondir beaucoup de points ici traités en particulier ma copine avec qui j'ai élaboré ce travail Midoune zahira.

A tous mes accompagnant dans la vie, m'ont soutenu lors de ma défaite mes cher amis nom par nom et personne par personne.

ABOURUB SANAA

Résumé

Le présent travail consiste à simuler un écoulement à travers une tuyère **DOUBLE GALBE** à base d'une tuyère **MLN**, à l'aide d'un outil de conception OpenFOAM. Cette simulation s'est déroulée en quatre phases (Création de la géométrie surfacique, Maillage de la géométrie, Résolution et la Visualisation des Résultats), elle est basée sur l'analyse paramétrique (Nombre de Mach, Pression Statique et Densité) dans la configuration (Gaz Parfait). Ces résultats sont comparés à celle obtenue par la simulation sur fluent.

Summary

The present work consists in simulating a flow through a **DOUBLE GALBE** nozzle based on an **MLN** nozzle, using an OpenFOAM design tool. This simulation took place in four phases (Creation of the surface geometry, Mesh of the geometry, Resolution and Visualization of the Results), it is based on the parametric analysis (Mach Number, Static Pressure and Density) in the configuration (Perfect gas). These results are compared with that obtained by the simulation on fluent.

المخلص

يتكون العمل الحالي من محاكاة التدفق عبر فوهة **DOUBLE GALBE** استنادًا إلى فوهة **MLN**، باستخدام أداة تصميم **OpenFOAM**. تمت هذه المحاكاة على أربع مراحل (إنشاء هندسة السطح، وشبكة الهندسة، والدقة وتصوير النتائج)، وهي تستند إلى التحليل البارامتري (رقم الماك، والضغط الثابت، والكثافة) في التكوين (الغاز المثالي). تمت مقارنة هذه النتائج مع تلك التي تم الحصول عليها من خلال المحاكاة في **fluent**.

Table des matières

Remerciements	II
Dédicace	III
Résumé	V
Table des matières	VI
Liste des Figure	VII
Liste des tableaux	IX
Nomenclature	XI
Abréviation	XI
Introduction Generale	2
Chapitre I : l'état de l'art	5
1. Recherche Bibliographique	6
1.1.Introduction	6
1.2.Généralité sur les tuyères	17
1.2.1.Définition de la tuyère supersonique	17
1.2.2.Types de tuyères	18
1.2.2.1.Tuyères conventionnelles	18
1.2.2.2.Tuyères innovantes	19
Chapitre II : Application sur les tuyères	23
1. Introduction	24
2. Le choix de la méthode de discrétisation des équations	25
3. Simulation OpenFOAM de la tuyère MLN	26
3.1.Introduction Générale OpenFOAM	26
3.2.Importer le maillage de Ansys	26
3.3.Solveur utilise dans la simulation	27
3.4.Présentation du problème	28
3.5.Traitement	29
3.6.Lancement du calcul	37
3.7.Ajouter le nombre de mach	38
4. Tuyère de base MLN tronquée	41
4.1.Introduction	41
4.2.Coordonnées de la Géométrie	41
5. La simulation de la tuyère double galbe sur OpenFoam	43
5.1.Importation de maillage	43
5.2.Les conditions aux limites	43
5.3.Le choix de solveur	44
5.4.La structure de problème	44
5.5.Les étapes de simulation	44

5.6.Lancement de calcul	49
Chapitre III : les résultats et interprétation	50
1. INTRODUCTION	51
2. Calcul non visqueux	51
2.1. 1 ^{er} cas d'étude : la tuyère de base (MNL)	51
2.1.1.Variation du nombre de Mach	51
2.1.2.Variation de la pression	53
2.1.3.Evolution de la température	54
2.2.La tuyère tronquée	55
2.3. 2 ^{ème} cas d'étude : la tuyère double galbe	57
2.3.1.Evolution des paramètres thermodynamiques dans la tuyère double galbe	58
2.3.2.Evolution du Nombre de Mach dans la tuyère double galbe	59
2.3.3.Evolution de la Courbe de Pression Statique dans la tuyère double galbe	60
2.3.4.Evolution de la Courbe de Température dans la tuyère double galbe	61
3. Calcul visqueux	63
3.1.MAILLAGE DE CALCUL	63
3.2.Comparaison des résultats de maillage structuré et non structuré	64
3.3.Modele De Turbulence	65
3.4.Résultats et discussion	66
Conclusion générale	71
Bibliographie	73

Liste des Figure

Figure (I.1) : La tuyère De-Laval [79].....	17
Figure (I.2) : Tuyère Conique.	18
Figure (I.3) : Tuyère à contour profilé.....	19
Figure (I.4) : Tuyère à noyau centrale.	19
Figure (I.5) : Tuyère à section variable.	20
Figure (I.6) : Tuyère à chevrons.	20
Figure (I.7) : Tuyère orientable.	21
Figure (I.8) : Tuyère déployable.	21
Figure (I.9) : Tuyère double galbe	22
Figure (II.1) : importation de maillage fluent.....	27
Figure (II.2) : les condition limite à l'entrée	27
Figure (II.3) : les conditions aux limites à la sortie	27

Figure (II.4) : le schéma descriptif de problème	28
Figure (II.5) : lancement de la commande dans terminal	29
Figure (II.6) : Fichier polyMesh	29
Figure (II.7) : fichier constant	30
Figure (II.8): le model de turbulence	31
Figure (II.9) : maillage sur paraview	31
Figure (II.10) : condition de pression pour toutes les parois	32
Figure (II.11) : conditions température pour toutes les parois	32
Figure (II.12) : condition de vitesse pour toutes les parois	32
Figure (II.13) : le fichier 0	33
Figure (II.14) : fichier de système (controlDict)	35
Figure (II.15) : fichier de système (fvSchemes)	35
Figure (II.16): fichier de système (fvSolution)	36
Figure (II.17):lancement de calcul dans terminal	37
Figure (II.18): le calcul de simulation	37
Figure (II.19):nombre d'itération	37
Figure (II.20) : apparitions de nombre de mach	38
Figure (II.21) : le solveur d'installation	38
Figure (II.22):terminal	38
Figure (II.23) : la page createFields.H	39
Figure (II.24) : déclaration successfully compiled	39
Figure (II.25) : la page de rhoPimpleFoam	40
Figure (II.26) : le calcul de nombre de mach	40
Figure (II.27) : la tuyère tronquée	41
Figure (II.28) : Géométrie de la tuyère tronquée	41
Figure (II.29): translation en radian	42
Figure (II.30) : les valeurs de x et y Correspondant a $\theta = 3^\circ$	42
Figure (II.31): les nouvelles coordonnées de la tuyère	42
Figure (II.32): maillage fluent exporté de la tuyère double galbe	43
Figure (II.33) : les conditions aux limites à l'entrée	43
Figure (II.34): les conditions aux limites à la sortie	43
Figure (II.35) : le schéma structural de problème	44
Figure (II.36): maillage d'une tuyère double galbe sur paraview	44
Figure (II.37) : conditions aux limites de la pression (P)	46
Figure (II.38) : conditions aux limites de la température(T)	46
Figure (II.39) : conditions aux limites de la vitesse (U)	46
Figure (II.40):reglage des paramètres sur la page controlDict	47
Figure (II.41):réglage des paramètres sur la page fvSolution	48
Figure (II.42) : réglage des paramètres sur la page decomposeParDict.	48
Figure (II.43) : les composantes d'un fichier de calcul.	49
Figure (III.1) : iso mach sur Fluent	51
Figure (III.2) : iso mach sur OpenFoam	51
Figure (III.3) : iso mach obtenus numériquement.	52
Figure (III.4) : les courbes de nombre de mach.	52
Figure (III.5) : le contour de pression statique obtenu par la simulation Ansys	53
Figure (III.6) : le contour de la pression statique dans OpenFoam.	53
Figure (III.7) : contour de rapport de pression obtenu par un programme fortran.	53
Figure (III.8) : les courbes de pression statique.	54

Figure (III.9) : le contour de température dans Ansys.	54
Figure (III.10) : le contour de température dans OpenFOAM.	54
Figure (III.11) : le contour de température obtenue numériquement.	54
Figure (III.12) : les courbes de la température.	55
Figure (III.13) : iso mach de la tuyère tronquée.	56
Figure (III.14) : courbe de nombre de mach.	56
Figure (III.15) : iso pression de la tuyère tronquée.	57
Figure (III.16) : la courbe de la pression	57
Figure (III.17) : la température de la tuyère tronquée	57
Figure (III.18) : la courbe de la température	57
Figure (III.19) : le profil de la tuyère double galbe	58
Figure (III.20) : iso mach sur Ansys	59
Figure (III.21) : iso mach sur OpenFOAM	59
Figure (III.22) : les courbes de nombre de mach.	60
Figure (III.23) : iso pression sur Ansys	60
Figure (III.24) : iso pression sur OpenFOAM	60
Figure (III.25) : les courbes de rapport de pression	61
Figure (III.26) : la température sur Ansys	62
Figure (III.27) : la température sur OpenFOAM	62
Figure (III.28) : les courbes de rapport de température.	62
Figure (III.29) : Maillage de la tuyère CNES PERSEUS avec convergent et caisson. a) maillage structuré,	64
Figure (III.30) : Comparaison de l'évolution de la pression, maillages structuré et non structuré pour NPR=435.	65
Figure (III.31) : contour Mach Number k-omega-SST, K-omega, K-epsilon	67
Figure (III.32) : contour Pression K-omega, K-epsilon, K-omega-SST	67
Figure (III.33) : Evolution de la Courbe de Pression Statique dans la tuyère (GP) pour les trois modèles de turbulence	68
Figure (III.34) : Evolution de la Courbe du Nombre de Mach dans la tuyère (GP) pour les trois modèles de turbulence	68
Figure (III.35) : Evolution de la Courbe de La température dans la tuyère (GP) pour les trois modèles de turbulence	69

Liste des tableaux

Tableau 1 : les études majeures menées sur les tuyères coniques	8
Tableau 2 : les études majeures sur les tuyères cloche	10
Tableau 3 : études importantes sur les tuyères à bouchon.	12
Tableau 4 : études importantes menées sur les tuyères ED	13
Tableau 5 : les études importantes sur les tuyères double galbe.	16
Tableau 6 : les études principales effectuée sur les tuyères multi galbe.	17
Tableau 7 : les performances de la tuyère	55
Tableau 8 : les paramètres des deux tuyères.	56
Tableau 9 : le pourcentage de gain de poids et perte de poussée.	56
Tableau 10 : les performances de la tuyère double galbe	58

Tableau 11: <i>tableau des conditions aux limites</i>	59
Tableau 12: <i>les performances thermodynamiques de la tuyère double galbe</i>	62
Tableau 13: <i>Evolution des paramètres dans la tuyère (GP) pour les trois modèles de turbulence</i>	69

Nomenclature

Pa : Pression ambiante [Pa]
Cf : Coefficient de poussée
M : Nombre de mach
Ms : Nombre de mach à la sortie
Cp : Coefficient de pression
 μ : Viscosité dynamique
U : Velocity (Vitesse) , m/s
T : Température, K
P : Pression, Nm^{-2}
X : Distance axiale, m
a : Vitesse de son
P/PO : Rapport de pression statique sur la pression initiale
T/TO : Rapport de température sur la température initiale
L : longueur, m
P : la poussée, N

Abréviation

RSS: Restricted Shock Separation
FSS: Free Shock Separation
CFD: Computational fluid dynamics
MLN: Minimum Length Nozzle
CD : Convergente Divergente
2D : Deux dimensions
3D: Trois dimensions
TIC: Truncated Ideal Contour
TOC: Thrust Optimized Contour
TOP: Thrust Optimized Parabola
E-D: Expansion – Deflexion
PSP : Pressure Sensitive Paint
NPR : Nozzle Pressure Ratio
MNG : Tuyère Multi-galbe
MDO : Optimisation Multidisciplinaire
FP : Flux primaire
FS : Flux secondaire
OpenFOAM: Open-source Field Operation and Manipulation
GP : Gaz parfait

Chapitre Introductif

Introduction Générale

Au début de l'astronautique, le problème de la propulsion dans le vide résidait dans la compréhension même du phénomène de toute propulsion. Le déplacement sur le sol, l'eau ou dans l'air est intuitive : même sans aucune connaissance scientifique du phénomène, chacun peut dire que l'objet "prend appui" sur un des éléments pour se déplacer. Le problème du déplacement dans l'espace est l'absence de matière. Il est donc plus difficile d'imaginer la possibilité d'un mouvement par propulsion dans un tel milieu.

C'est le russe KONSTANTIN TSIOLKOVSKI qui a eu l'idée, à la fin du XIXème siècle d'appliquer au déplacement dans le vide en partant du principe de l'action et de la réaction inhérent à tout mouvement. Par ce principe, ISAAC NEWTON avait énoncé deux siècles plus tôt qu'à toute action correspond une réaction d'intensité égale mais de sens opposé.

Dans l'espace, le rôle du moteur-fusée est de produire d'abondantes quantités de gaz éjectées à très grande vitesse dans une direction donnée. Par réaction, le véhicule dont il est solidaire se trouve propulsé dans la direction opposée sans point d'appui extérieur : au mouvement de la masse de gaz vers l'arrière correspond un mouvement opposé de la fusée vers l'avant. L'engin s'appuie donc sur les gaz éjectés et fonctionne parfaitement dans le vide. La propulsion est d'autant plus forte que le débit est important et que la vitesse d'éjection est élevée. Cette force délivrée par un moteur-fusée est appelée la poussée qui est le produit du débit massique des gaz propulsifs et de la vitesse d'éjection des gaz.

La tuyère propulsive de moteur-fusée d'un lanceur est soumise sur l'ensemble du vol à une pression ambiante (Pa) voisine de 1 bar au niveau du sol jusqu'à des pressions inférieures au dix-millième de Pascal en haute altitude. La conception de cette tuyère est réalisée de manière à ce que son régime d'adaptation soit atteint à une altitude moyenne. Au sol, son dimensionnement conduit au régime sur détendu où la structure de décollement n'est pas au sein du divergent.

L'origine du choc de décollement est alors positionnée sur la lèvre de sortie de la tuyère. Ainsi, l'apparition des charges latérales nuisibles à la structure est évitée, l'intégrité

mécanique du lanceur est donc préservée. Notons que le régime sou détendu est présent, lui, durant l'essentiel de l'ascension du lanceur.

Le développement d'une tuyère de type convergent –divergent pour application spatiale impose de maîtriser plusieurs disciplines scientifiques et de prendre en considération de multiples phénomènes physiques. La conception mécanique de la structure implique donc la maîtrise des disciplines suivantes :

Comportement en régime transitoire :

- Évolution dans le temps de l'écoulement à l'intérieur de la tuyère : organisation de l'écoulement supersonique et interaction des chocs internes/externes ;
- Transition d'une typologie d'écoulement à l'autre (RSS " Restricted Shock Séparation" ou " Décollement restreint ", FSS " Free Shock Separation" ou "Décollement libre ", ...)
- Influence des jets secondaires (film de refroidissement) sur l'organisation de l'écoulement principal ;
- Impact de l'évolution des conditions aux limites sur l'écoulement : température de la paroi solide, pression externe, perturbations acoustiques.
- Phénomènes d'aéroélasticité : couplage fluide – structure.
- Chargement en pression et thermique sur la structure.

Comportement en régime établi :

- Structure de l'écoulement à l'intérieur de la tuyère et interaction avec l'environnement
- Décollement de jet et charges mécaniques et thermiques associées.
- Efficacité du système de refroidissement.
- Performances de la tuyère.
- Effets perturbateurs (couple en roulis, excentrement de poussée, ...).
- Phénomènes d'aéroélasticité : couplage fluide – structure.

L'état des connaissances actuelles ne permet pas d'assurer la maîtrise complète de toutes les phases et de toutes les conditions de fonctionnement d'un tel dispositif. Cela impose d'avoir recours à des règles de dimensionnement empiriques ou semi-empiriques qui n'ont qu'une validité limitée. De plus, l'extrapolation de ces règles à des configurations de

tuyère innovantes n'est pas toujours possible ou, tout au moins, ne peut garantir qu'un niveau de fiabilité réduit. Cela représente probablement la principale cause de limitation pour l'introduction de nouveaux concepts de tuyère sur les lanceurs spatiaux.

Le travail effectué dans notre mémoire, consiste à simuler et Analyser l'écoulement d'un gaz parfait une tuyère double galbe dont la tuyère de base est de forme MLN (Minimum nozzle light). La simulation est faite sur OpenFoam. L'évaluation des paramètres thermodynamique (nombre de mach, pression statique, température statique ...) sont analysés et compares dans les deux logiciels.

Organisation du mémoire :

L'étude de la problématique envisagée est réalisée en quatre chapitres et une conclusion générale.

Le premier chapitre contient la recherche bibliographique détaillée sur les différentes tuyères. Les différents profils des tuyères conventionnelles sont exposés. En fin les différentes configurations des tuyères ont compensation d'altitude seront présenté.

Dans le deuxième chapitre on a essayé de développer une description des méthodes de discrétisation numériques à savoir la méthode des différences finis qui est plus utilisé dans le domaine de la CFD, ainsi que les différents types de maillage et leurs méthodes de génération, en suite une présentation de notre simulation numérique.

Le troisième chapitre qui représente le dernier chapitre est dédié à la présentation de toutes les résultats obtenus par le logiciel et OpenFoam, et l'interprétation des paramètres obtenue (le nombre de mach, la pression, et la température) et on finira par une comparaison entre les deux types de tuyère (MLN, et double galbe).

Ce mémoire se termine par une conclusion générale qui reprend les objectifs du présent travail et les principaux résultats obtenus. Des perspectives pour la poursuite de cette étude sont proposées.

Chapitre I : l'état de l'art

1. Recherche Bibliographique

1.1. Introduction

Les tuyères sont des conduites de section droite variable placées à l'arrière d'un moteur produisant des gaz de combustion chauds et permet de transformer l'énergie thermique en énergie cinétique. Le principe de fonctionnement de la tuyère repose sur les propriétés des gaz lorsqu'ils circulent aux vitesses subsoniques et supersoniques. Lorsqu'un gaz circule à une vitesse subsonique dans un tuyau dont le diamètre se rétrécit, sa vitesse augmente. Depuis plusieurs années, la résolution numérique, analytique et expérimentale des problèmes aérodynamiques, telle que les écoulements des fluides dans les tuyères convergentes divergentes, et devenue possible grâce aux travaux réalisés par plusieurs chercheurs dans le domaine.

Après la seconde guerre mondiale, l'étude des tuyères est devenue un domaine d'actualité, de concurrence et de compétitivité entre les États-Unis, l'Union Européen, la Russie, le Japon et la Chine. Plusieurs agences de programmes (ESA, CNES, CNSA,), d'organismes de recherches (NASA, ONERA, NASDA, DLR, LEA-Poitier,) et industriels (Boeing, Rocketdyne, Pratt & Whitney, Snecma Moteurs, Volvo Aero, Astrium, Mitsubishi Heavy Industries,) travaillent sur l'amélioration des performances des moteurs fusées et les tuyères propulsives.

Les tuyères fusées sont disponibles dans une variété de configurations ont été développées au cours des 75 dernières années. Telles qu'idéal, conique, cloche, bouchon, expansion-déflexion (E-D) et double cloche, sans compter la grille multi-buses (MNG) récemment mise au point. Dans ce présent chapitre on va donner un aperçu général des travaux qui ont été fait dans ce domaine

1. *Tuyères coniques*

L'application d'une tuyère conique était très courante dans les premiers moteurs de fusée. L'attrait principal de la tuyère conique est qu'elle est de conception facile et la possibilité de convertir une conception existante en un rapport de surface plus faible ou plus élevé sans trop de modifications. Les meilleures performances de ce type de tuyères sont obtenues pour un angle de divergence 15. Le coefficient de poussée d'une tuyère conique de 15 n'est inférieur que de 1,7 % à celui de la tuyère idéale et change légèrement avec l'altitude. Ainsi, les performances et les longueurs des tuyères plus récentes sont souvent comparées à une tuyère conique

Carl Gustaf Patrik de Laval, en 1890, [1] ont développé une tuyère convergente divergente (CD) ayant la capacité d'augmenter un jet de vapeur à un état supersonique. Cette tuyère est appelée la tuyère de Laval. A la fin des années 1930 est au début des années 1940, des études extensives ont été effectuées par des scientifiques allemands sur les différents types de profils. Ils ont tenu compte de tous les aspects de la conception et ont affirmé qu'aucun avantage significatif ne justifie l'utilisation de contours complexes. Cependant cette affirmation n'est valable que pour les tuyères à faibles rapports de section comme celui de la fusée V2. En 1963, **Darwell et Badham** [3], ont effectué une étude numérique sur les tuyères coniques, avec la méthode des caractéristiques, ils ont réussi à montrer que l'élimination de la formation de choc a l'intérieur de la tuyère est possible en modifiant le contour de la paroi près de la jonction du profil de la gorge au cône. En 2008, Khan et **Shembharkar**[4], ont réalisé une étude numérique par l'utilisation de code de calcul de dynamique des fluides computationnelle (CFD), ils ont réussi à visualiser l'écoulement dans une tuyère convergent-divergente (CD). Dans un régime d'écoulement sur-détendu. L'emplacement du choc et du point de séparation a été déterminés. Ils ont constaté qu'en augmentant le NPR, le choc se déplace vers la sortie de la tuyère. En 2011, **Balabel et al** [10], ont étudié l'écoulement turbulent dans une tuyère CD bidimensionnelle (2D), les phénomènes physiques associés ont été analysés pour différentes conditions de fonctionnement. Les résultats ont montré que, en prédisant le point de séparation et la position de l'onde de choc, les modèles réalisable v^2-f et KW-SST donne meilleurs résultats par rapport aux autres modèles. En 1965, **Hoffman et Lorenc** [7], ont fait une étude numérique sur les effets d'écoulement de particules de gaz 2D dans des tuyères coniques. En 1970 **Wehofer et Moger** [8], ont développé une méthode analytique pour étudier les champs d'écoulement transsonique non visqueux liée aux tuyères convergente-divergente (CD) et les tuyères coniques convergentes. En 2015, **Jia et al** [13], [14], ont analysé numériquement l'influence de l'événement d'étagement du feu dans le trou sur la séparation de l'écoulement au démarrage et les charges latérales d'une tuyère conique en vol. Après une année, ils ont fait une autre étude numérique sur les charges latérales tridimensionnelles (3D) En 1964 **Sunley et Ferriman** [5], ont effectué des essais pour étudier la séparation des jets dans des tuyères coniques. Ils ont démontré que la pression à laquelle le gaz se sépare ne sera pas constante et ne sera pas indépendante de la longueur de la tuyère.

Tableau 1 : les études majeures menées sur les tuyères coniques

<i>Les auteurs</i>	<i>An</i>	<i>Nature de l'étude</i>	<i>Objet de l'étude</i>
<i>Migdal et Landis [3]</i>	<i>1962</i>	<i>Numérique</i>	<i>Performances de la tuyère conique</i>
<i>Darwell et Badham [4]</i>	<i>1963</i>	<i>Numérique</i>	<i>Formation de chocs</i>
<i>Sunley et Ferriman [5]</i>	<i>1964</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Séparation des jets</i>
<i>Migdal et Kosson [6]</i>	<i>1965</i>	<i>Numérique</i>	<i>Prédictions de choc</i>
<i>Hoffman et Lorenc [7]</i>	<i>1965</i>	<i>Numérique</i>	<i>Effets d'écoulement de particules de gaz</i>
<i>Wehofer et Moger [8]</i>	<i>1970</i>	<i>Analytique</i>	<i>Champs d'écoulement transsoniques non visqueux</i>
<i>Khan et Shembharkar [9]</i>	<i>2008</i>	<i>Numérique</i>	<i>Emplacement du choc</i>
<i>Balabel et al [10]</i>	<i>2011</i>	<i>Numérique</i>	<i>Dynamique turbulente des écoulements gazeux</i>
<i>Zmijanovic et al [11]</i>	<i>2014</i>	<i>Expérimental et numérique</i>	<i>Vectorisation de poussée fluidique</i>
<i>Zhang et al [12]</i>	<i>2015</i>	<i>Numérique</i>	<i>Tuyères coniques convergentes</i>
<i>Jia et al [13]</i>	<i>2015</i>	<i>Numérique</i>	<i>Séparation des flux et charges latérales</i>
<i>Jia et al [14]</i>	<i>2016</i>	<i>Numérique</i>	<i>Charges latérales</i>

2. Contour profilé

La tuyère de type profilée est la forme la plus couramment utilisée dans les moteurs de fusée. Cette catégorie de tuyère offre d'importants avantages en termes de performances et de taille par rapport à la tuyère de conique. Elle possède une section d'expansion à angle élevé (20 à 50) juste derrière le col de la tuyère. Ceci est suivi par l'inversion progressive de la pente du contour de la tuyère de façon à ce qu'à la sortie, l'angle de divergence soit faible, de préférence inférieur à 10.

En 1957, Dillaway [15], a calculé analytiquement les contours à la sortie de la tuyère en diminuant progressivement la pente de la paroi de la tuyère, concluant ainsi la dépendance de l'écoulement au contour de la tuyère. **En 1960 Selon Landsbaum [17]** à analyser différentes tuyères idéales tronquées avec différents rapports de section et à sélectionner celui qui donne les meilleures performances. **En 1960, Farley et Campbell [18]**, ont étudié expérimentalement les tuyères idéales tronquées. Les résultats obtenus sont très proches des valeurs théoriques. **En 1961, Ahlberg et al [19]** ont développé une méthode graphique, nous permettant de choisir un profil optimal d'une tuyère à partir d'une famille des tuyères tronquées. **En 1958, Rao [16]** a développé une méthode de conception des contours de tuyères à poussée optimal en utilisant les calculs variationnels. **En 1981, Allman et Hoffman [71]** ont examiné une technique pour la conception de

contours de tuyère à une poussée maximale en utilisant des méthodes d'optimisation directe. Le contour de la tuyère a été donné par un polynôme du second ordre. Les auteurs ont comparé les poussées développées par le calcul des contours de variation (méthode de Rao) avec les poussées générées par les contours polynomiaux. Ils ont conclu que les deux méthodes prédisent essentiellement la même poussée maximale. **En 2017, Frey et al [31]** ont élaboré une nouvelle technique de contour de tuyère appelée TICTOP. Cette méthode est une combinaison des conceptions à contour idéal tronqué (TIC) et la parabolique à poussée optimisée (TOP). Le résultat obtenu montre que la tuyère ne présente aucun choc et n'induit aucune séparation de l'écoulement qui produit des charges latérales élevées. Les pressions obtenues à la sortie sont meilleures par rapport à un profil (TOP). **En 2004, Pilinski et Nebbache [26]** ont analysé numériquement la séparation de la tuyère de l'écoulement à différents NPR dans une tuyère (TIC), la séparation du choc libre (FSS) a été obtenue pour des rapports des pressions très bas et élevés. Entre ces deux gammes de rapport de pression, un choc sans rattachement est apparu. **En 2006, Verma et al [27],[33]** ont mené un ensemble d'essais sur les tuyères TOP afin d'étudier le lien entre les caractéristiques instationnaires des chocs de séparation et de rattachement ainsi que la source des charges latérales dans les tuyères de fusée. Une autre étude expérimentale a été effectuée pour identifier la source de plusieurs conditions d'écoulement qui ont conduit à la génération d'une charge latérale dans une tuyère TIC. Dans cette étude ils ont conclu que le changement de la forme circumférentielle de la partie de recirculation à l'intérieur de la tuyère d'un régime dominé de manière cylindrique à un régime conique et le régime à effet final qui a initié une condition d'écoulement très instable dans la région de séparation précédant ces transitions. **En 2002, Hagemann et al [24]** : ont testé deux types de tuyères différentes, une tuyère à poussée optimisée et une tuyère idéale tronquée, pour les mêmes données de performance afin d'explorer l'origine de différentes charges latérales. Les résultats ont démontré les charges latérales les plus élevées dans la tuyère à poussée optimisée lorsque le modèle de séparation est passé d'une séparation de choc libre à une séparation de choc restreinte. La charge latérale mesurée dans la tuyère idéale tronquée n'était que d'environ 33,33 % de la charge latérale dans la tuyère à poussée optimisée. **En 2017, Baloni et al [32]** ont effectué une étude d'un écoulement axisymétrique 2D dans la tuyère de type profilée dans des conditions hors conception à l'aide des logiciels CFD Fluent 6.3.26 et GAMBIT 2.4.6. La simulation numérique a été effectuée séparément pour deux conditions d'écoulements différents, c'est-à-dire chauds et froids. **En 2006, Stark et Wagner [30]** ont fait des tests, dans le but d'analyser le champ de débit de la tuyère (TIC)

a une valeur de NPR faible. Ils ont constaté que le disque de mach de forme convexe pour les valeurs de NPR inférieur à 10, et pour les valeurs de NPR supérieures à 20 le disque est de forme concave [27]. En 2009, ils ont étudié la séparation de la couche limite et le champ d'écoulement associé dans une tuyère TIC. **En 2017, Zhang et al [34]** ont étudié numériquement la stabilité aéroélastique d'une tuyère de fusée au démarrage. Ils ont déduit que le comportement aéroélastique des tuyères de fusée dépendait fortement de l'épaisseur de la paroi et des propriétés matérielles de la paroi.

Tableau 2 : les études majeures sur les tuyères cloche

<i>Les enquêteurs</i>	<i>Année</i>	<i>Nature de l'étude</i>	<i>Objet de l'étude</i>
<i>Dillaway [15]</i>	<i>1957</i>	<i>Analytique</i>	<i>Analyse 3D des tuyères profilées supersoniques</i>
<i>Rao [16]</i>	<i>1958</i>	<i>Analytique</i>	<i>Méthode pour optimiser le contour de paroi de la tuyère</i>
<i>Landsbaum [17]</i>	<i>1960</i>	<i>Numérique</i>	<i>Conception des contours de tuyères en forme de cloche</i>
<i>Farley et Campbell [18]</i>	<i>1960</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Couper des portions de buses idéales</i>
<i>Ahlberg et al [19]</i>	<i>1961</i>	<i>Expérimental et Numérique</i>	<i>Optimisation des portions tronquées des buses idéales</i>
<i>Lawrence et Weynand [20]</i>	<i>1968</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Flux séparé en 2D et tuyères axisymétriques ayant différents contours de paroi</i>
<i>Potter et Carden [21]</i>	<i>1968</i>	<i>Expérimental et Numérique</i>	<i>Conception de tuyère pour des écoulements à faible densité et à grande vitesse</i>
<i>Terhardt et al [22]</i>	<i>2001</i>	<i>Expérimental et analytique</i>	<i>Séparation des flux et charges latérales dans les tuyères TIC</i>
<i>Verma [23]</i>	<i>2002</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Phénomènes de séparation de flux dans une tuyère TIC</i>
<i>Hagemann et al [24]</i>	<i>2002</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Origine de la charge latérale en TIC et TOP</i>
<i>Nguyen et al [25]</i>	<i>2003</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Séparation de flux turbulent dans les tuyères TOC</i>
<i>Pilinski et Nebbache [26]</i>	<i>2004</i>	<i>Numérique</i>	<i>Flux séparé dans une tuyère TIC</i>
<i>Verma et al [27]</i>	<i>2006</i>	<i>Expérimental</i>	<i>La tuyère TOP.</i>
<i>Nebbache et Pilinski [28]</i>	<i>2006</i>	<i>Numérique</i>	<i>Écoulement dans une tuyère TOC sur expansée axisymétrique.</i>
<i>Stark et Wagner [29]</i>	<i>2006</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Analyse du champ d'écoulement dans une tuyère TIC à faible NPR.</i>
<i>Stark et Wagner [30]</i>	<i>2009</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Séparation de la couche limite dans une tuyère TIC.</i>
<i>Frey et al [31]</i>	<i>2017</i>	<i>Numérique</i>	<i>Conception TIC et TOP.</i>
<i>Baloni et al [32]</i>	<i>2017</i>	<i>Numérique</i>	<i>Analyse de débit axisymétrique 2D dans la tuyère de type cloche.</i>
<i>Verma et al [33]</i>	<i>2017</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Origine de la génération de charge latérale dans la tuyère TIC.</i>
<i>Zhang et al [34]</i>	<i>2017</i>	<i>Numérique</i>	<i>Stabilité aéroélastique.</i>

3. Tuyères à corps central (à bouchon)

La tuyère à corps central est une tuyère de fusée avancée qui consiste en une tuyère primaire dont la forme est assez conventionnelle et d'un bouchon qui permet une expansion externe. Les principales caractéristiques de cette tuyère est son interaction avec le milieu extérieur qui permet d'éviter le phénomène de séparation qui affecte une tuyère a profil conventionnelle. Ces avantages proviennent de la génération d'un ventilateur d'expansion au niveau de la lèvres de la tuyère primaire et de son influence sur l'évolution de la pression le long de la paroi du bouchon.

En 1961, Berman et Crimp [36] ont fait une comparaison entre les tuyères conventionnelle et les tuyères à bouchon. Les résultats montrent que les tuyères à bouchon présentent un avantage de poussée par rapport à une tuyère conventionnelle lorsqu'elle fonctionne à un rapport de pression inférieur à celui de la conception car la nature du débit dans ce cas est auto-ajustable. **En 2002, Ito et al [41]** ont étudié les champs d'écoulement d'une tuyère à bouchon, à l'aide d'une simulation numérique. Ils ont conçu le contour du bouchon par la méthode des caractéristiques et divers types de tuyère à bouchon ont été considérés en tronquant la longueur de la tuyère à différentes positions. Les résultats ont montré une augmentation des performances de poussée de la tuyère à bouchon profilé d'environ 5 à 6 % par rapport à la tuyère à bouchon conique, et la répartition de la pression sur la surface de la tuyère n'était pas affectée par le débit externe pour les rapports de pression supérieurs au point conçu. **En 2006, Shahrokhi et Noori [44]**, ont étudié les propriétés de l'écoulement de divers contours de tuyère d'aérospike, avec l'utilisation de modèle de turbulence k-e et les équations de Navier stocks pour la simulation de champ d'écoulement. Une courbe B-spline cubique uniforme a été utilisée pour générer les différentes formes de bouchons. La meilleure configuration a été déterminée en considérant la force de poussée totale comme un mérite de performance. **En 2002, Besnard et al [42]** ont présenté la conception, la fabrication et les tests d'un moteur aérospike annulaire ablatif de poussée de 1000 lbf. Les résultats ont montré que la variation de γ avec la température a provoqué des petites différences, quoique non nulles, dans les caractéristiques de poussée. De plus, la tuyère s'est avérée très efficace. **En 2002, Lahouti et Tolouei [43]** ont réalisé une modélisation numérique des écoulements externes et internes d'une tuyère à bouchon tronquée avec plusieurs niveaux de ressuage de base dans des conditions de travail de sous-détente, d'optimum et de sur-détente pour obtenir la poussée de base de la tuyère, la distribution de la pression de base et le schéma

d'écoulement. En 2015, Shanmuganathan et al [46] ont mené une étude des tuyères d'aéropike linéaires et annulaires et des caractéristiques de son champ d'écoulement. Ils étaient d'avis que la buse aéropike annulaire était meilleure que la buse aéropike linéaire. En 1997, Ruf et McConnaughey [40] ont déclaré qu'une troncation de 50 % de la tuyère à bouchon entraîne une réduction de 0,5 % de ses performances. Afin d'éviter une base plate au sommet du bouchon après la troncation, un plus grand angle de cône pourrait être utilisé à l'extrémité du bouchon. En 1961, Rao [37] a élaboré une étude numérique sur les contours de bouchon optimaux typiques. Par l'utilisation d'un bouchon, la réduction de longueur de la tuyère peut être obtenue.

Tableau 3 : études importantes sur les tuyères à bouchon

<i>Les auteurs</i>	<i>Année</i>	<i>Nature de l'étude</i>	<i>Objet de l'étude</i>
<i>Krasé [35]</i>	<i>1959</i>	<i>Numérique</i>	<i>Conception des contours idéaux de la tuyère à bouchon</i>
<i>Berman et Crimp[36]</i>	<i>1961</i>	<i>Analytique</i>	<i>Modification de l'extrémité du bouchon</i>
<i>Rao [37]</i>	<i>1961</i>	<i>Numérique</i>	<i>Optimisation des contours des bouchons</i>
<i>Johnson et al [38]</i>	<i>1974</i>	<i>Numérique</i>	<i>Optimisation des tuyères à bouchons axisymétriques</i>
<i>Rommel et al [39]</i>	<i>1997</i>	<i>Numérique</i>	<i>Développement du champ d'écoulement à différentes pressions ambiantes</i>
<i>Ruf et McConnaughey [40]</i>	<i>1997</i>	<i>Numérique</i>	<i>Troncation de la tuyère à bouchon</i>
<i>Ito et al [41]</i>	<i>2002</i>	<i>Numérique</i>	<i>Conception du contour du bouchon</i>
<i>Besnard et al [42]</i>	<i>2002</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Conception et test d'un moteur aéropike annulaire ablatif de poussée</i>
<i>Lahouti et Tolouei [43]</i>	<i>2006</i>	<i>Numérique</i>	<i>Écoulements externes et internes d'une tuyère à bouchon tronqué avec purges de base</i>
<i>Shahrokhi et Noori [44]</i>	<i>2010</i>	<i>Numérique</i>	<i>Propriétés d'écoulement des formes de tuyère aéropike</i>
<i>Chutkey et al [45]</i>	<i>2014</i>	<i>Numérique et expérimental</i>	<i>Champs d'écoulement dans les tuyères à bouchon annulaire tronqué de différentes longueurs</i>
<i>Shanmuganathan et al [46]</i>	<i>2015</i>	<i>Numérique</i>	<i>Etude du champ d'écoulement des tuyères aéropike linéaires et annulaires</i>
<i>Kumar et al [47]</i>	<i>2017</i>	<i>Numérique et expérimental</i>	<i>Procédure de conception de la tuyère aéropike</i>

4. Tuyère E-D (expansion – déflexion)

La tuyère à expansion-déflexion (E-D) est une tuyère de fusée à compensation d'altitude. Elle ressemble à une tuyère à contour profilée, mais un "pintle" ou "corps central" est placé au centre de la tuyère. De ce fait, le flux est dévié vers l'atmosphère. L'avantage du corps central est qu'il permet au gaz d'échappement de s'écouler dans une direction plus extérieure que dans les tuyères profilées. De ce fait, la longueur de la tuyère diminue considérablement par rapport aux tuyères conventionnelles ayant le même rapport d'expansion.

En 2014, Schomberg et al [54] [55] ont remarqué la dépendance du coefficient de poussée de la géométrie quand les conditions de l'écoulement sont fortement en sur détente. Dans ces mêmes conditions, les résultats montrent que la poussée de la tuyère dépend du taux de changement de surface dans la région transsonique et la tuyère ED linéaire a une poussée plus élevée par rapport à la tuyère conventionnelle. **En 2012, Schomberg et Olsen [53]** conçu et testé la tuyère ED à différents rapports de pression, pour représenter son fonctionnement sur une plage d'altitudes théoriques. Ils ont signalé que l'efficacité de la tuyère ED est supérieure à celle de la tuyère CD conventionnelle. **En 2014, Wasko [50]** a étudié les performances des tuyères à bouchon et ED. Les résultats ont montré que les performances de la tuyère à bouchon pleine longueur est meilleure, alors que les performances de la tuyère ED n'est comparable qu'à celle d'une tuyère conique CD. **En 2014, Currao et al [57]** ont étudié expérimentalement sur une petite tuyère asymétrique linéaire par l'utilisation d'une peinture sensible à la pression (PSP) et une caméra infrarouge. Leur projet visait à valider les résultats numériques grâce aux mesures PSP.

Tableau 4 : études importantes menées sur les tuyères ED

<i>Les auteurs</i>	<i>Année</i>	<i>Nature de l'étude</i>	<i>Objet de l'étude</i>
Rao [48]	1960	Numérique et expérimental	Méthode de conception du contour de la paroi de la tuyère pour produire une poussée optimale
Mueller et Hall [49]	1968	Expérimental	Région d'écoulement séparé
Wasko [50]	1968	Expérimental	Effets du ressuage de base
Taylor et Hemsell [51]	2004	Numérique	Optimisation des tuyères ED pour la poussée par le vide
Taylor et al [52]	2010	Expérimental	Analyse de l'effet d'évacuation dans les tuyères ED
Schomberg et Olsen [53]	2012	Expérimental	Conception et test de tuyères ED à différents rapports de pression Effet de la géométrie de la tuyère ED sur le coefficient de

<i>Schomberg et al [54]</i>	2014	<i>Numérique et expérimental</i>	<i>poussée calculé</i>
<i>Schomberg et al [55]</i>	2014	<i>Expérimental</i>	<i>Comparaison de la variante linéaire de la tuyère ED à une tuyère CD conventionnelle</i>
<i>Schomberg et al [56]</i>	2014	<i>Numérique</i>	<i>Analyse des tuyères annulaires CD et ED</i>
<i>Currao et al [57]</i>	2014	<i>Expérimental</i>	<i>Application de PSP et caméra infrarouge à une petite tuyère asymétrique linéaire</i>

5. Les tuyères doubles galbes

Les tuyères double galbe sont considérées comme une solution pour maximiser l'efficacité à haute altitude, tout en évitant les charges latérales dangereuses à des altitudes plus basses. Une tuyère à double galbe se compose de deux contours différents, le premier fonctionne à basses altitudes par contre le deuxième est destiné à fonctionner à hautes altitudes. Ces deux contours sont séparés par un point de jonction

En 1949, Cowles et Foster [2] ont introduit le concept de la tuyère double galbe. Le concept a été breveté par la société Rocket dyne dans les années 60. **En 1994 Horn et Fisher [58]** ont confirmé la faisabilité de cette tuyère en procédant à de essais à Rocketdyne et en Europe par le Future European Space Transportation Investigations programme ; d'investigation sur le transport spatial européen (FESTIP). Ils ont étudié quatre combinaisons de contours pour trouver l'extension qui offrait les caractéristiques de transition d'écoulement et des performances à haute altitude les plus favorables. Il a été démontré que les performances des tuyères à double galbe sont inférieures à l'optimum théorique en raison des pertes liées à la traînée d'aspiration en mode basse altitude et de contour non optimal en mode haute altitude. Ils ont constaté que même avec de telles pertes, une tuyère à double cloche pouvait fournir une poussée suffisante pour transporter 12,1 % de charge utile supplémentaire par rapport à une tuyère CD conventionnelle ayant le même taux d'expansion. **En 1999, Frey et Hagemann [59]** ont étudié divers aspects de la conception de l'inflexion de paroi et de l'extension de la tuyère en mettant l'accent sur la dépendance du comportement de transition sur le type d'extension de la tuyère. **En 2013, Genin et al [63],[64]** ont mené des études expérimentales et numériques, sur les tuyères à double galbe pour l'évaluation de la distribution du flux de chaleur. Pour les deux modes de fonctionnement (niveau de la mer et altitude).et comme résultat ils ont démontré que la valeur du flux thermique augmente dans la région de l'inflexion du contour. La séparation des écoulements au niveau de l'inflexion augmente ce phénomène. Dans des conditions de

niveau de la mer, l'écoulement se sépare à l'inflexion du contour de manière contrôlée et symétrique. La génération de charge latérale continue de diminuer et la poussée augmente en raison du faible rapport de surface. Pendant le vol, la pression ambiante diminue, ce qui entraîne dans une augmentation du NPR. A une certaine hauteur, la transition NPR est atteinte et le point de séparation quitte l'inflexion du contour et se déplace rapidement vers la sortie de la tuyère. La poussée est améliorée en raison du plus grand rapport de surface. Ils ont testé aussi un modèle de tuyère plane à double galbe dans plusieurs conditions d'essai en écoulements froids et chauds. L'analyse du choc au niveau de l'inflexion du contour a donné une idée de la forme et de la position du front de séparation. En mode niveau de la mer, les résultats numériques et expérimentaux étaient en bon accord pour des valeurs NPR plus élevées, la position de séparation calculée était située plus en amont que celle mesurée dans les expériences. **En 2016, Schneider et Genin [70]** ont analysé l'effet de divers modèles de turbulence et de gradients de pression d'alimentation sur le comportement de transition de l'écoulement dans la tuyère double galbe. Ils ont trouvé de meilleurs résultats pour la turbulence de contrainte de Reynolds et le modèle Spalart-Allmaras. **En 2013 et en 2014 et en 2015, Verma et al [66],[67],[69]** ont mené trois études expérimentales , une pour étudier l'effet du nombre de Reynolds sur le comportement de transition d'une tuyère à double galbe pour des tests à l'intérieur d'une chambre de simulation à haute altitude, la deuxième pour étudier la dépendance du comportement de transition sur les fluctuations de la pression ambiante dans une tuyère à double galbe. la dernière pour étudier les conditions d'écoulement instable survenues pendant la transition sournoise en effectuant un test de gaz froid sur une tuyère à double galbe de sous-échelle fonctionnant dans des conditions de niveau de la mer. Dans cette dernière les résultats ont montré que le débit pendant la transition furtive était très instable et était la principale source de génération de charge latérale. **En 2016, Toufik et al [72]** ont étudié la conception de tuyères à double galbe et évaluer plusieurs paramètres de paroi et performances à l'aide de la méthode des caractéristiques. **En 2017, Kbab et al [73]** ont effectué une étude numérique et de simulation sur les tuyères double galbe. Ils ont proposé pour la première fois un profil TOP pour la tuyère de base.

Tableau 5: les études importantes sur les tuyères double galbe.

<i>Les auteurs</i>	<i>Année</i>	<i>Nature de l'étude</i>	<i>Objet de l'étude</i>
<i>Horne et Fisher [58]</i>	<i>1994</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Caractéristiques de performance des tuyères à double galbe</i>
<i>Frey et Hagemann [59]</i>	<i>1999</i>	<i>Analytique et expérimental</i>	<i>Dépendance du comportement de transition sur le type de rallonge de tuyère</i>
<i>Hagemann et al [60]</i>	<i>2002</i>	<i>Analytique et expérimental</i>	<i>Caractéristiques aérodynamiques</i>
<i>Stark et Genin [61]</i>	<i>2010</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Caractéristiques de la charge latérale</i>
<i>Genin et al [62]</i>	<i>2012</i>	<i>Numérique</i>	<i>Comportement du débit dans une tuyère à double galbe</i>
<i>Genin et al [63]</i>	<i>2013</i>	<i>Numérique et expérimental</i>	<i>Optimisation du comportement transitionnel par variation de la géométrie d'extension</i>
<i>Genin et al [64]</i>	<i>2013</i>	<i>Numérique et expérimental</i>	<i>Détermination de la répartition du flux thermique.</i>
<i>Genin et al [65]</i>	<i>2013</i>	<i>Numérique et expérimental</i>	<i>Tuyère planaire à double cloche dans plusieurs conditions d'essai</i>
<i>Verma et al [66]</i>	<i>2013</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Influence du nombre de Reynolds sur le comportement de transition à double galbe</i>
<i>Verma et al [67]</i>	<i>2014</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Influence des fluctuations de la pression ambiante sur le comportement de transition à double galbe</i>
<i>Davis et al [68]</i>	<i>2015</i>	<i>Numérique et expérimental</i>	<i>Procédure de conception de contour de buse à double cloche</i>
<i>Verma et al [69]</i>	<i>2015</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Conditions d'écoulement instable rencontrées pendant la transition sournoise</i>
<i>Schneider et Genin [70]</i>	<i>2016</i>	<i>Numérique</i>	<i>Effet de divers modèles de turbulence et gradients de pression d'alimentation sur le comportement de transition à double cloche</i>
<i>Toufik et al [72]</i>	<i>2016</i>	<i>Numérique</i>	<i>Conception de la tuyère à double galbe</i>
<i>Kbab et al [73]</i>	<i>2017</i>	<i>Numérique</i>	<i>Conception du profil de la tuyère à double galbe</i>

En 2005, en 2012Chasman et al [74],[75],[76] ont menée trois études expérimentales sur les tuyères multi galbe (MNG), dans la première, ils ont étudié l'optimisation multidisciplinaire (MDO) pour concevoir une configuration multi galbe innovante. Dans la deuxième ils ont effectué les tests à feu chaud de 91 tuyères de configuration MNG caractérisées par une érosion de tuyère extrêmement élevée à une vitesse moyenne de 0,5 lb/sec.et dans la troisième, ils ont étudié les pertes visqueuses du MNG lors d'essais de moteurs hybrides. Les pertes visqueuses dans l'écoulement à travers

le MNG ont fait chuter l'efficacité de 3 % par rapport à celle d'une tuyère unique équivalente (ESN). Il peut être mentionné ici qu'une seule tuyère qui partage le même contour de tuyère à l'échelle et la même zone de gorge globale ainsi que la même zone de sortie est appelée un ESN. Le système MNG peut améliorer les performances de plus de 11% en raison de ses économies de masse et de longueur

Tableau 6 : les études principales effectuée sur les tuyères multi galbe

<i>Les auteurs</i>	<i>Année</i>	<i>Nature de l'étude</i>	<i>Objet de l'étude</i>
<i>Chasman et al [74]</i>	<i>2005</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Méthode MDO pour la conception de MNG</i>
<i>Chasman et al [75]</i>	<i>2005</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Érosion par tuyère dans un MNG</i>
<i>Chasman et al [76]</i>	<i>2012</i>	<i>Expérimental</i>	<i>Pertes visqueuses de MNG dans les tests de moteurs hybrides</i>

1.2. Généralité sur les tuyères

1.2.1. Définition de la tuyère supersonique

Une tuyère supersonique est une conduite de forme convergente-divergente qui a un profil spécifiquement étudié. Elle met en communication une chambre contenant un gaz comprimé avec un milieu extérieur d'évacuation. La chambre et le milieu extérieur sont à des pressions différentes pour permettre le mouvement du gaz. La tuyère supersonique a pour rôle d'accélérer les gaz d'une vitesse faible à l'entrée du convergent à une vitesse sonique au col puis à une vitesse supersonique à la sortie du divergent de la tuyère. La forme de la tuyère permet de détendre les gaz. L'opération de détente transforme l'énergie potentielle du gaz en énergie cinétique. Tout le long de la tuyère, la vitesse du gaz augmente, cependant que sa pression et sa température diminuent. La tuyère supersonique est appelée *tuyère De-Laval*, elle est représentée dans la figure 1.[77], [78].

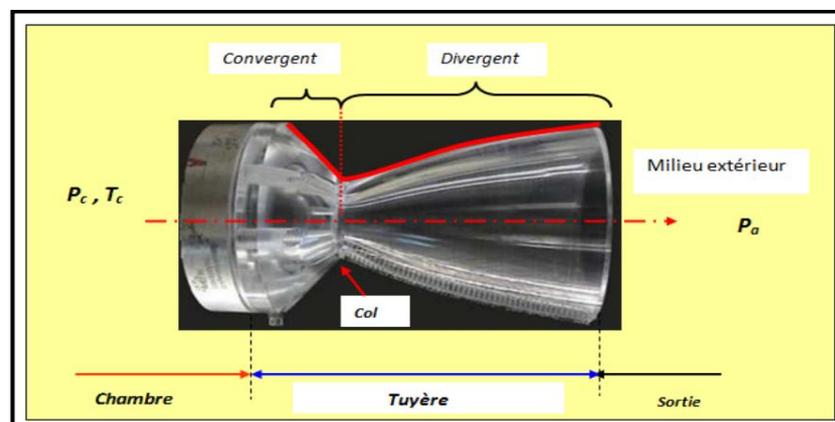


Figure (I.1) : La tuyère De-Laval [79].

1.2.2. Types de tuyères

1.2.2.1. Tuyères conventionnelles

a. Tuyères Coniques

Les tuyères à profils coniques sont utilisées particulièrement en raison de la simplicité de la conception et de la réalisation de leur divergent. La vitesse de sortie de ce type de tuyère est essentiellement égale à la valeur correspondante à un rapport de détente unidimensionnel, à l'exception de la direction de l'écoulement à la sortie qui n'est pas complètement axial, d'où une perte de performances due à la divergence de l'écoulement. L'angle de divergence se situe entre 15 et 25 degrés. Ce type de profil simple équipe principalement les missiles et les propulseurs à poudre. Un exemple de tuyère conique est la tuyère de la fusée historique allemande V-2



Figure (I.2) : *Tuyère Conique.*

b. Tuyère à contour profilé

Comme on vient de le voir, les tuyères coniques engendrent une perte de poussée considérable à cause de la divergence de l'écoulement à la sortie, donc pour remédier à ce problème ; il faut tourner le contour du divergent vers l'intérieur pour ramener l'écoulement à une direction axiale et aller avec la partie divergente près du col à des valeurs de divergence relativement importantes pour compenser la détente manquée en faisant incliner le profil vers l'intérieur c'est justement le but de cette conception.

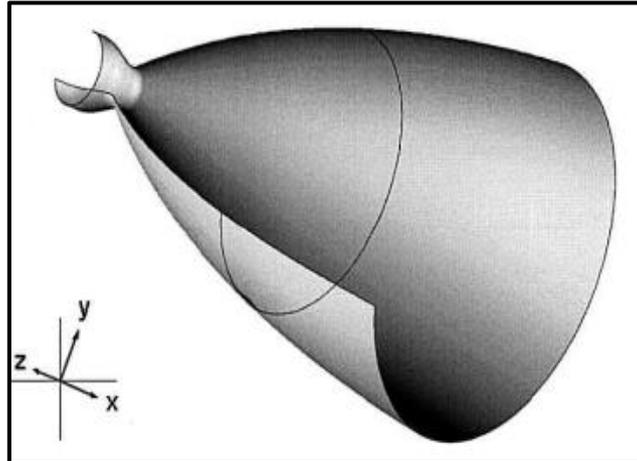


Figure (I.3) : *Tuyère à contour profilé.*

c. Tuyère à noyau centrale

Tuyère comportant un corps central qui obture plus ou moins l'orifice de la sortie en vue d'améliorer les performances en modifiant le débit et la forme du jet.



Figure (I.4) : *Tuyère à noyau centrale.*

1.2.2.2. Tuyères innovantes

a. Tuyère à section variable

La sortie de la tuyère est à section variable et constituée d'une multitude de volets qui, en se rapprochant ou en s'écartant, modifient le diamètre de la tuyère afin qu'elle soit "adaptée".

Afin de se rapprocher le plus possible de la forme circulaire, les demi-voltes sont réalisées par une multitude de petits volets, s'emboîtant les uns dans les autres. En général la commande de position est assurée par un anneau qui est tiré ou poussé (fermeture – ouverture) par des vérins répartis à la périphérie du canal de post-combustion. La pression

et la vitesse du jet maintiennent plaqués les volets sur l'anneau de commande. Un ergot de position interdit aux volets de descendre lorsque le moteur est arrêté.



Figure (I.5): *Tuyère à section variable.*

b. Tuyère à chevrons (tuyères en dents de scie)

C'est une tuyère pour les turboréacteurs de type double flux d'air séparés, comportant :

- Une paroi interne à l'intérieur de laquelle circule un flux d'air primaire (FP) et qui comporte, à l'extrémité externe, des chevrons
- Une paroi externe entourant au moins partiellement la paroi interne et le long de laquelle s'écoule un flux d'air secondaire (FS), la paroi externe étant mobile le long de la paroi interne.

L'invention trouve des applications dans le domaine de l'aéronautique et, en particulier, dans le domaine de la réduction des nuisances sonores extérieures produites par les turboréacteurs d'un aéronef notamment lors de la phase de décollage.



Figure (I.6) : *Tuyère à chevrons.*

c. Tuyère orientable

C'est une tuyère articulée autour d'un ou deux axes comportant une partie fixe d'une part et de l'autre une partie pivotante et des vérins de commande permettant de déplacer la partie pivotante avec déformation de la structure annulaire élastique ce qui permet d'orienter l'axe de poussé.

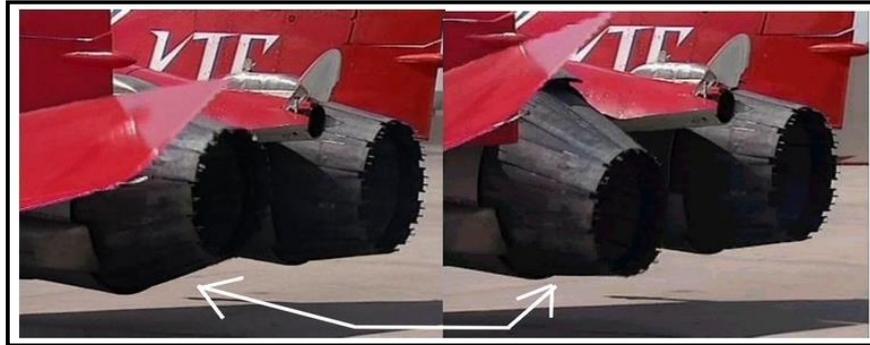


Figure (I.7) : *Tuyère orientable.*

d. Tuyère à divergent déployable

Cette tuyère présente un axe longitudinal et comprend une première partie définissant un col de tuyère et un premier tronçon de divergent fixe, au moins un deuxième tronçon de divergent déployable de section supérieure à celle du premier tronçon et un mécanisme de déploiement du deuxième tronçon disposé à l'extérieur des premier et deuxième tronçon de divergent. Le déploiement de la partie déployable du divergent s'effectue de façon automatique à partir d'une commande électrique ou hydraulique, voire pneumatique.

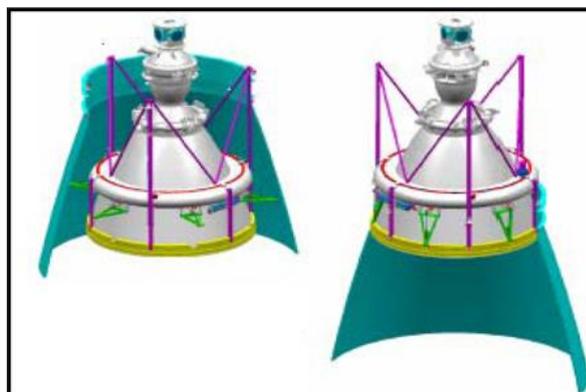


Figure (I.8) : *Tuyère déployable.*

e. Tuyère double-galbe

Le principal objectif d'une tuyère double-galbe est le gain de performances par principe d'auto-adaptations en fonction de l'altitude.

En effet, ce système a pour avantage d'avoir une auto adaptation de l'écoulement pour deux régimes de fonctionnement (à basse et à haute altitude) sans activation mécanique. Le principe est théoriquement assez simple mais les efforts structurels mis en jeu peuvent être importants. Il en découle une étude approfondie de ce concept afin de garantir un fonctionnement optimal de ce système.

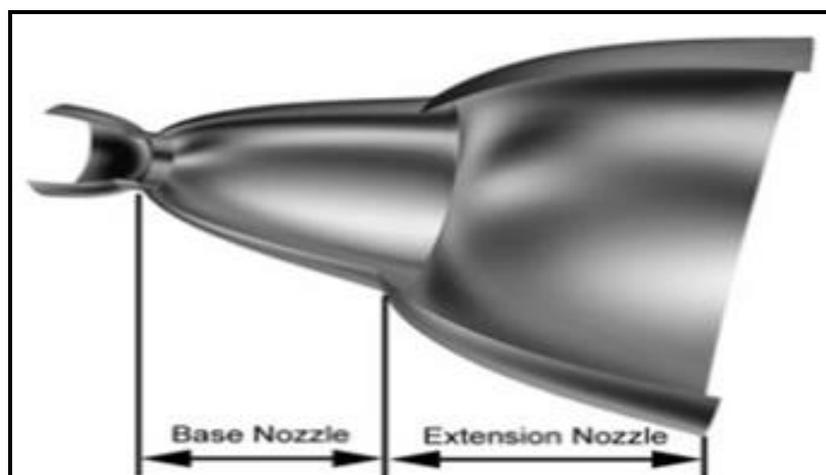


Figure (I.9) : *Tuyère double galbe*

Chapitre II :

Application sur les

tuyères

1. Introduction

Les simulations numériques de la dynamique des fluides couramment connues la CFD (Computational Fluid Dynamics) sont devenues un outil privilégié d'investigation dans les sciences et les technologies. Elles ont pour but de reproduire par le calcul le comportement d'un système décrit par un modèle très souvent constitué d'équations aux dérivées partielles. Ces équations correspondent à la traduction mathématique de lois scientifiques. La simulation numérique renforce donc l'étude mathématique (analyse) de ces équations et de leur résolution numérique.

Les écoulements internes ont pour caractère particulier l'absence de conditions aux limites à l'infini, ce qui n'est pas le cas des écoulements externes. L'influence des parois se manifeste donc dans toutes les directions, sauf éventuellement aux sections d'entrée et de sortie du fluide. On trouve ces types d'écoulement particulièrement dans les systèmes de propulsion des avions et de fusées.

La détermination et l'identification des caractéristiques des écoulements internes dans les tuyères supersoniques constituent un cas d'étude très intéressant vue la complexité de modéliser l'écoulement interne qui passe du régime subsonique au régime supersonique, d'où les effets de compressibilité non négligeables. La diversité des géométries possibles entraîne évidemment une grande variété dans la structure des écoulements (choc, décollement de couche limites, zones de recirculation). Ces phénomènes sévères rendent difficiles les simulations numériques.

L'expérience alimente la simulation. Inversement, l'exploration des nombreuses solutions rendue possible par la simulation, permet d'observer ou de prévoir des comportements inattendus, donc fait progresser la connaissance.

Les écoulements de fluides, que ce soient des écoulements internes ou écoulements externes, en régime laminaire ou turbulent sont décrits par le système d'équations aux dérivées partielles (E.D.P). Ainsi, tous les phénomènes physiques sont régis par ce système formé d'équations : de continuité, de quantité de mouvement et d'énergie qu'il convient de résoudre pour connaître les caractéristiques du champ thermique et du champ d'écoulement.

La phase de discrétisation c'est une étape de l'approche numérique se met en accord avec le choix de la méthode de discrétisation pour le modèle mathématique sélectionné, et comporte deux étapes :

- Discrétisation de l'espace (maillage)
- Discrétisation des équations

La discrétisation de l'espace consiste à mettre en place un maillage, avec lequel on remplace l'espace continu par un nombre fini de points où les valeurs numériques des variables seront déterminées. Une fois le maillage est défini les équations peuvent être discrétisé, ce qui nous permet de transformer les équations de forme différentielle ou intégrale à des équations algébriques discrètes, comportant les valeurs des inconnus qui sont reliées à chaque point du maillage.

Pour mettre en œuvre un schéma numérique il faut suivre les étapes suivantes :

2. Le choix de la méthode de discrétisation des équations

L'analyse de l'algorithme numérique sélectionné, cette étape concerne l'analyse des qualités du schéma en termes de stabilité et de convergence

L'un de cet outil utilisé est l'ANSYS **19** est un outil de conception assistée par ordinateur (*CAO*) qui permet la conception et la génération des géométries en 3D/2D et applique des simulations. Il permet de construire des surfaces et des volumes à partir d'une série de points définissant la géométrie de base. Une fois la géométrie construite, elle peut être exportée en différents formats vers le générateur de maillage et les solveurs pour faire les analyses ou les simulations. **ANSYS 19** est un logiciel de génie mécanique qui collabore à de nombreux différents types de logiciels utilisés dans différents domaines comme : Vibrations, mécanique des fluides, aérodynamique, transfert de chaleur et dynamiques. Pour notre étude, deux systèmes de composants **d'ANSYS 19** sont utilisés pour effectuer le calcul aérothermique ; GEOMETRY, ICEM CFD et un système d'analyse FLUENT. **FLUENT** est un solveur qui utilise un maillage non structuré 2D ou 3D (avec la méthode de volume fini). Ces maillages sont : soit des maillages triangulaires (tétraédriques en 3D), soit des maillages structurés interprétés en format non structuré comme des rectangles (hexaèdres), pour une simulation de tous les écoulements compressibles ou incompressibles, impliquant des phénomènes physiques complexes tels que la turbulence, le transfert thermique, les réactions chimiques, les écoulements multiphasiques... sur les géométries industrielles. L'analyse en 2D ou 3D montre la capacité de FLUENT à simuler les caractéristiques de l'écoulement autour des tuyères supersonique. Ce problème est résolu en utilisant les équations d'Euler.

L'ANSYS-Fluent ont fait objet de description dans plusieurs études précédentes [78][79], dans notre cas on va s'intéresser à OPENfoam, dans ce chapitre on va essayer de donner une description générale et les étapes à suivre pour simuler un écoulement dans les tuyères en utilisant ce logiciel.

3. Simulation OpenFOAM de la tuyère MLN

3.1. Introduction Générale OpenFOAM

OpenFOAM (Open Field Operation and Manipulation) est une boîte à outils de simulation multi-physiques principalement axée sur la résolution des équations de la mécanique des fluides. Il est distribué depuis 2004 sous licence libre et open source GNU GPL par la société britannique OpenCFD Ltd (acquise par SGI le 8 août 2011, puis par ESI Group le 11 septembre 2012). Son développement, en C++, a été amorcé par l'Imperial College London qui souhaitait un code de calcul basé sur la méthode des volumes finis et bénéficiant des dernières innovations en termes de langage informatique.

Il est principalement constitué d'une bibliothèque logicielle en langage C++ libre, et de différents outils, sous forme de bibliothèques et applications, permettant d'effectuer des résolutions. Il est livré avec de nombreux solveurs couvrant une large gamme de domaines tels que la combustion, les écoulements compressibles, incompressibles, multiphasiques, avec réactions chimiques, les transferts thermiques... Différents modèles de turbulence (RANS, LES...) sont également présents. OpenFOAM est distribué avec ParaView, un logiciel de post-traitement open-source. Pour les utilisateurs préférant utiliser leur outil de visualisation, il existe des modules d'export pour Fluent, EnSight, Fieldview.

Le code OpenFOAM vu comme une bibliothèque C++ prend tout son intérêt lorsqu'il s'agit d'utiliser de nouveaux modèles. En effet, contrairement à la majorité des codes scientifiques écrits de façon séquentielle (souvent en Fortran), OpenFOAM profite de la puissance des langages orientés objet.

Cette structure sous forme de classes permet de se rapprocher de l'écriture mathématique en termes d'opérateur divergence, rotationnel, gradient, laplacien, dérivée temporelle ...

Aucune connaissance approfondie du C++ n'est nécessaire pour écrire son modèle dans OpenFOAM.

- Version OpenFOAM utiliser dans notre simulation : version 8 installer sur Ubuntu 20.04

3.2. Importer le maillage de Ansys

Tout d'abord on a exporté le maillage de Ansys Fluente sous forme d'un fichier **galb1.msh** pour l'écraser sur OpenFOAM

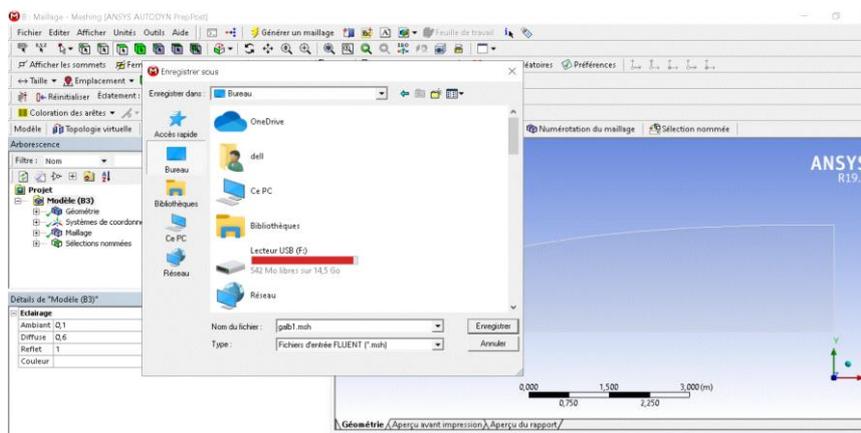


Figure (II.1) : importation de maillage fluent

- Les conditions limites utilisées sur OpenFOAM sont prises de Ansys Configuration car ce logiciel calcule automatiquement tous les paramètres, C'est pour avoir des valeurs précises

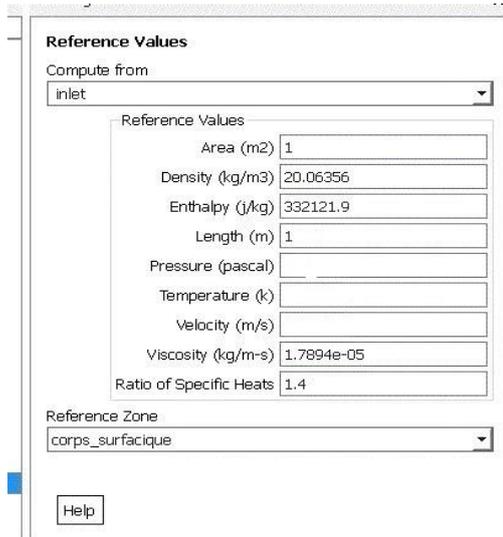


Figure (II.2) : les condition limite à l'entrée

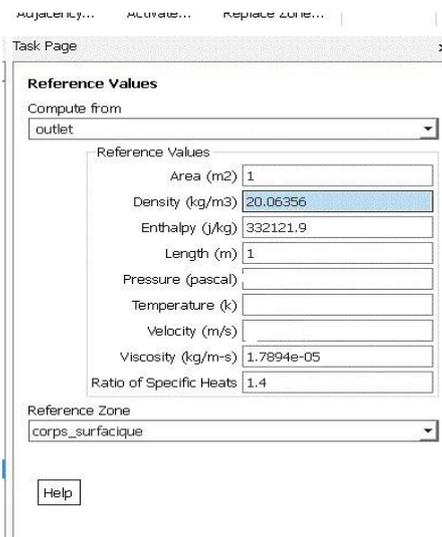


Figure (II.3) : les conditions aux limites à la sortie

3.3. Solveur utilise dans la simulation

OpenFOAM n'a pas de solveur générique applicable à tous les cas. Au lieu de cela, les utilisateurs doivent choisir un solveur spécifique pour une classe de problèmes à résoudre. Les solveurs avec la distribution OpenFOAM se trouvent dans le répertoire **tutorial**. Ce répertoire est subdivisé en plusieurs répertoires par catégorie de mécanique des milieux continus, par ex. écoulement incompressible, transfert de chaleur, polyphasique, lagrangien, combustion. Chaque solveur reçoit un nom descriptif. Pour certains solveurs, principalement

incompressibles, il reflète l'algorithme, par exemple simpleFoam utilisant l'algorithme SIMPLE, pimpleFoam utilisant l'algorithme PIMPLE. Le plus souvent, le nom reflète les modèles physiques ou le type de problème qu'il est conçu pour résoudre, par exemple ShallowWaterFoam, sonicFoam, cavitatingFoam.

Le solveur utilisé dans cette simulation est **rhoPimpleFoam** qui est un solveur transitoire pour l'écoulement turbulent de fluides compressibles pour les applications HVAC (Heating , Ventilation and Air-Conditioning) . C'est-à-dire pour tout ce qui se rapporte au niveau de la thermique et similaires, avec des changements de mouvement de maillage et de topologie de maillage en option.

sonicFoam : Il est utilisé pour les écoulements transitoires supersoniques d'un gaz compressible.

3.4. Présentation du problème

Notre problème réside dans la comparaison entre deux logiciels de simulation Ansys fluent et OpenFOAM pour le cas d'une tuyère a un seul galbe (tuyère supersonique), on a choisi de faire le cas d'un écoulement supersonique adapté sans onde de choc interne. Considérons le fluide dans la tuyère comme étant un gaz parfait entièrement au repos.

Structure du cas

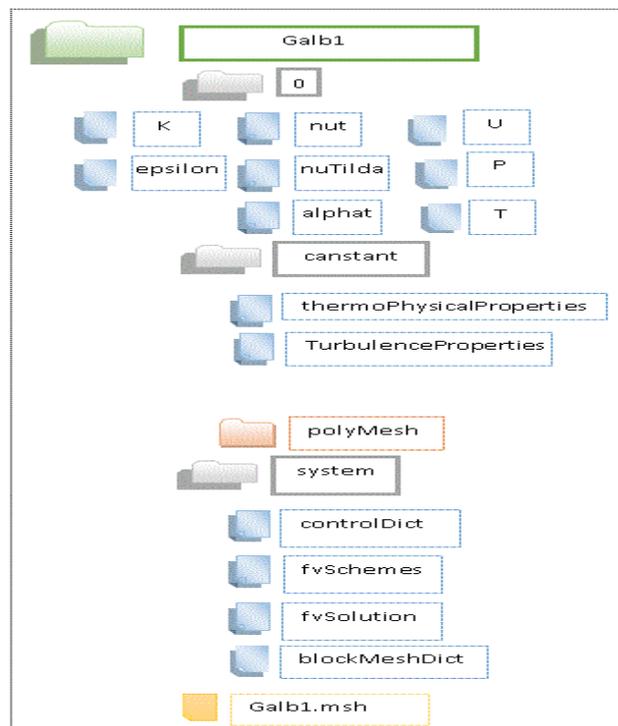


Figure (II.4) : le schéma descriptif de problème

3.5. Traitement

3.5.1. Fichier constant (Génération du maillage)

Après le choix de solveur **rhoPimpleFoam** dans le répertoire **tutorial** nous l'avons emmené dans le répertoire **run** pour l'utiliser sur notre cas de simulation. On remarque qu'il existe trois fichiers dans le solveur (0, constant, System).

- **Le fichier constant** : contient le maillage. Tout d'abord on a écrasé le fichier galb1.msh sur le solveur choisi pour réaliser ce travail on tape sur **Terminal** les commandes suivantes

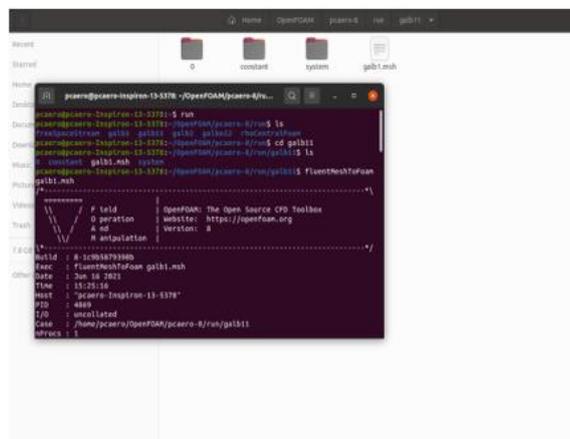


Figure (II.5) : lancement de la commande dans terminal

D'après ça on aura la création du fichier polyMesh sur constant, ce dernier contient les coordonnées du maillage

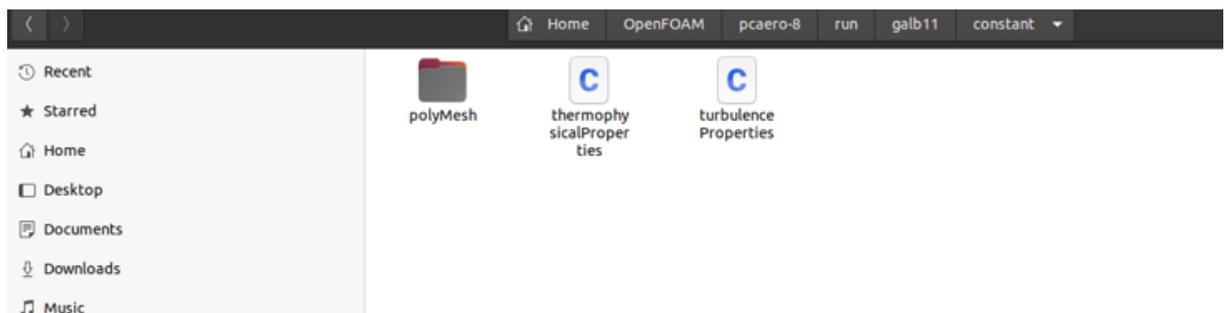


Figure (II.6) : Fichier polyMesh

❖ La page thermophysical Properties

Contient les propriétés de fluide utilise comme dans notre cas c'est un gaz idéal on prend la valeur de ses propriétés par défaut :

- ✓ **Dans notre cas** : Cp l'air 1007,

✓ **specie** : c'est les molécules utilisées comme dans notre cas on a utilisé l'air comme idéal gaz cette valeur est pris par défaut

✓ **As et Ts** : ce sont des coefficients de la viscosité dynamique (μ) de l'air dépend de la temperature car on a utilisé un fluide compressible ses valeurs on les a pris par défaut.

$$\mu = \frac{A_s \times T^{3/2}}{T + T_s} \quad (1)$$

```

1 | /*-----*- C++ -*/
2 | =====
3 | \ \ \ \ \ \ F i e l d           | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
4 | \ \ \ \ \ \ O p e r a t i o n   | Website: https://openfoam.org
5 | \ \ \ \ \ \ A n d               | Version: 6
6 | \ \ \ \ \ \ M a n i p u l a t i o n |
7 | /*-----*-
8 | FoamFile
9 | {
10 |   version      2.0;
11 |   format       ascii;
12 |   class        dictionary;
13 |   location     "constant";
14 |   object       thermophysicalProperties;
15 | }
16 | // *****
17 |
18 | thermoType
19 | {
20 |   type         hePsiThermo;
21 |   mixture      pureMixture;
22 |   transport    sutherland;
23 |   thermo       hConst;
24 |   equationOfState perfectGas;
25 |   specie       specie;
26 |   energy       sensibleInternalEnergy;
27 | }
28 |
29 | mixture
30 | {
31 |   specie
32 |   {
33 |     molWeight  28.9;
34 |   }
35 |   thermodynamics
36 |   {
37 |     Cp         1007;
38 |     Hf         0;
39 |   }
40 |   transport
41 |   {
42 |     As         1.4792e-06;
43 |     Ts         116;
44 |   }
45 | }

```

Figure (II.7) : fichier constant

❖ **La page Propretés de turbulence**

Contient le modèle de turbulence utilise, dans notre cas on a utilisé k-epsilon / turbulence on ; c'est-à-dire signifie l'existence de turbulences dans notre cas d'écoulement.

```

1 |/*-----* C++ *-----*/
2 |
3 |      F i e l d      | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
4 |      O p e r a t i o n      | Website: https://openfoam.org
5 |      A n d      | Version: 6
6 |      M a n i p u l a t i o n      |
7 |/*-----*/
8 FoamFile
9 {
10     version      2.0;
11     format      ascii;
12     class      dictionary;
13     location      "constant";
14     object      turbulenceProperties;
15 }
16 // *****
17
18 simulationType RAS;
19
20 RAS
21 {
22     RASModel      kEpsilon;
23
24     turbulence      on;
25
26     printCoeffs      on;
27 }
28

```

Figure (II.8) : le model de turbulence

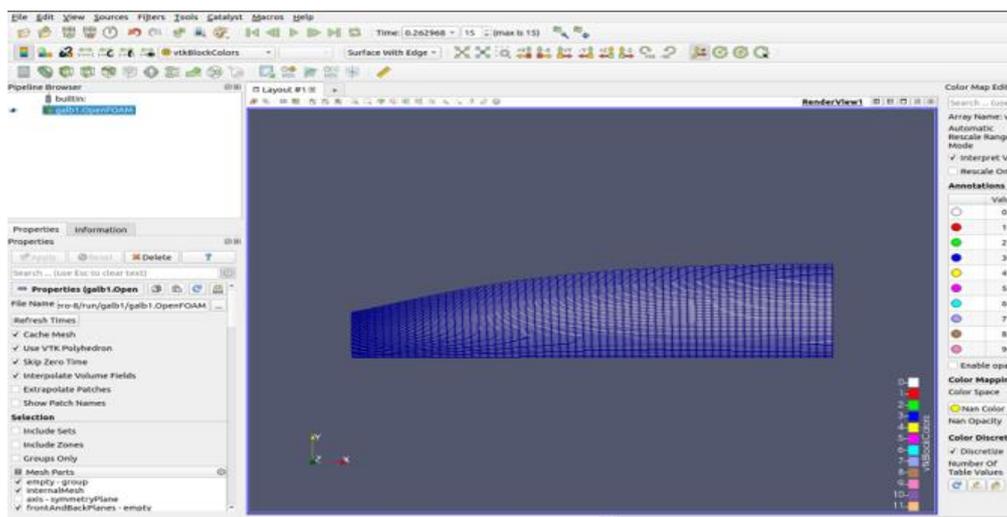


Figure (II.9) : maillage sur paraview

3.5.2. Fichier 0 (injecter les conditions aux limites)

D'après quelques modifications de nom des arrêtes de tuyère pour qu'elle soit adéquat à celle de maillage sur Ansys fluent (inlet « patch », outlet « patch », axis « symmetryPlane », Wall « Wall », frontAndBackPlanes « empty ») dans la page boundary sur le fichier polyMesh.

- **Dans le fichier (0)** on commence d'injecter les conditions aux limites de la tuyère a la place des pointées de la pression (page « P »), température (page « T »), et Velocity (page « U »)

```

----- C++ -----
|
| OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| Website: https://openfoam.org
| Version: 8
|
-----*/

FoamFile
{
  version 2.0;
  format ascii;
  class volScalarField;
  object T;
}

// *****

dimensions [0 0 0 0];

internalField uniform ...;

boundaryField
{
  inlet_
  {
    type fixedValue;
    value uniform ...;
  }

  outlet_
  {
    type inletOutlet;
    inletValue uniform ...;
    value uniform ...;
  }

  axis
  {
    type symmetryPlane;
  }

  wall
  {
    type zeroGradient;
  }

  frontAndBackPlanes
  {
    type zeroGradient;
  }

  empty;
}

//

```

Figure (II.10) : condition de pression pour toutes les parois

```

----- C++ -----
|
| OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| Website: https://openfoam.org
| Version: 8
|
-----*/

FoamFile
{
  version 2.0;
  format ascii;
  class volScalarField;
  object T;
}

// *****

dimensions [0 0 0 1 0 0 0];

internalField uniform ...;

boundaryField
{
  inlet_
  {
    type fixedValue;
    value uniform ...;
  }

  outlet_
  {
    type inletOutlet;
    inletValue uniform ...;
    value uniform ...;
  }

  axis
  {
    type symmetryPlane;
  }

  wall
  {
    type inletOutlet;
    inletValue uniform ...;
    value uniform ...;
  }

  frontAndBackPlanes
  {
    type empty;
  }
}

//

```

Figure (II.11) : conditions température pour toutes les parois

```

----- C++ -----
|
| OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| Website: https://openfoam.org
| Version: 8
|
-----*/

FoamFile
{
  version 2.0;
  format ascii;
  class volVectorField;
  object U;
}

// *****

dimensions [0 1 -1 0 0 0 0];

internalField uniform (... 0 0);

boundaryField
{
  inlet_
  {
    type fixedValue;
    value uniform (...| 0 0);
  }

  outlet_
  {
    type inletOutlet;
    inletValue uniform (0 0 0);
    value uniform (0 0 0);
  }

  axis
  {
    type symmetryPlane;
  }

  wall
  {
    type noSlip;
  }

  frontAndBackPlanes
  {
    type empty;
  }
}

//

```

Figure (II.12) : condition de vitesse pour toutes les parois

Dans le fichier 0 on trouvera ces pages (alphanu, epsilon, K, nut, nuTilda) a cote des pages des conditions aux limites (P, T, U)

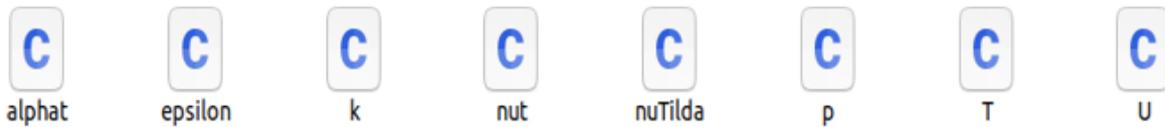


Figure (II.13) : le fichier 0

- **Nutilda et nut** : viscosité-variable équivalente doit être définie comme condition aux Limites lors de l'utilisation du modèle de turbulence LES Spalart-Allmaras. Spalart-Allmaras est un modèle basé sur LES (Large Eddy Simulation) qui résout le transport de nuTilda. Elle est également appelée variable de Spalart-Allmaras.

Dans les simulations de CFD utilisant LES modèles, les turbulences variables en Wall sont définies comme une valeur fixe de zéro gradient. Ceci n'est valide que si la vitesse au mur est zéro, c'est-à-dire aucune oscillation et donc aucune turbulence.

- ✓ Dimensionnement physique (0 2 -1 0 0 0 0) pour nut et nutilda

Dans notre cas nous avons pris leur valeur comme zéro gradient pour inlet, outlet, et Wall

- **K-epsilon (K-ε)** : Le modèle k-epsilon pour la turbulence est le plus courant pour simuler les caractéristiques d'écoulement moyen dans des conditions d'écoulement turbulent.

Il appartient à la famille de modèles de turbulence de Reynolds-averaged Navier Stokes (RANS) où tous les effets de la turbulence sont modélisés.

C'est un modèle à deux équations. Cela signifie qu'en plus des équations de conservation, il résout deux équations de transport (PDE), qui tiennent compte des effets historiques tels que la convection et la diffusion de l'énergie turbulente.

Les deux variables transportées sont l'énergie cinétique turbulente (K), qui détermine l'énergie en turbulence, et le taux de dissipation turbulente (ε), qui détermine le taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente.

Le modèle k-ε fiable pour les écoulements à cisaillement libre, tels que ceux avec des gradients de pression relativement faibles, mais pourrait ne pas être le meilleur modèle pour les problèmes impliquant des gradients de pression défavorables, de grandes séparations et des écoulements complexes avec de fortes courbures. Il existe différentes variantes du

modèle k-epsilon telles que Standard, Realizable, RNG, etc. chacune avec certaines modifications pour mieux fonctionner dans certaines conditions d'écoulement du fluide.

- ✓ Dimensionnement physique (0 2 -2 0 0 0 0) de l'énergie cinétique turbulente (K)

Dans notre cas sa valeur fixe pris par défaut 0.001 pour inlet, outlet, et Wall

- ✓ Dimensionnement physique (0 2 -3 0 0 0 0) pour le taux de dissipation turbulente (ϵ)
epsilon

Dans notre cas sa valeur fixe pris par défaut 0.01 pour inlet, outlet, et Wall

- **Alphat** : la condition aux limites alphat fournit une contrainte de paroi sur la conductivité

Thermique turbulente cinématique, c'est-à-dire alphat pour la modélisation de la couche limite atmosphérique.

La condition suppose une distribution logarithmique de la température potentielle dans la première cellule.

- ✓ Dimensionnement physique (1 -1 -1 0 0 0 0) pour alphat

Dans notre cas sa valeur fixe pris par défaut 1 pour inlet, outlet

3.5.3. Fichier System

Dans le fichier system on trouvera les pages (blockMeshDict, controlDict, fvSchemes, fvSolution)

- **blockMeshDict** : contient les noms des arrêtes de la tuyère avec ses dimensionnements
- **controlDict** : contient le temps de départ de la simulation et le temps de la fin de la simulation avec le pas du temps comme dans notre cas (temps de départ = 0s , temps de fin = 0.3s , le pas du temps = 0.0001 , writeInterval = 20 (it mean after 20 time step folder will be generates) , maxCo= 0.5 (it's current Number of Stability we put only between [0.5 – 1]) les autres valeurs pris par défaut

3.6. Lancement du calcul

D'après qu'on a fait toutes ces modifications on lance le calcul par taper les commandes suivant sur terminal

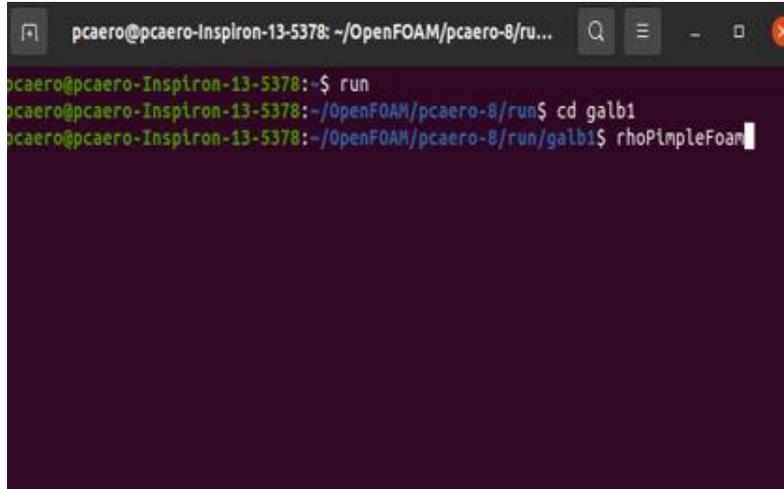


Figure (II.17) : lancement de calcul dans terminal

Le calcul sur terminal dans la figure suivante

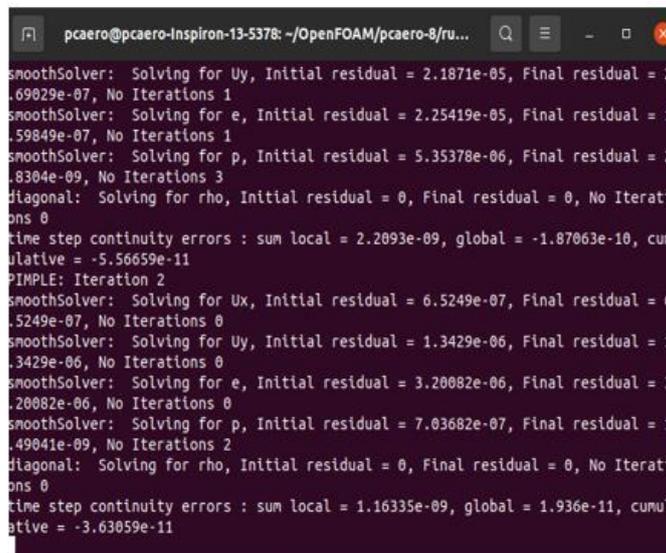


Figure (II.18) : le calcul de simulation

- À la fin de calcul aura création de tous les fichiers de calcul de simulation d'après chaque pas du temps comme on peut voir sur la figure suivante

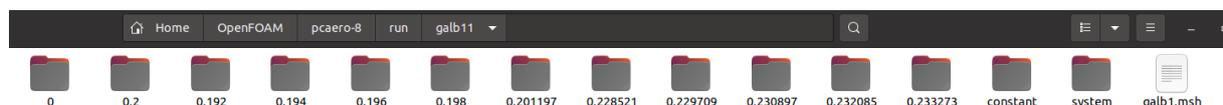


Figure (II.19) : nombre d'itération

Lorsque nous ouvrons l'un des fichiers créés après chaque pas du temps



Figure (II.20) : apparitions de nombre de mach

On trouvera l'apparition du nombre de mach (page M)

3.7. Ajouter le nombre de mach

- Voici les pages existant dans le solveur d'installation

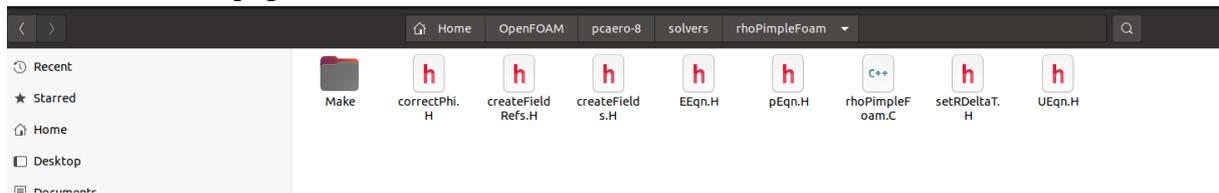


Figure (II.21) : le solveur d'installation

- Les commandes suivant taper sur terminal pour ajouter des modifications sur la page createFields.H dans le solveur

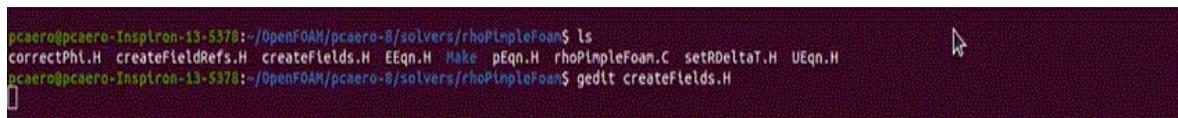


Figure (II.22) : terminal

- Sur la page createFields.H on déclare la vitesse du son (a) et le nombre de mach (M) comme c'est Montre dans la figure (II.23)

L'équations $[\sqrt{\text{thermo.Cp}() / \text{thermo.Cv}() / \text{thermo.psi}()}]$ c'est un programme C++ pour calculer la vitesse de son (a) Equivalent a ($a = \sqrt{\gamma R T}$, coefficient de laplace $\gamma = \frac{C_p}{C_v} = 1,4$ et constant spécifique de l'air $R=287,058$, T : c'est la temperature)

C_p ; la capacité thermique isobare massique (anciennement chaleur spécifique sous une pression constante).

C_v ; la capacité thermique isochore massique (anciennement chaleur spécifique sous un volume constant).

Et l'équation déclare au-dessus $[(u) / a]$ C'est la relation de nombre de Mach ($M = \frac{U}{a}$,

U : c'est la vitesse de fluide dans l'environnement local, et a : vitesse de son dans la matière)

```

Open [ ] createFields.H
~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam
34 (
35     "U",
36     runTime.timeName(),
37     mesh,
38     IOobject::MUST_READ,
39     IOobject::AUTO_WRITE
40 ),
41 mesh
42 );
43
44 volScalarField a
45 (
46     IOobject
47     (
48         "a",
49         runTime.timeName(),
50         mesh,
51         IOobject::NO_READ,
52         IOobject::AUTO_WRITE
53     ),
54     Foam::sqrt(thermo.Cp()/thermo.Cv()/thermo.psi())
55 );
56 );
57
58 volScalarField Mach
59 (
60     IOobject
61     (
62         "Mach",
63         runTime.timeName(),
64         mesh,
65         IOobject::NO_READ,
66         IOobject::AUTO_WRITE
67     ),
68     Foam::magSqr(U)/a
69 );
70
71 #include "compressibleCreatePhi.H"
72
73 pressureControl pressureControl
74 (
75     p,
76     rho,
77     pimple.dict(),
78     thermo.incompressible()
79 );
80
81 mesh.setFluxRequired(p.name());
82
83 Info<< "Creating turbulence model\n" << endl;
84 autoPtr<compressible::momentumTransportModel> turbulence
85 (
86     compressible::momentumTransportModel::New
87     (
88         rho.

```

Figure (II.23) : la page createFields.H

D’après l’étape de déclaration de la vitesse de son et le nombre de mach on doit compiler cette étape par les commandes qui sont mentionnés dans la Figure (II.24) taper sur terminal

```

pcaero@pcaero-Insprion-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$ ls
correctPhi.H createFieldRefs.H createFields.H Eqn.H Make pEqn.H rhoPimpleFoam.C setPDeltaT.H UEqn.H
pcaero@pcaero-Insprion-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$ gedit createFields.H
pcaero@pcaero-Insprion-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$ wclean
pcaero@pcaero-Insprion-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$ wmake
Making dependency list for source file rhoPimpleFoam.C
g++ -std=c++11 -m64 -Dlinux64 -DWM_ARCH_OPTION=64 -DWM_DP -DWM_LABEL_SIZE=32 -Wall -Wextra -Wold-style-cast -Wnon-virtual-dtor -Wno-unused-parameter -Wno-invalid-offsetof -Wno-attributes -O3 -DNoReposit
ory -ftemplate-depth-100 -I/opt/openfoam8/src/thermophysicalModels/basic/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/momentTransportModels/momentTransportModels/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/momentTransportMod
els/compressible/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/thermophysicalModels/basic/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/momentTransportModels/momentTransportModels/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/momentTransportMod
els/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/sampling/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/dynamicFvMesh/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/flintVolume/cfdTools -I/opt/openfoam8/src/flintVolume/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/meshToo
ls/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/OpenFOAM/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/OSspecific/POSIX/lnInclude
-PIC -c rhoPimpleFoam.C -o Make/linux64GccDPInt32Opt/rhoPimpleFoam.o
g++ -std=c++11 -m64 -Dlinux64 -DWM_ARCH_OPTION=64 -DWM_DP -DWM_LABEL_SIZE=32 -Wall -Wextra -Wold-style-cast -Wnon-virtual-dtor -Wno-unused-parameter -Wno-invalid-offsetof -Wno-attributes -O3 -DNoReposit
ory -ftemplate-depth-100 -I/opt/openfoam8/src/thermophysicalModels/basic/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/momentTransportModels/momentTransportModels/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/momentTransportMod
els/compressible/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/thermophysicalModels/basic/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/momentTransportModels/momentTransportModels/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/momentTransportMod
els/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/sampling/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/dynamicFvMesh/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/flintVolume/cfdTools -I/opt/openfoam8/src/flintVolume/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/meshToo
ls/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/OpenFOAM/lnInclude -I/opt/openfoam8/src/OSspecific/POSIX/lnInclude
-PIC -fuse-ld=bfd -xlinker -add-needed -xlinker --no-as-needed Make/linux64GccDPInt32Opt/rhoPimpleFoam.o -L/opt/openfoam8/platforms/linux64GccDPInt32Opt/lib
-lfluidThermophysicalModels -lspectre -lmomentTransportModels -lfluidThermophysicalModels -lthermophysicalModels -ldynamicFvMesh -ltopochangerFvMesh -lmeshTools -lsa
mping -lfoOptions -lOpenFOAM -ldl
ln -o /home/pcaero/OpenFOAM/pcaero-8/platforms/linux64GccDPInt32Opt/bin/rhoPimpleFoamSana
pcaero@pcaero-Insprion-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$

```

Figure (II.24) : déclaration successfully compiled

L’étape suivante on a mentionné les équations de la vitesse de son et de nbr de mach pour les calculer, On les a injectés dans la page rhoPimpleFoam.C comme s’est montre dans la Figure (II.25)

```

Open  rhoPimpleFoam.C
~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam

135     }
136
137     if (checkMeshCourantNo)
138     {
139         #include "meshCourantNo.H"
140     }
141 }
142 }
143 }
144
145 if
146 (
147     !mesh.steady()
148     && !pimple.simpleRho()
149     && pimple.firstPimpleIter()
150 )
151 {
152     #include "rhoEqn.H"
153 }
154
155 #include "UEqn.H"
156 #include "EEqn.H"
157
158 // --- Pressure corrector loop
159 while (pimple.correct())
160 {
161     #include "pEqn.H"
162 }
163
164 if (pimple.turbCorr())
165 {
166     turbulence->correct();
167     thermophysicalTransport->correct();
168 }
169
170 if (!mesh.steady())
171 {
172     rho = thermo.rho();
173 }
174
175 a=Foam::sqrt(thermo.Cp()/thermo.Cv()/thermo.psi());
176 Mach=Foam::magSqr(U)/a;
177 runtime.write();
178
179 Info<< "ExecutionTime = " << runtime.elapsedCpuTime() << " s"
180 << " ClockTime = " << runtime.elapsedClockTime() << " s"
181 << nl << endl;
182 }
183
184 Info<< "End\n" << endl;
185
186 return 0;
187
188

```

Figure (II.25) : la page de rhoPimpleFoam

On les a compilés, comme s'est montré dans la Figure (II.26)

```

#FOAM -t -t from
I/O : uncollected
Case : /home/pcaero/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam
nProcs : 1
sigFpe : Enabling floating point exception trapping (FOAM_SIGFPE)
fileModificationChecking : runtime modified files using timeStampMaster (fileModificationsKew 10)
allowSystemOperations : Allowing user-supplied system call operations
// *****
Create time

--> FOAM FATAL ERROR:
cannot find file "/home/pcaero/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam/system/controlDict"

From function virtual Foam::autoPtr<Foam::ISstream> Foam::fileOperations::uncollectedFileOperation::readStream(Foam::regIOobject&, const Foam::fileName&, const Foam::word&,
in file global/fileOperations/uncollectedFileOperation/uncollectedFileOperation.C at line 538.

FOAM exiting

pcaero@pcaero-Inspiron-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$ ls
correctPhi.H createFieldRefs.H createFields.H EEqn.H Make pEqn.H rhoPimpleFoam.C setRhoDeltaT.H UEqn.H
pcaero@pcaero-Inspiron-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$ gedit createFields.H
pcaero@pcaero-Inspiron-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$ wclean
pcaero@pcaero-Inspiron-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$ wmake
Making dependency list for source file rhoPimpleFoam.C
g++ -std=c++11 -m64 -Dlinux64 -DWM_ARCH_OPTION=64 -DWM_DP -DWM_LABEL_SIZE=32 -Wall -Wextra -Wold-style-cast -Wnon-virtual-dtor -Wno-unused-parameter -Wno-invalid-offsetof -Wno-dry -ftemplate-depth=100 -I/opt/openfoam8/src/thermophysicalModels/basic/linInclude -I/opt/openfoam8/src/MomentunTransportModels/momentunTransportModels/linInclude -I/opt/openfoam8/src/compressible/linInclude -I/opt/openfoam8/src/thermophysicalTransportModels/linInclude -I/opt/openfoam8/src/flintVolume/cfdTools -I/opt/openfoam8/src/flintVolume/linInclude -I/opt/openfoam8/src/sampling/linInclude -I/opt/openfoam8/src/dynamicFVMesh/linInclude -linInclude -I. -I/opt/openfoam8/src/OpenFOAM/linInclude -I/opt/openfoam8/src/FPIC -c rhoPimpleFoam.C -o Make/linux64GCCDPInt32Opt/rhoPimpleFoam.o
g++ -std=c++11 -m64 -Dlinux64 -DWM_ARCH_OPTION=64 -DWM_DP -DWM_LABEL_SIZE=32 -Wall -Wextra -Wold-style-cast -Wnon-virtual-dtor -Wno-unused-parameter -Wno-invalid-offsetof -Wno-dry -ftemplate-depth=100 -I/opt/openfoam8/src/thermophysicalModels/basic/linInclude -I/opt/openfoam8/src/MomentunTransportModels/momentunTransportModels/linInclude -I/opt/openfoam8/src/compressible/linInclude -I/opt/openfoam8/src/thermophysicalTransportModels/linInclude -I/opt/openfoam8/src/flintVolume/cfdTools -I/opt/openfoam8/src/flintVolume/linInclude -I/opt/openfoam8/src/sampling/linInclude -I/opt/openfoam8/src/dynamicFVMesh/linInclude -linInclude -I. -I/opt/openfoam8/src/OpenFOAM/linInclude -I/opt/openfoam8/src/FPIC -fuse-ld=bfd -xlinker -add-needed -xlinker --no-as-needed Make/linux64GCCDPInt32Opt/rhoPimpleFoam.o -I/opt/openfoam8/platforms/linux64GCCDPInt32Opt/lib \
-lfluidThermophysicalModels -lspectre -lMomentunTransportModels -lfluidThermoMomentunTransportModels -lthermophysicalTransportModels -lflintVolume -ldynamicFVMesh -ltopoch
mpling -lfoptions -lOpenFOAM -ld \
-lin -o /home/pcaero/OpenFOAM/pcaero-8/platforms/linux64GCCDPInt32Opt/bin/rhoPimpleFoamSana
pcaero@pcaero-Inspiron-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$ vi createFields.H
pcaero@pcaero-Inspiron-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$ gedit createFields.H
pcaero@pcaero-Inspiron-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$ ls
correctPhi.H createFieldRefs.H createFields.H EEqn.H Make pEqn.H rhoPimpleFoam.C setRhoDeltaT.H UEqn.H
pcaero@pcaero-Inspiron-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$ gedit rhoPimpleFoam.C
pcaero@pcaero-Inspiron-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$ wclean .all .
pcaero@pcaero-Inspiron-13-5378:~/OpenFOAM/pcaero-8/solvers/rhoPimpleFoam$ wmake
Making dependency list for source file rhoPimpleFoam.C
g++ -std=c++11 -m64 -Dlinux64 -DWM_ARCH_OPTION=64 -DWM_DP -DWM_LABEL_SIZE=32 -Wall -Wextra -Wold-style-cast -Wnon-virtual-dtor -Wno-unused-parameter -Wno-invalid-offsetof -Wno-dry -ftemplate-depth=100 -I/opt/openfoam8/src/thermophysicalModels/basic/linInclude -I/opt/openfoam8/src/MomentunTransportModels/momentunTransportModels/linInclude -I/opt/openfoam8/src/compressible/linInclude -I/opt/openfoam8/src/thermophysicalTransportModels/linInclude -I/opt/openfoam8/src/flintVolume/cfdTools -I/opt/openfoam8/src/flintVolume/linInclude -I/opt/openfoam8/src/sampling/linInclude -I/opt/openfoam8/src/dynamicFVMesh/linInclude -linInclude -I. -I/opt/openfoam8/src/OpenFOAM/linInclude -I/opt/openfoam8/src/FPIC -c rhoPimpleFoam.C -o Make/linux64GCCDPInt32Opt/rhoPimpleFoam.o

```

Figure (II.26) : le calcul de nombre de mach

4. Tuyère de base MLN tronquée

4.1. Introduction

- **Les tuyères optimisées :** La conception de grandes tuyères se confronte à la contrainte de poids et à la longueur du divergent, ce qui pousse à l'utilisation des profils optimisés.
- **Les tuyères à contour idéal tronqué TIC :** Ce type de tuyères est désigné de tuyères idéales tronquées ou tuyères TIC (Truncated Idéal Contoured nozzle), car le divergent de la tuyère est tronqué dans la dernière partie au prix de perte de poussée relativement limitée, et cela pour des raisons d'optimisation. Le profil est obtenu à partir de celui d'une tuyère idéale de référence qui a été calculé pour engendrer dans le plan de sortie un écoulement parallèle à l'axe. Les tuyères idéales tronquées équipent certains moteurs de lanceurs comme le moteur européen Viking du lanceur Ariane 4.

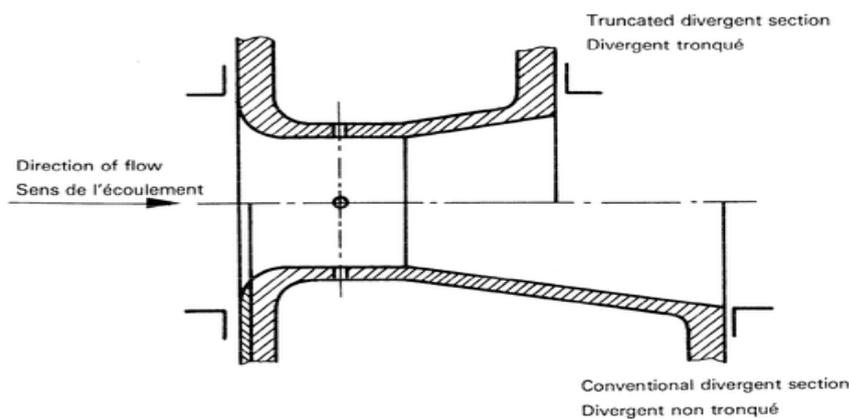


Figure (II.27): la tuyère tronquée

4.2. Coordonnées de la Géométrie

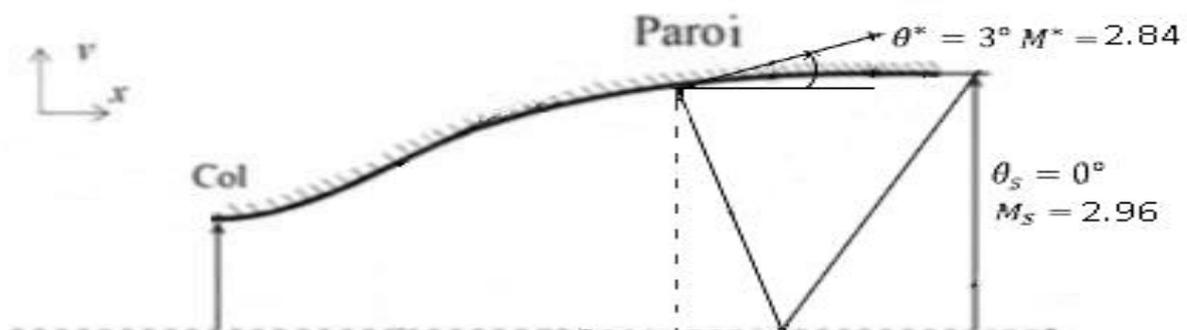


Figure (II.28) : Géométrie de la tuyère tronquée

On va tronquer notre tuyère de galbe 1 jusqu'à l'angle 3° de la sortie, tout d'abord on a transformé 3° de degré en radian

$$\theta^* = 3^\circ = 0.05236 \text{ rad}$$

Le nombre de Mach du modelé GP est Conserve.

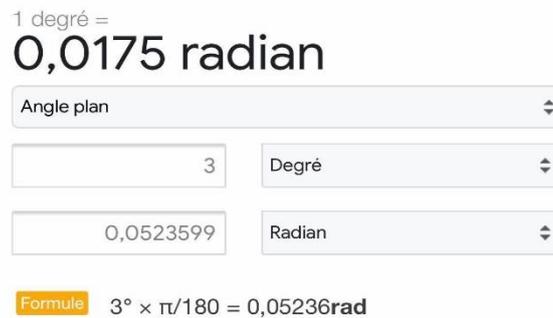


Figure (II.29): translation en radian

Utilisant le programme sur Fortran de la 1ere galbe on va exporter les coordonnées de la tuyère de (X) « la longueur » en fonction de l'angle (θ). Pour chercher le (X^*) equivalent a la valeur de ($\theta^* = 0.05236 \text{ rad}$) on a trouvé ($\theta^* = 0.05236 \text{ rad}$ equivalent

$$X^* = 5.722054746459584\text{m}$$

5.687786366312341	5.389839140902725E-002
5.702372208791999	5.345299814246634E-002
5.704916245872830	5.337618950638286E-002
5.722054746459584	5.285972672859016E-002
5.739218547146545	5.234314235212758E-002
5.756398271115375	5.182665250557239E-002

Figure (II.30) : les valeurs de x et y Correspondant a $\theta^* = 3^\circ$

Par la suite on a exporté depuis le programme les coordonnées de la tuyère (X) en fonction de (Y)

On cherche (Y^*) equivalent a (X^*) et ont éliminé tous les points qui sont au-dessus de ce point ((X^*) , (Y^*)) = (5.722054746459584m, 1.997173404006667m)

D'après tout ça on aura les nouvelles coordonnées de la tuyère galbe1 tronquée

5.687786366312341	1.994414007550550
5.702372208791999	1.995342508624025
5.704916245872830	1.996126166591423
5.722054746459584	1.996262184681973
5.722054746459584	1.997173404006667
5.739218547146545	1.998077078160708
5.756398271115375	1.998972692352960
5.759482580982884	1.999132540743931
5.773583828162241	1.999859732992362
5.790793547619733	2.000739204386762
5.808020601960287	2.001610741181888
5.816671444656051	2.002045068804700
5.825256803373001	2.002473919799619

Figure (II.31) : les nouvelles coordonnées de la tuyère

On va calculer le pourcentage de troncature de la tuyère Sur la figure suivante on trouve la longueur totale de la tuyère

- Les étapes de simulation de la tuyère tronquée sont les mêmes que celle non tronquée [78].

5. La simulation de la tuyère double galbe sur OpenFoam

5.1. Importation de maillage

Pour lancer notre simulation, on doit premièrement à importe un maillage de notre géométrie qui est réaliser dans Ansys Fluent dans un fichier de type « fichier d'entrée fluent (*.mesh) nommée galbe2.

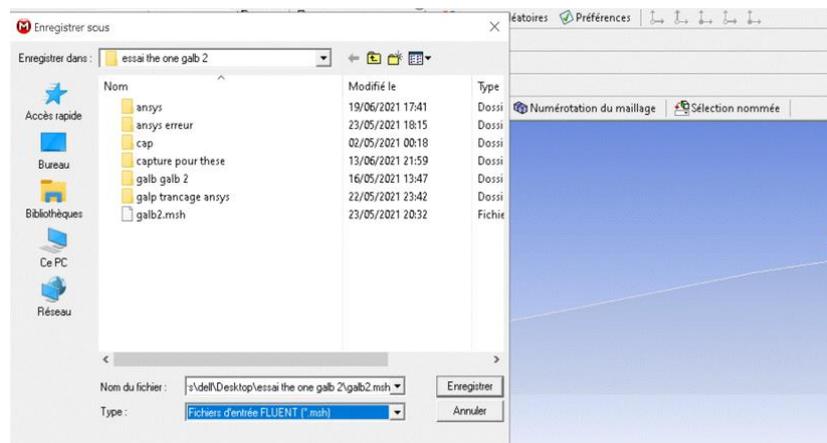


Figure (II.32) : maillage fluent exporté de la tuyère double galbe

5.2. Les conditions aux limites

Les conditions limites utiliser dans cette simulation sont celle enregistrer sur la configuration de logiciel Ansys, de but d'avoir des résultats de calcul plus précises.

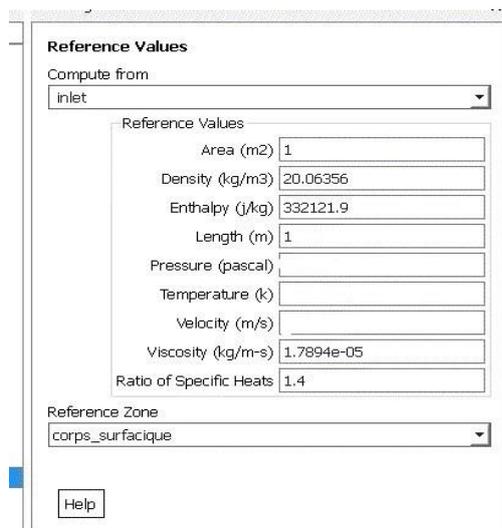


Figure (II.33) : les conditions aux limites à l'entrée

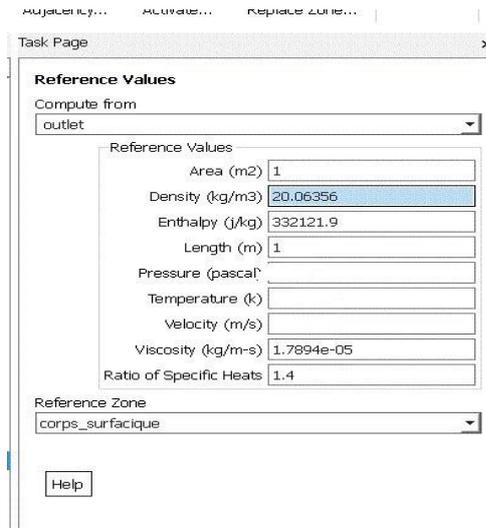


Figure (II.34) : les conditions aux limites à la sortie

5.3. Le choix de solveur

Le solveur utiliser pour la simulation de la tuyère double galbe est le même solveur utilisé dans la première simulation, est **rhoPimpleFoam**, est puis ce que on a pour les écoulements transitoires supersoniques d'un gaz compressible.

5.4. La structure de problème

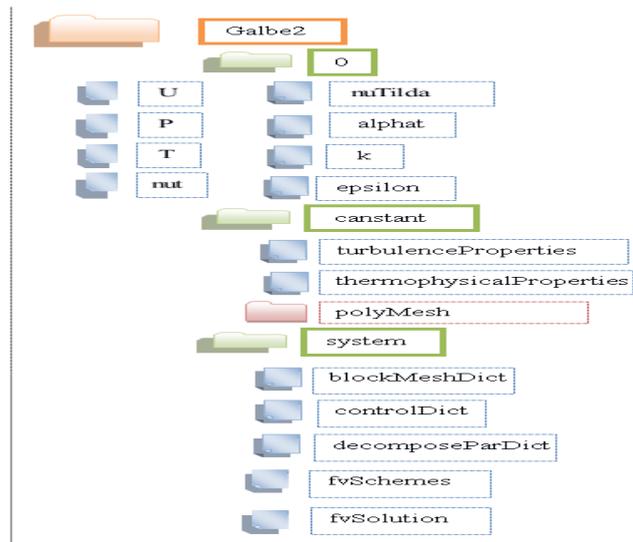


Figure (II.35) : le schéma structural de problème

5.5. Les étapes de simulation

Dans notre simulation on a écrasé un exemple **rhoPimpleFoam** qui existe déjà dans le répertoire **tutorial** et copier dans le répertoire **run**

5.5.1. Fichier constante

On suive les mêmes étapes pour la création de fichier **polyMesh**, et les mêmes propriétés de fluide (CP, la viscosité).

Ensuite, on avoir la présentation de maillage dans ParaView

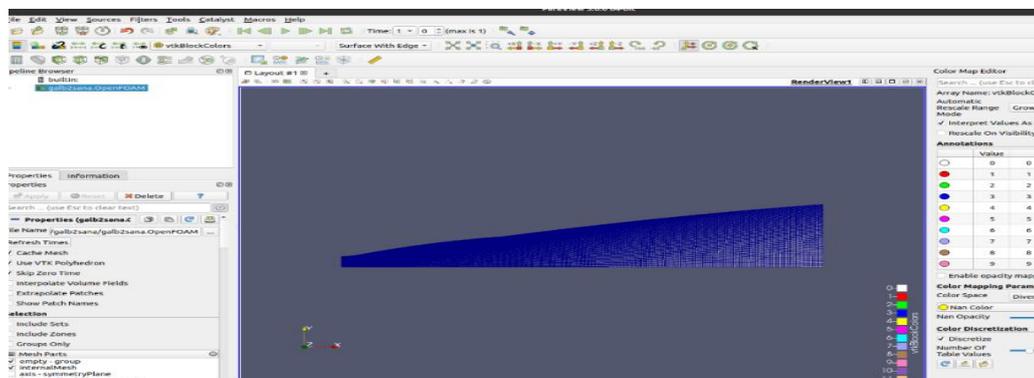


Figure (II.36) : maillage d'une tuyère double galbe sur paraview

5.5.2. Fichier 0 (conditions aux limites)

On effectue un changement des noms des parois de notre géométrie dans le fichier polyMesh comme la suite :

- Inlet : patch
- Outlet : patch
- Axis : symmetryPlane
- Wall : Wall
- FrontAndBackPlanes : empty

Puis dans le fichier la fichier 0 on impose nous conditions aux limites

- U
- P
- T

Chaque un dans son fichier correspondant, et en garde les paramètres de turbulence par défaut.

```

1 /*-----* C++ *-----*/
2 =====
3 \ \ \ \ \ F i e l d       | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
4 \ \ \ \ \ O p e r a t i o n | Website: https://openfoam.org
5 \ \ \ \ \ A n d             | Version: 8
6 \ \ \ \ \ M a n i p u l a t i o n
7 /*-----*
8 FoamFile
9 {
10   version      2.0;
11   format       ascii;
12   class        volScalarField;
13   object       p;
14 }
15 // ***** //
16
17 dimensions     [ -1 -2 0 0 0 0 ];
18
19 internalField  uniform .....;
20
21 boundaryField
22 {
23   inlet_
24   {
25     type        fixedValue;
26     value       uniform .....;
27   }
28
29   outlet_
30   {
31     type        zeroGradient;
32   }
33
34   axis
35   {
36     type        symmetryPlane;
37   }
38
39   wall
40   {
41     type        zeroGradient;
42   }
43
44   frontAndBackPlanes
45   {
46     type        empty;
47   }
48
49 }
50 }
51 // ***** //

```

Figure (II.37) : conditions aux limites de la pression (P)

```

1 /*-----* C++ *-----*/
2 =====
3 \ \ \ \ \ F i e l d       | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
4 \ \ \ \ \ O p e r a t i o n | Website: https://openfoam.org
5 \ \ \ \ \ A n d             | Version: 8
6 \ \ \ \ \ M a n i p u l a t i o n
7 /*-----*
8 FoamFile
9 {
10   version      2.0;
11   format       ascii;
12   class        volScalarField;
13   object       T;
14 }
15 // ***** //
16
17 dimensions     [ 0 0 0 1 0 0 0 ];
18
19 internalField  uniform .....;
20
21 boundaryField
22 {
23   inlet_
24   {
25     type        fixedValue;
26     value       uniform .....;
27   }
28
29   outlet_
30   {
31     type        inletOutlet;
32     inletValue  uniform .....;
33     value       uniform .....;
34   }
35
36   axis
37   {
38     type        symmetryPlane;
39   }
40
41   wall
42   {
43     type        inletOutlet;
44     inletValue  uniform .....;
45     value       uniform .....;
46   }
47
48   frontAndBackPlanes
49   {
50     type        empty;
51   }
52 }
53 // ***** //

```

Figure (II.38) : conditions aux limites de la température(T)

```

1 /*-----* C++ *-----*/
2 =====
3 \ \ \ \ \ F i e l d       | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
4 \ \ \ \ \ O p e r a t i o n | Website: https://openfoam.org
5 \ \ \ \ \ A n d             | Version: 8
6 \ \ \ \ \ M a n i p u l a t i o n
7 /*-----*
8 FoamFile
9 {
10   version      2.0;
11   format       ascii;
12   class        volVectorField;
13   object       U;
14 }
15 // ***** //
16
17 dimensions     [ 0 1 -1 0 0 0 ];
18
19 internalField  uniform (... 0 0);
20
21 boundaryField
22 {
23   inlet_
24   {
25     type        fixedValue;
26     value       uniform (...|0 0);
27   }
28
29   outlet_
30   {
31     type        inletOutlet;
32     inletValue  uniform (0 0 0);
33     value       uniform (0 0 0);
34   }
35
36   axis
37   {
38     type        symmetryPlane;
39   }
40
41   wall
42   {
43     type        noSlip;
44   }
45
46   frontAndBackPlanes
47   {
48     type        empty;
49   }
50 }
51 // ***** //

```

Figure (II.39) : conditions aux limites de la vitesse (U)


```

1  |/*-----*- C++ -*-----
2  | \-----/
3  |  \-----/   F ield      | OpenFOAM: The Open S
4  |   \-----/   O peration | Website:  https://op
5  |    \-----/   A nd       | Version:    6
6  |     \-----/   M anipulation |
7  | \-----/
8  | FoamFile
9  | {
10 |     version      2.0;
11 |     format       ascii;
12 |     class        dictionary;
13 |     location     "system";
14 |     object       fvSolution;
15 | }
16 | // *****
17 |
18 | solvers
19 | {
20 |     "rho.*"
21 |     {
22 |         solver      diagonal;
23 |     }
24 |     "p.*"
25 |     {
26 |         solver      smoothSolver;
27 |         smoother    symGaussSeidel;
28 |         tolerance   1e-08;
29 |         relTol      0;
30 |     }
31 |     "(U|e|R).*"
32 |     {
33 |         $p;
34 |         tolerance   1e-05;
35 |     }
36 |     "(k|epsilon).*"
37 |     {
38 |         $p;
39 |         tolerance   1e-08;
40 |     }
41 | }
42 |
43 | PIMPLE
44 | {
45 |     nOuterCorrectors 2;
46 |     nCorrectors      1;
47 |     nNonOrthogonalCorrectors 0;
48 | }
49 |
50 |
51 |
52 |

```

Figure (II.41) : réglage des paramètres sur la page fvSolution

- ❖ **DecomposeParDict** dans cette page on a décomposé le calcul sur 40 processeurs pour la facilité et la diminution de temps de calcul.

```

1  |/*-----*- C++ -*-----
2  | \-----/
3  |  \-----/   F ield      | OpenFOAM: The Op
4  |   \-----/   O peration | Version:  2.1.1
5  |    \-----/   A nd       | Web:      www.Op
6  |     \-----/   M anipulation |
7  | \-----/
8  | FoamFile
9  | {
10 |     version      2.0;
11 |     format       ascii;
12 |     class        dictionary;
13 |     location     "system";
14 |     object       decomposeParDict;
15 | }
16 | // *****
17 |
18 | numberOfSubdomains 40;
19 |
20 | method          scotch;
21 |
22 | simpleCoeffs
23 | {
24 |     n            ( 18 2 1 );
25 |     delta        0.001;
26 | }
27 |
28 | hierarchicalCoeffs
29 | {
30 |     n            ( 1 1 1 );
31 |     delta        0.001;
32 |     order        xyz;
33 | }
34 |
35 | manualCoeffs
36 | {
37 |     dataFile     "";
38 | }
39 |
40 | distributed     no;
41 |
42 | roots          ( );
43 |
44 |
45 | // +-----+

```

Figure (II.42) : réglage des paramètres sur la page decomposeParDict.

5.6. Lancement de calcul

Le lancement de calcul se fait de la même méthode que la première simulation, et à la fin de calcul on aura

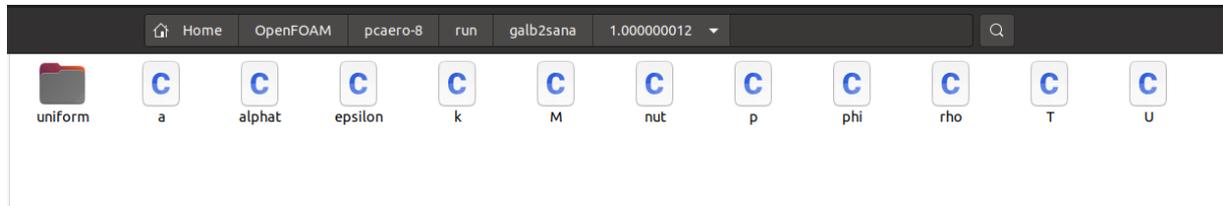


Figure (II.43) : *les composantes d'un fichier de calcul.*

Chapitre III : les résultats et interprétations

1. INTRODUCTION

Ce chapitre est consacré à la simulation des écoulements supersoniques dans les tuyères double galbe en utilisant deux logiciels de simulation différents en l'occurrence Fluent-ANSYS et Open-Foam. Les résultats obtenus présentés sous formes de courbes et de contours pour les différents paramètres (Mach, pression, température...) seront confrontés, analysés et discutés. La tuyère choisie comme ci-mentionné est une tuyère double galbe, dont la tuyère de base est de type MNL (minimum leight Nozzle), par contre l'extension du deuxième galbe est obtenue en utilisant la méthode des caractéristiques directe. Le chapitre est divisé en trois parties dont la première est consacrée à la simulation dans la tuyère de base et son tronçage, la deuxième est une simulation dans la tuyère complète, les calculs visqueux fera objet de la troisième partie.

2. Calcul non visqueux

2.1. 1^{er} cas d'étude : la tuyère de base (MNL)

2.1.1. Variation du nombre de Mach

Les figure (III.1) et (III.2) illustrent les contours iso mach dans la tuyère de base obtenus respectivement sur Fluent et openfoam pour un modèle Gaz parfait. On constate que ce nombre de Mach augmente rapidement au niveau de la région du col pour jusqu'à une valeur.

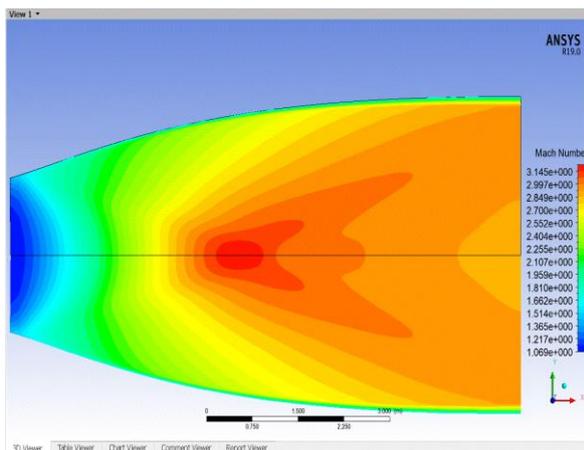


Figure (III.1) : iso mach sur Fluent

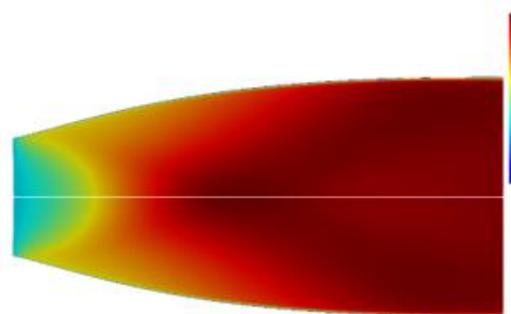


Figure (III.2) : iso mach sur OpenFoam

Dans la partie divergente, sa progression continue lentement jusqu'à atteindre à la sortie la valeur de 3.1 et 3 respectivement sur Ansys et Openfoam. Ces résultats sont confrontés

à ceux obtenus numériquement et représentés sur la figure (III.3) où on peut constater aisément que ces résultats sont très proches, ainsi le nombre de mach obtenu à la sortie est 2.9 avec une erreur de 3.33%

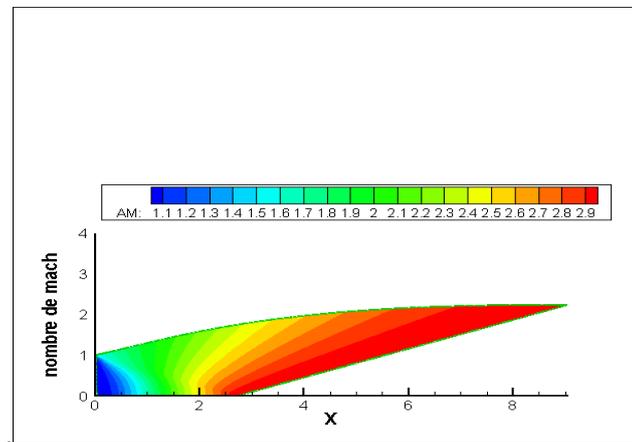


Figure (III.3) : iso mach obtenus numériquement.

Le graphe (III.4) ci-dessous représente l'évolution du nombre de mach le long de la paroi de la tuyère pour les deux simulations (fluent et openfoam) comparativement à ceux obtenus par la méthode des caractéristiques.

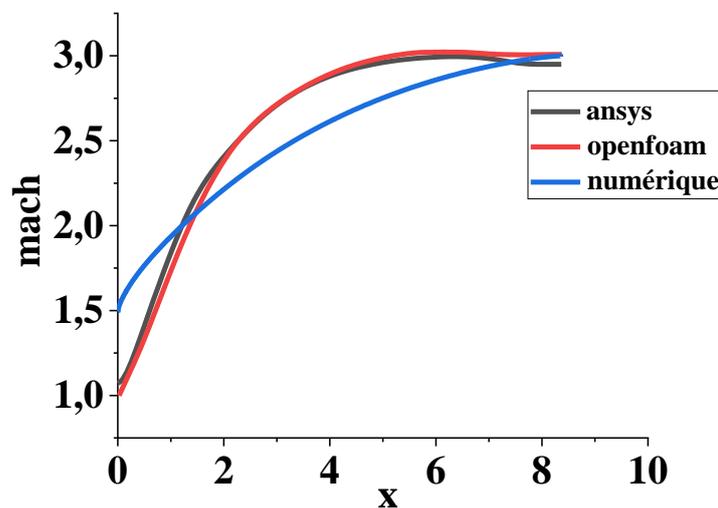


Figure (III.4) : les courbes de nombre de mach.

On constate que ce nombre de mach augmente le long de la tuyère. On remarque aussi que l'évolution sur la paroi est plus rapide que l'évolution sur l'axe, ce qui est logique puisqu'on sait bien que la forme du profil vitesse dans une tuyère est de forme parabolique, On remarque aussi que l'augmentation du nombre de mach sur la paroi au niveau du col est brusque. C'est le but de la conception des tuyères profilées où on atteint des forts gradients au

voisinage du col dans la zone d'expansion initiale et on ramène en suite le fluide graduellement jusqu'à la sortie de la tuyère avec une direction axiale. A la sortie de la tuyère le nombre de Mach sur l'axe est supérieur au mach à la paroi à causes des pertes qui sont dues aux frottements du fluide avec la paroi de la tuyère. Sur la figure on remarque que les résultats obtenus par les deux simulations sont très proches mais une différence a été constatée par rapport à ceux obtenus numériquement ce qui est du probablement à la différence d'approche utilisée.

2.1.2. Variation de la pression

Les figures (III.5) et (III.6) représentent les courbes iso pression dans la tuyère obtenue pour les deux simulations. Sur ces figures on remarque, l'absence de perturbation ou fluctuation de la pression, ce qui correspond à un écoulement isentropique le long de la partie divergente.

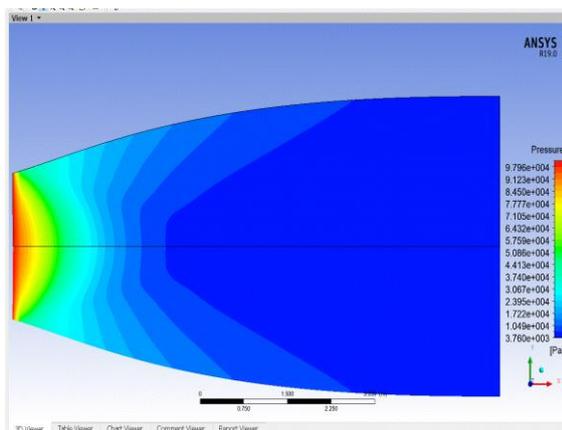


Figure (III.5) : le contour de pression statique obtenu par la simulation Ansys

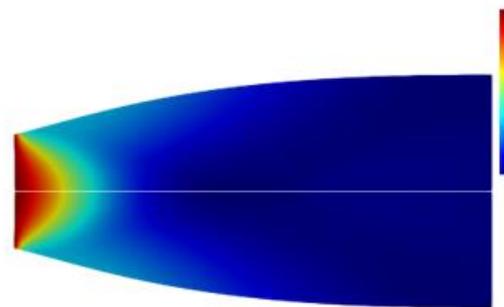


Figure (III.6) : le contour de la pression statique dans OpenFoam.

Une similitude a été remarquée entre nos résultats et ceux obtenus numériquement voir la figure (III.7).

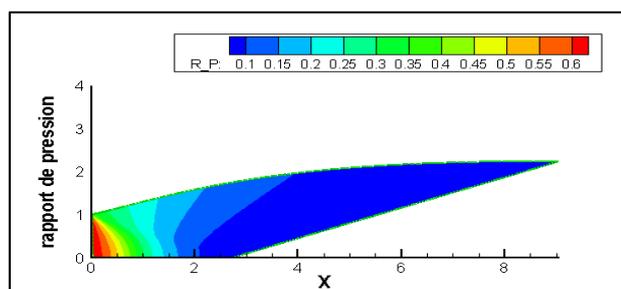


Figure (III.7) : contour de rapport de pression obtenu par un programme fortran.

Ces résultats sont illustrés sur la figure. (III.8) qui représente l'évolution de cette pression le long de la paroi de la tuyère. On constate que la pression diminue sur la paroi et l'axe, du col jusqu'à la section de sortie où elle se rapproche de la valeur de la pression atmosphérique, ce qui est très normale dans notre cas puisque la tuyère est du type adapté.

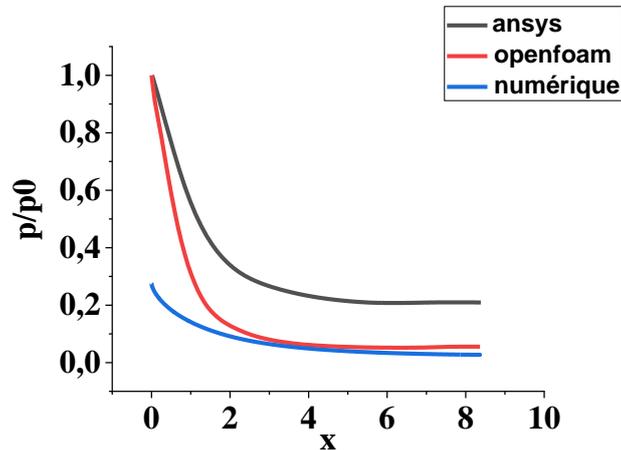


Figure (III.8) : les courbes de pression statique.

2.1.3. Evolution de la température

Pour le même nombre de mach, on s'est intéressé à l'évolution de la température le long de la tuyère qui est un paramètre très important pour le calcul des performances et le choix des matériaux de construction voire figures (III.9), (III.10) et (III.11).

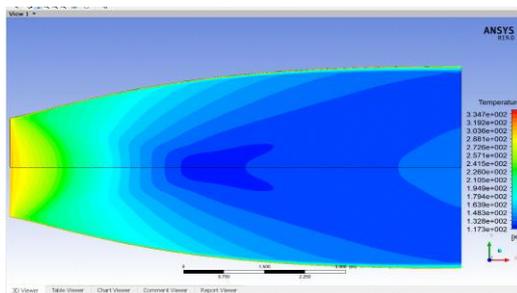


Figure (III.9) : le contour de température dans Ansys.

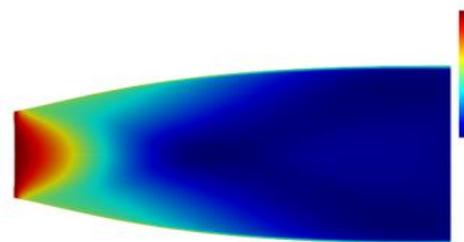


Figure (III.10) : le contour de température dans OpenFOAM.

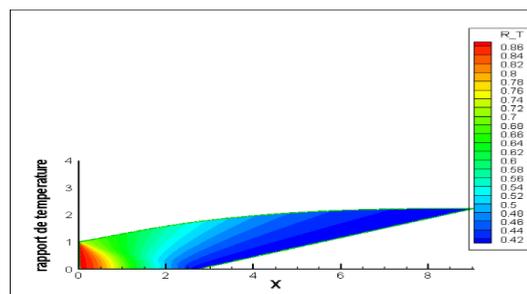


Figure (III.11) : le contour de température obtenue numériquement.

On sait bien que cette température statique diminue le long de la tuyère du fait de l'augmentation de la vitesse, l'écoulement est isentropique dans la tuyère et d'après la loi des gaz parfaits, cette température est proportionnelle à la pression, c'est ce qui est représenté sur ces figures. Les résultats obtenus sont très proches et la différence est probablement due aux approches utilisées.

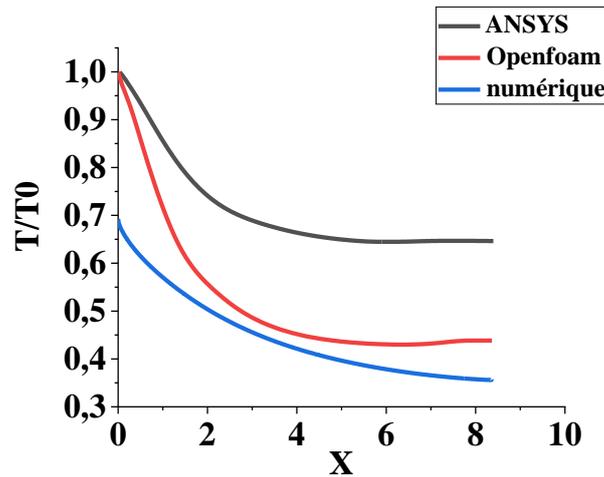


Figure (III.12) : les courbes de la température.

Le tableau ci-dessous représente les performances de la tuyère obtenue.

Tableau 7: les performances de la tuyère

<i>Nombre de mach (M)</i>	2.969
<i>Coefficient de poussée (Cf)</i>	0.721
<i>La poussée</i>	426746,500N

2.2. La tuyère tronquée

La dernière moitié du divergent de cette tuyère idéale (citée avant) ne contribuant qu'à hauteur de quelques pour cent à la poussée idéale, une telle tuyère peut donc être significativement tronquée. La pression à l'abscisse de troncature étant plus élevée que la pression en sortie de tuyère idéale, le motoriste procède à la troncature d'une tuyère idéale qui a été définie à une pression de sortie inférieure à la pression nominale. La tuyère idéale tronquée finale produit une divergence de l'écoulement à laquelle est associée une perte de poussée. Ces pertes dues à la divergence peuvent être rapidement estimées en faisant l'hypothèse d'un écoulement de source. De nombreuses études systématiques dans des tuyères à divergent

tronconique ont montré que des valeurs de demi angle de divergent comprises entre 15° et 20° donnaient le meilleur compromis entre performance de poussée et longueur de tuyère.

Pour choisir le point de troncage, on suit les étapes citées ci-dessous :

1. On la tance à différentes longueurs
2. On calcul la poussée pour chaque profil obtenu.
3. On estime la perte de poussée par rapport au gain du poids.

Le point de troncage choisi est celui qui donne un meilleur compromis entre les pertes en poussée et celle en longueur.

4. Les tableaux ci-dessous représentent le choix du point de troncage dans le cas de notre tuyère, tout en illustrant la différence entre les paramètres des deux tuyères.

Tableau 8: les paramètres des deux tuyères.

	<i>Longueur</i>	<i>Poussée</i>
<i>MLN idéal</i>	8.3560991 m	412610.938 N
<i>MLN tronquée</i>	5.7220547 m	423301.719 N

Tableau 9: le pourcentage de gain de poids et perte de poussée.

<i>L</i>	31.52%
<i>F</i>	2.52%

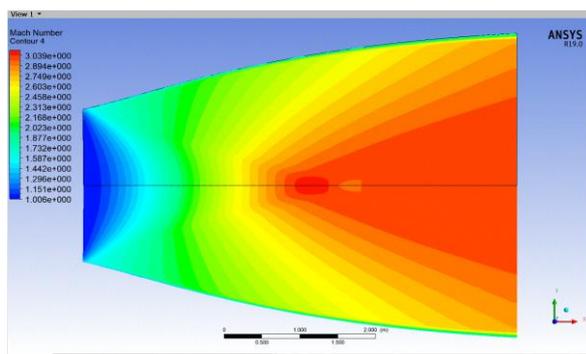


Figure (III.13) : iso mach de la tuyère tronquée.

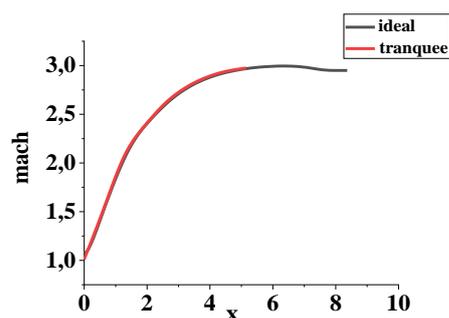


Figure (III.14) : courbe de nombre de mach.

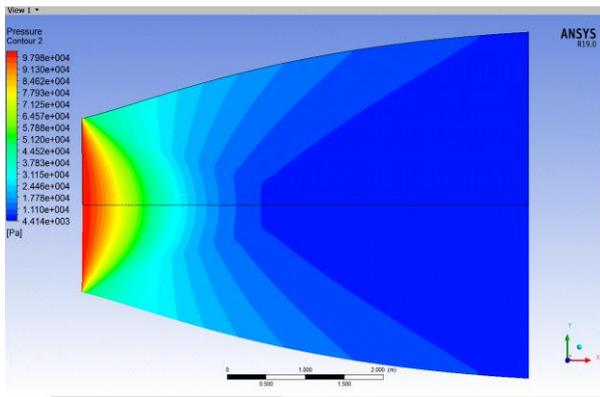


Figure (III.15) : iso pression de la tuyère tronquée.

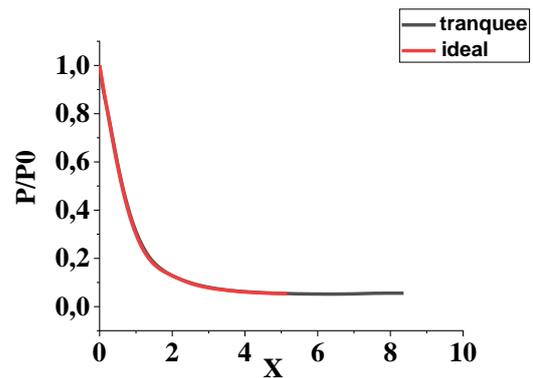


Figure (III.16) : la courbe de pression

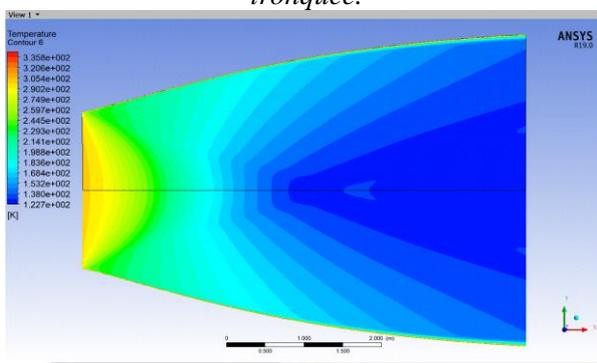


Figure (III.17) : la température de la tuyère tronquée

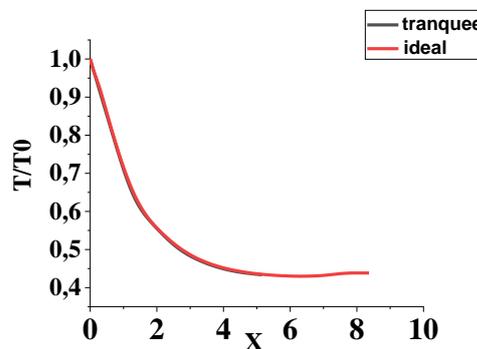


Figure (III.18) : la courbe de la température

on remarque que l'évolution de la pression par exemple n'a pas changé, l'importance des pentes des courbes particulièrement du col jusqu'au point d'attache a été constaté . Au-delà de ce point, la détente est très lente. Pour les contours isopression, aucune perturbation ou onde de choc dans le champ de l'écoulement n'a été remarquée. Vu l'absence de desavantages, cette tuyère sera utilisée comme une tuyère de base pour la conception de la tuyère double galbes.memes remarques et conclusion peuvent etre tirées pour les autres parametres .

2.3. 2^{ème} cas d'étude : la tuyère double galbe

Comme on le mentionné précédemment, notre tuyère double galbe est constitué d'un profil de base qui est représenté par un contour MNL. L'extension du deuxième galbe est obtenue en appliquant la méthode des caractéristiques directe. Une fois que le contour est généré, l'écoulement qui prend dans cette tuyère est simulé dans un environnement fluent et Openfoam, les résultats obtenus sous forme de courbes de Mach, de pression et de température sont ensuite discutés et analysés.

La figure ci-dessous représente le profil de la tuyère dont les paramètres géométriques sont définis sur le tableau 10

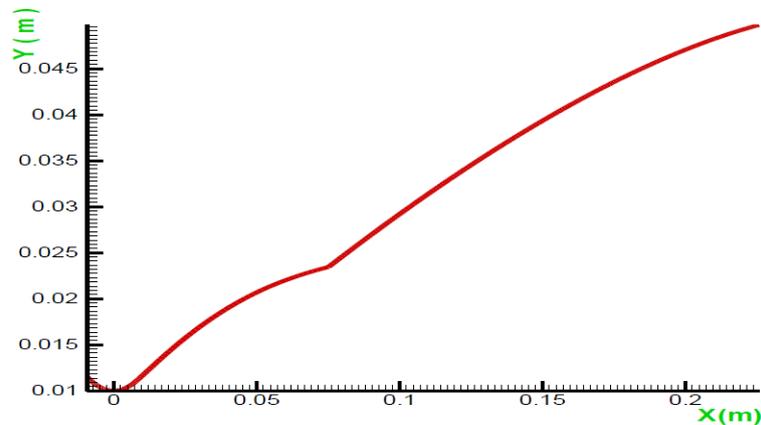


Figure (III.19) : *le profil de la tuyère double galbe*

- Les performances de la géométrie double galbe :

Tableau 10: *les performances de la tuyère double galbe*

<i>La longueur de tuyère de base MLN</i>	<i>8.35 m</i>
<i>Le rapport de section de la tuyère de base MLN</i>	<i>4.22</i>
<i>La longueur de la tuyère d'extension</i>	<i>18 m</i>
<i>Le rapport de section de la tuyère d'extension</i>	<i>34.92</i>
<i>La longueur totale de la tuyère double galbe</i>	<i>26.53m</i>

2.3.1. Evolution des paramètres thermodynamiques dans la tuyère double galbe

Les conditions aux limites posées pour simuler notre écoulement dans l'environnement Fluent et OpenFoam sont représentées sur le tableau ci-dessous

Tableau 11: *tableau des conditions aux limites*

Modèle	2D, axisymétrique, permanent
Solveur	Couplé, implicite
Fluide	Air, loi des gaz parfaits
Conditions aux limites à l'entrée	Pression d'entrée $\begin{cases} P_0 = 3000000 \text{ Pa} \\ P_s = 1584000 \text{ Pa} \\ T_T = 243 \text{ K} \end{cases}$
Conditions aux limites à la sortie	Pression de sortie $\begin{cases} P_s = 3890 \text{ Pa} \\ T_T = 243 \text{ K} \end{cases}$
Parois	Wall (paroi adiabatique)

2.3.2. Evolution du Nombre de Mach dans la tuyère double galbe

Les figures ((III.20) et (III.21)) présentent respectivement le champ de Mach dans la tuyère reproduit par nos implémenté sous Fluent et Open-foam. Dans les deux cas de simulation, l'écoulement épouse parfaitement les parois de la tuyère, ce qui confirme, l'absence de décollement. Le nombre de Mach obtenu à la sortie du deuxième galbe est de 5.2

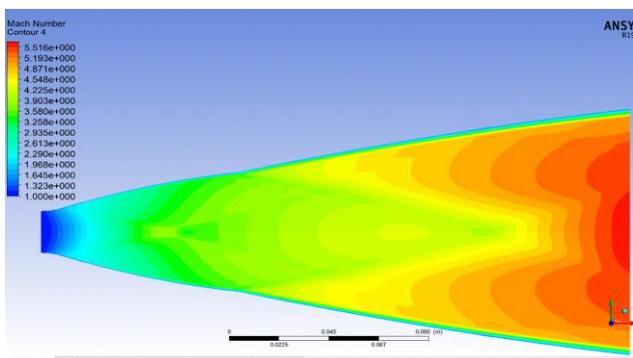


Figure (III.20) : *iso mach sur Ansys*

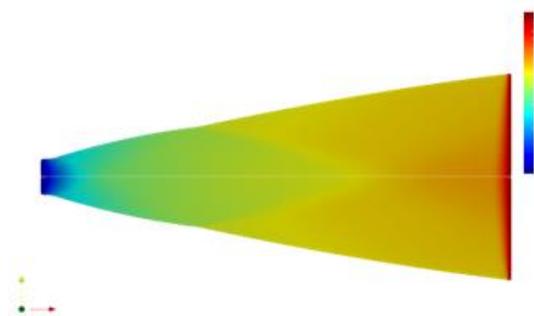


Figure (III.21) : *iso mach sur OpenFOAM*

Les courbes ci -dessous réaliser sur Ansys et OpenFOAM représente l'évolution du Nombre de Mach (cas gaz parfait) sur la paroi de la tuyère. On remarque que le nombre de Mach augmente rapidement dans la zone d'expansion initiale, puis lentement dans la partie divergente du premier Galbe, ensuite au niveau du point de jonction on voit une augmentation brusque du Nombre de Mach qui prend deux valeurs (de M=3.8 à M=4.4) dû à l'onde de détente centrée en ce point et dans le reste de la tuyère l'augmentation est moins rapide, jusqu'à atteindre le Nombre de mach à la sortie égale à 5.2. Les résultats obtenus par open-foam er fluent sont tres proches

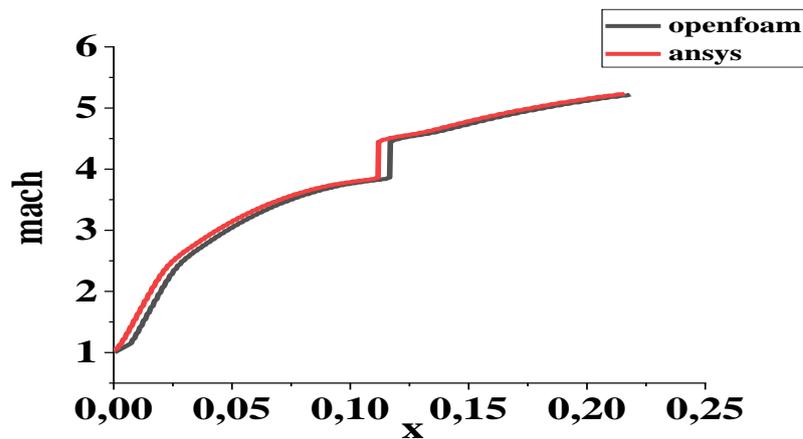


Figure (III.22) : les courbes de nombre de mach

2.3.3. Evolution de la Courbe de Pression Statique dans la tuyère double galbe

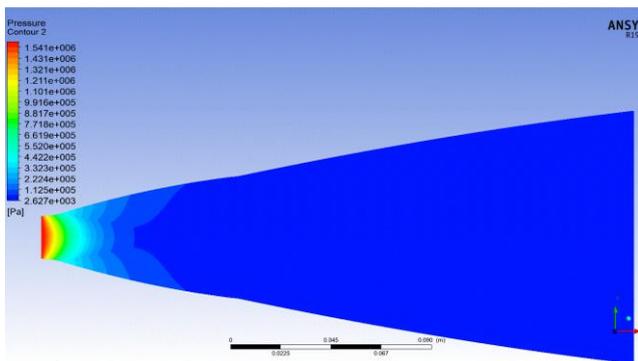


Figure (III.23) : iso pression sur Ansys

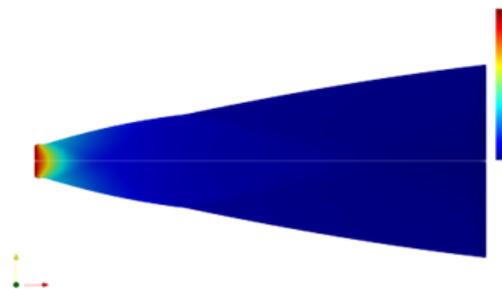


Figure (III.24) : iso pression sur OpenFOAM

Les figures (III.23) et (III.24) au-dessus représente à l'aide des deux logiciel Ansys et OpenFOAM le Contour de l'évolution de la Pression Statique sur la paroi de notre tuyère depuis l'entrée jusqu'à la sortie. Le Contour de la Pression Statique évolue d'une manière décroissante depuis le col (la zone en rouge) jusqu'à la sortie de la tuyère (zone bleu).

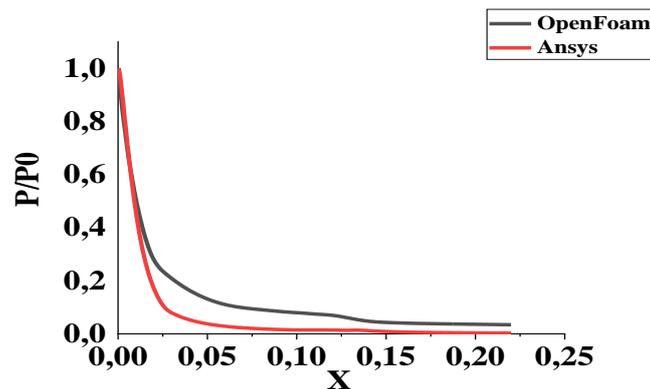


Figure (III.25) : les courbes de rapport de pression

Les courbes au-dessus réalisées sur Ansys et OpenFOAM représentent l'évolution de rapport de pression statique sur la pression totale (cas gaz parfait) sur les parois de la tuyère.

La Pression Statique diminue rapidement au niveau du col et dans la zone d'expansion initiale puis lentement dans la partie divergente du premier galbe, ensuite au niveau du point de jonction on voit une légère chute de pression en ce point qui prend deux valeurs dû à l'onde de détente centrée en ce point et dans le reste de la tuyère, elle diminue lentement jusqu'à atteindre la pression de sortie imposée dans le calcul.

Dans cette partie de la tuyère (2ème galbe), la courbe de la pression Statique a tendance à se redresser horizontalement ce qui est le cas des tuyères Double Galbe. On voit bien que l'évolution la Pression Statique est l'inverse du Nombre de Mach, lorsque la pression diminue le Nombre de Mach augmente.

2.3.4. Evolution de la Courbe de Température dans la tuyère double galbe

Les figures (III.26) et (III.27) ci-dessous sont obtenues respectivement sur les deux logiciels de simulation Ansys et OpenFOAM et elles représentent le Contour de l'évolution de la Température à travers notre tuyère depuis l'entrée jusqu'à la sortie. Le Contour de la Température évolue d'une manière décroissante depuis le col (la zone en rouge) jusqu'à la sortie de la tuyère (zone bleu). On sait que La Température est maximale au niveau de la chambre de combustion, donc plus on s'éloigne de la chambre plus elle diminue, dans le cas de la tuyère l'évolution de la température est la même que celle de la pression vue que la pression dépend de la température.

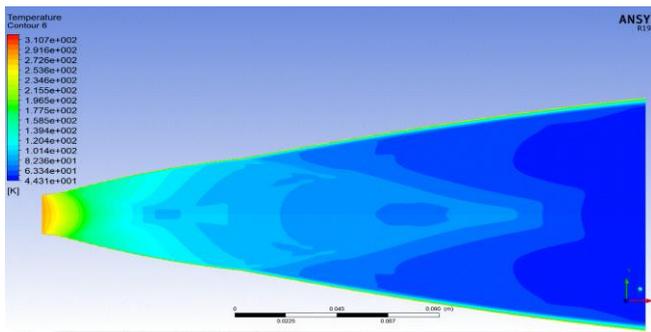


Figure (III.26) : la température sur Ansys

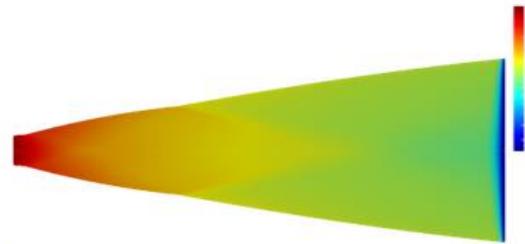


Figure (III.27) : la température sur OpenFOAM

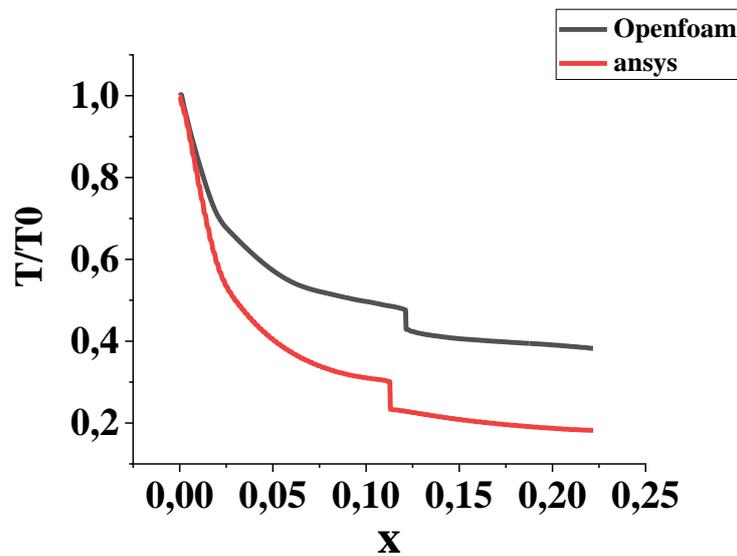


Figure (III.28) : les courbes de rapport de température

Les courbes au-dessus réaliser sur Ansys et OpenFOAM représente l'évolution de rapport de température sur la température totale (cas gaz parfait) sur les parois de la tuyère. L'évolution de cette courbe est similaire à celle de la Pression Statique.

Tableau 12: les performances thermodynamiques de la tuyère double galbe

<i>Nombre de mach</i>	5.2
<i>Coefficient de poussée</i>	0.94
<i>La poussée</i>	8721798 N

Dans le tableau ci-dessus, on remarque que le nombre de mach obtenu à la sortie est 5.2, soit un gain par rapport à la tuyère de base ($M= 3$) de 44% ce gain en termes de coefficient de poussée est de 23.3%. Dans ce cas la poussée a presque doublé ce qui représente un grand avantage dans ce type de tuyère

3. Calcul visqueux

À la différence de la première étape (calcul non visqueux), nous ajoutons un convergent avant la section du col et un caisson (très large) à la sortie de la tuyère. Le convergent permet d'obtenir des conditions soniques au col sans avoir recours, au calcul quasi monodimensionnel. Il est généré en utilisant un polynôme de deuxième degré pour s'assurer d'une faible pente et éviter le renversement d'écoulement à l'entrée. Un tel caractère de l'écoulement (renversement) ne ferait qu'augmenter le temps de calcul et créerait des instabilités et même la divergence de ce dernier. Le choix d'un tel modèle (convergent en amont et caisson en aval) supprime plusieurs contraintes et facilite le choix des conditions aux limites. Seules les conditions de la chambre de combustion à l'entrée et la pression statique atmosphérique à la sortie sont imposées. Aucune condition n'est imposée au col ni à la sortie de la tuyère.

3.1. MAILLAGE DE CALCUL

Nous avons utilisé deux types de maillages, l'un structuré et l'autre non structuré, tous les deux sont générés sous environnement Ansys-ICEM. Le but d'une telle démarche est de vérifier l'effet des deux maillages sur les résultats et le temps nécessaire pour le calcul. En général, un maillage non structuré est automatisé ce qui a pour effet de réduire la phase de préparation du modèle. Par contre, un maillage structuré facilite l'adaptation (raffine les cellules dans les zones d'intérêts) sans augmenter la taille globale du maillage par un facteur multiplicatif.

3.1.1. Maillage structuré

Un maillage structuré avec des éléments quadrilatères a été utilisé pour surmonter la contrainte d'un maillage raffiné inutile dans les zones de moindres intérêts. Deux blocs ont été créés dans le domaine extérieur :

- Un maillage fin sur le bloc le plus proche de la sortie de la tuyère ;
- Un maillage structuré grossier pour le bloc le plus en aval.

La structure générale du maillage est constituée de 171 012 cellules (quadrilatères) pour l'ensemble du modèle. Un total de 300 nœuds est distribué sur les parois du divergent de la tuyère. La plupart de ces nœuds sont groupés dans la région du col et à la jonction des deux galbes figure ((III.29) .a)

3.1.2. Maillage non-structuré

Pour le même cas-test, un maillage non structuré a été utilisé. Ce dernier est constitué de 73 406 cellules (triangulaires) avec un total de 108 313 nœuds, dont 356 distribués, sur la paroi de la tuyère. Remarquons que ce maillage a une taille de 2.3, légèrement inférieure à celle du maillage structuré, figure ((III.29) .b).

La figure présente la comparaison entre les deux maillages utilisés.

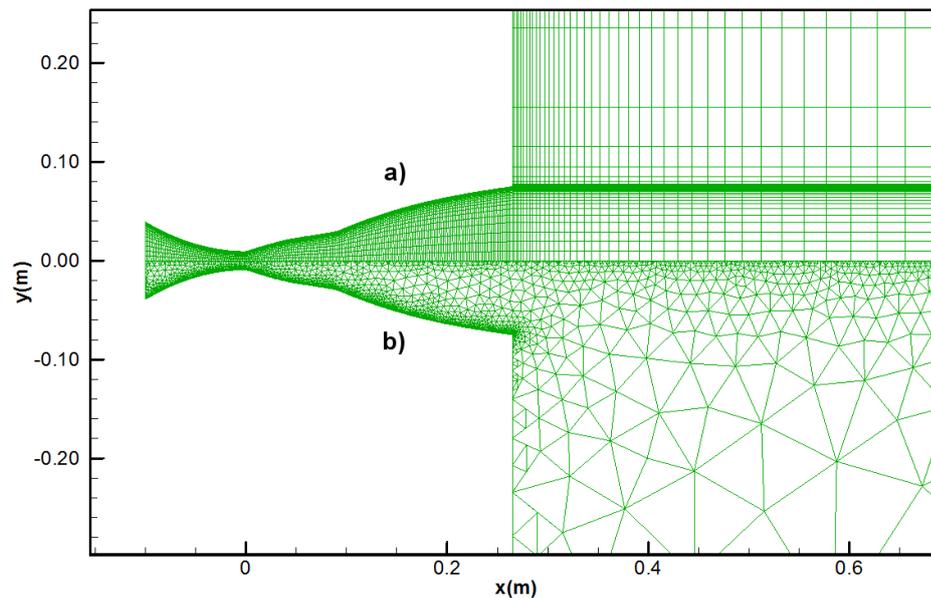


Figure (III.29) : Maillage de la tuyère CNES PERSEUS avec convergent et caisson. a) maillage structuré,

b) maillage non structuré.

3.2. Comparaison des résultats de maillage structuré et non structuré

Pour étudier l'influence du type de maillage sur nos résultats, nous avons réalisé des calculs visqueux sur deux maillages de type structuré et non structuré. Pour pouvoir les comparer aux résultats expérimentaux, nos calculs ont été réalisés en mode AM avec un NPR=435. La figure (III.30) ci-dessous offre une comparaison entre les résultats expérimentaux obtenus à la référence [80] et ceux qui sont obtenus par nos calculs.

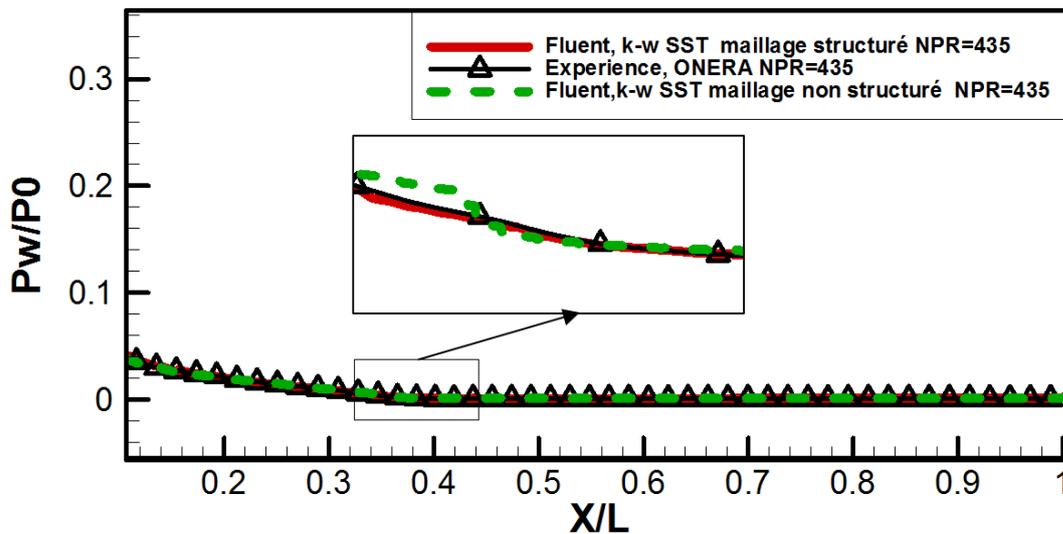


Figure (III.30) : Comparaison de l'évolution de la pression, maillages structuré et non structuré pour $NPR=435$.

Nous constatons qu'il y a une cohérence entre les deux résultats pour les deux types de maillages utilisés. Néanmoins, nous adopterons le maillage structuré multi blocs pour les raisons suivantes :

L'utilisation du maillage non structuré pour le calcul turbulent nécessite un raffinement près de la paroi (pour assurer un y^+ de l'ordre de 1) sans déformer les cellules triangulaires ce qui rend les calculs très longs.

Possibilité de contrôler la génération du maillage structuré, mais pas le non structuré.

La convergence du calcul pour le maillage non structuré est plus coûteuse en termes de temps de calcul que celle du maillage structuré (82.12×10^4 itérations pour le maillage non structuré contre 33.4×10^4 itérations pour le maillage structuré).

3.3. Modèle De Turbulence

En présence de parois, les écoulements turbulents en présence de parois sont très courants dans les applications industrielles comme : l'aéronautique et le spatial. Ils interviennent :

En aérodynamique interne, c'est le cas des chambres de combustion, tuyères ou turbine.

En aérodynamique externe c'est le cas des arrière-corps ou bien les écoulements sur le fuselage et sur la nacelle d'un avion.

L'apparition de la turbulence est due à la grande intensité de l'énergie de la source qui met le fluide en mouvement devant ses effets visqueux. Les écoulements turbulents sont instationnaires avec un caractère tridimensionnel. Le phénomène a été étudié pour la première fois, en 1883 par Reynolds.

L'expérience a été répétée depuis et montre que loin de l'entrée de la conduite et à faible nombre de Reynolds, les lignes de courant sont parfaitement parallèles à l'axe de la conduite. Dans ce cas, l'écoulement est stationnaire et il est dit laminaire.

À plus grand nombre de Reynolds, des instabilités apparaissent sous forme d'ondes, l'écoulement devient alors instationnaire tout en restant parfaitement organisé.

Trois approches sont utilisées actuellement pour décrire les écoulements turbulents. Leurs avantages et leurs inconvénients respectifs, loin de les dresser en simples concurrentes, mais les destinent plutôt, à des tâches spécifiques, voire complémentaires.

Pour le choix du modèle de turbulence, il n'y a pas une règle générale pour choisir un modèle ou un autre. Le choix est lié à la nature du problème :

Faible ou nombre élevé de Reynolds ;

Comportement du modèle au voisinage des parois ;

Capacité de chaque modèle de prédire d'une manière efficace le phénomène de décollement ;

Précision voulue par l'utilisateur.

A titre d'exemple, si l'on souhaite une première approche de la turbulence avec un maillage grossier, pas suffisamment raffiné au voisinage de la paroi, le modèle k-e avec des lois à la paroi suffit. Pour plus de précision, avec un maillage raffiné, mais un temps de calcul plus long, on peut utiliser le modèle $K\omega$ -SST.

Perrot. Y [81] souligne que le modèle $k\omega$ -SST prédit la répartition de la pression pariétale en très bon accord avec l'expérience et il permet le positionnement du point de décollement au bon endroit. À noter aussi que, le modèle $K\omega$ -SST englobe à la fois les avantages :

Du modèle K-e dans les régions à haut nombre de Reynolds (zone extérieure) ;

Du modèle $K\omega$ qui se comporte bien au voisinage de la paroi (région à faible nombre de Reynolds).

Comme seul inconvénient, il nécessite un maillage plus raffiné que le modèle Ke et exige un y^+ proche de 1 à la paroi.

3.4. Résultats et discussion

Des calculs visqueux ont été réalisés avec les mêmes conditions aux limites que le calcul non visqueux. Les figures ci-dessous présentent les contours d'iso-Mach et iso-pression issu d'un calcul visqueux sans correction de couche limite.

On remarque que la structure générale de l'écoulement est la même que celle du cas non visqueux. La présence de la couche limite est constatée dans le cas d'écoulement visqueux. L'épaisseur de cette dernière augmente à partir de l'entrée jusqu'à la sortie de la tuyère. On remarque que l'écoulement est exclu de tout décollement.

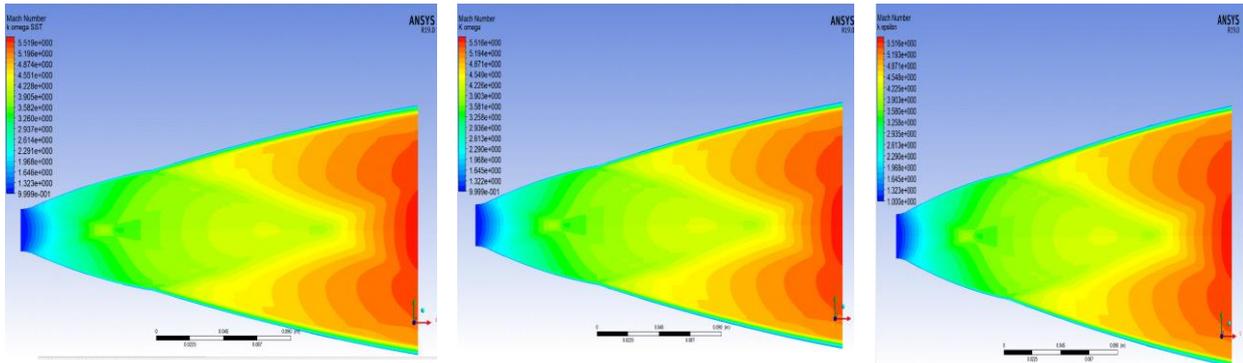


Figure (III.31) : contour Mach Number *k-omega-SST*, *K-omega*, *K-epsilon*

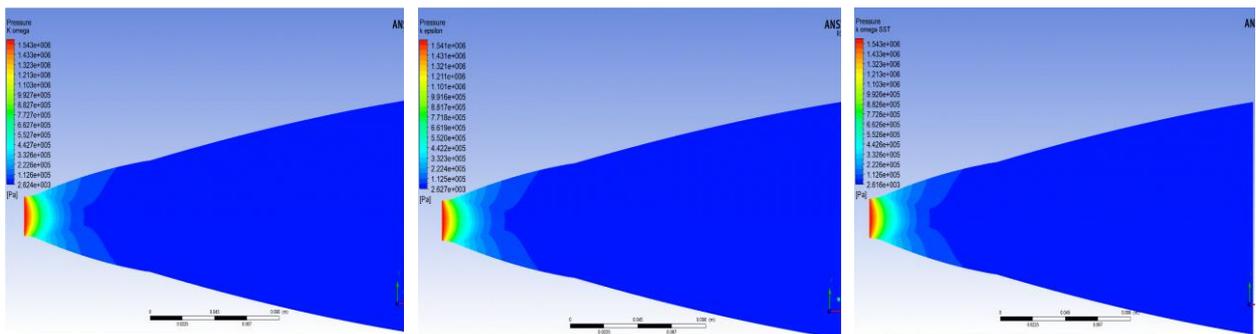


Figure (III.32) : contour Pression *K-omega*, *K-epsilon*, *K-omega-SST*

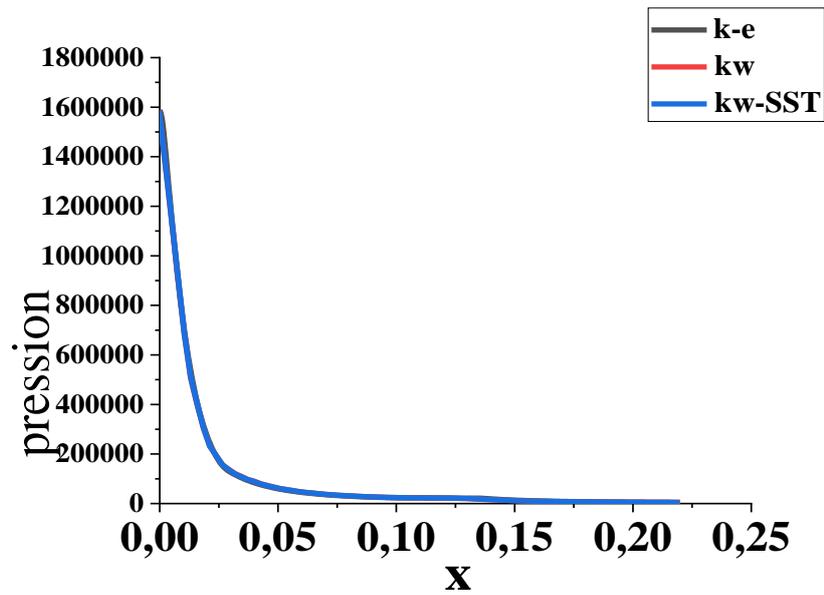


Figure (III.33) : Evolution de la Courbe de Pression Statique dans la tuyère (GP) pour les trois modèles de turbulence

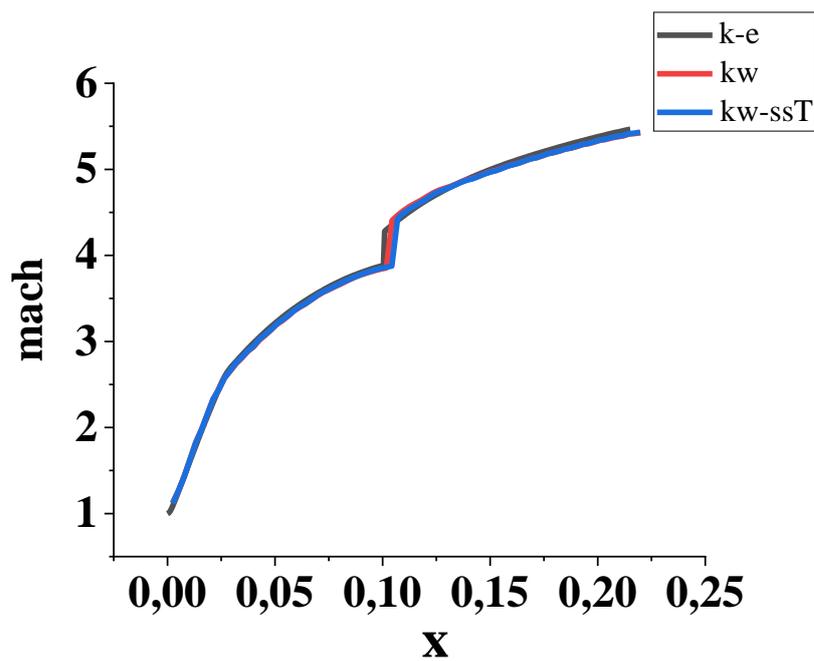


Figure (III.34) : Evolution de la Courbe du Nombre de Mach dans la tuyère (GP) pour les trois modèles de turbulence

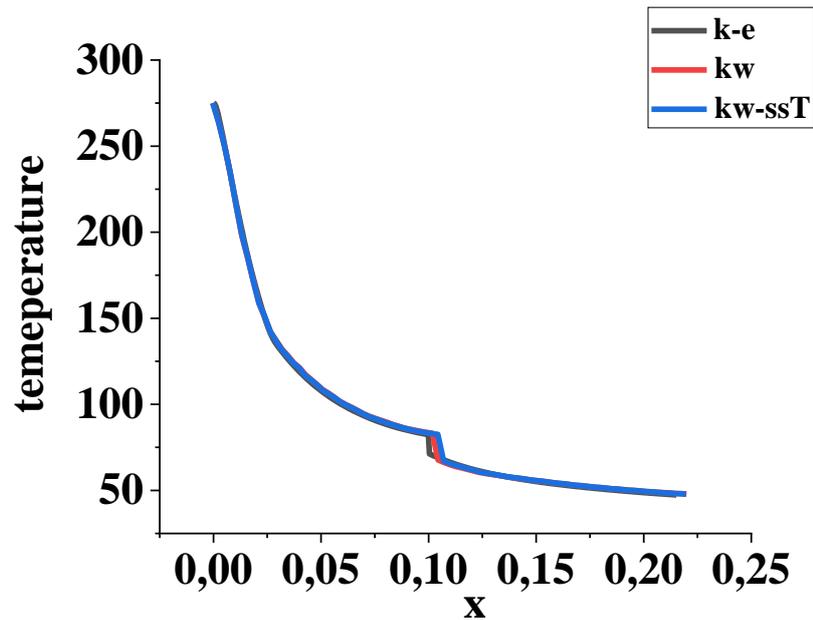


Figure (III.35) : Evolution de la Courbe de La température dans la tuyère (GP) pour les trois modèles de turbulence

Les courbes (III.33), (III.34) et (III.35) représentent l'évolution des paramètres thermodynamiques dans la tuyère en utilisant différents modèles de turbulence. L'évolution est la même pour les trois modèles, les résultats obtenus sont très proches comme c'est montré sur le tableau ci-dessous. Néanmoins Les simulations convergent rapidement avec le modèle de turbulence k-Omega-SST. À noter aussi que, le modèle $K\omega$ -SST englobe à la fois les avantages, du modèle K-e dans les régions à haut nombre de Reynolds (zone extérieure) et du modèle $K\omega$ qui se comporte bien au voisinage de la paroi (région à faible nombre de Reynolds).

Tableau 13: Evolution des paramètres dans la tuyère (GP) pour les trois modèles de turbulence

	<i>Pression</i>	<i>Températures</i>	<i>Nombre Mach</i>
<i>K-epsilon</i>	3.29747412e+003	4.72820930e+001	5.47249317
<i>K-Omega</i>	3.31585449e+003	4.73572769e+001	5.46743202
<i>K-Omega-SST</i>	3.34418457e+003	4.74728203e+001	5.45966816

Conclusion générale

Conclusion générale

Les travaux de recherche décrits dans cette thèse montrent que les problèmes, posés par la conception d'une tuyère de propulseur aérothermodynamique peuvent être résolus, par le calcul numérique qui est souvent d'une grande précision. Sans même concevoir la tuyère, le constructeur peut étudier le comportement de l'écoulement, développer un design avec les meilleures performances possible et enfin, réaliser la conception.

Le travail présenté dans ce mémoire est une Etude Numérique (CFD) d'un écoulement dans une tuyère DBN, vu que ce type des tuyères est jusqu'à présent en phase d'étude, l'évolution des paramètres (Nombre de Mach, Pression et Densité) d'écoulement dans cette tuyère a été étudié et analysé.

Comme première partie du travail, on s'est intéressé tout d'abord au design de la tuyère, où le premier galbe est considéré comme un profil MNL obtenu en utilisant la méthode des caractéristiques puis ensuite tronquée dans le but de diminuer son poids sans porter atteinte à ses performances. Le deuxième galbe est aussi une tuyère MNL obtenu par la méthode des caractéristique directe et relié au premier galbe en un point qu'on appelle le point de jonction J.

Une fois que le design est obtenu, La deuxième partie de l'étude consiste à simuler et étudier l'écoulement le comportement de l'écoulement dans la tuyère pour bien comprendre l'évolution des paramètres thermodynamiques dans ce type de tuyère. Pour cela deux codes de simulation ont été utilisés Ansys et OpenFoam. Cette étape s'est déroulée en Quatre Phases dont : la création de la géométrie surfacique, le maillage de la géométrie, la résolution et la visualisation.

Les résultats obtenus sont représentés en termes de courbes représentant les distributions de la pression et du Nombre de Mach le long des parois de la tuyère double galbe étudiée ainsi que la densité des gaz. Ils montrent une détente des gaz de combustion se faisant normalement pour tous les cas. Celle-ci se réalise d'une manière rapide le long de l'arc de circulaire aval du col jusqu'au point d'attache (zone d'expansion). Au-delà de ce dernier, elle continue d'une manière progressive jusqu'à la sortie du premier galbe. Ceci est en fait une caractéristique intrinsèque des tuyères profilées principalement dû à l'angle d'attache important choisi afin d'imposer que cette détente se fasse presque entièrement le long de l'arc circulaire aval du col, la partie restante ne servant essentiellement qu'à redresser l'écoulement afin de rendre axial et obtenir ainsi une valeur maximale pour la poussée. Au point de jonction se forme une onde de Prandtl-Meyer qui ramène le deuxième galbe à une pression d'adaptation

tous le long du deuxième galbe. Les résultats obtenus en utilisant ces deux simulations sont très proches et concordent bien avec ceux obtenus par d'autres auteurs dans la littérature spécialisée. On a remarqué aussi que le nombre de mach obtenu à la sortie est 5.2, soit un gain par rapport à la tuyère de base ($M=3$) de 44%, ce gain est traduit en termes de coefficient de poussée est de 23.3%. Dans ce cas la poussée a presque doublé ce qui représente un grand avantage dans ce type de tuyère. Mais le vrai avantage de cette tuyère ne réside pas uniquement dans l'accroissement des performances, mais c'est son fonctionnement à deux régimes différents sans aucune perturbation ou décollement de l'écoulement. Bien sûr la connaissance de l'évolution de la température nous permettra aussi de choisir le matériau de fabrication adéquat.

Pour l'écoulement visqueux, il a été constaté que la structure générale de l'écoulement est la même que celle du cas non visqueux. La présence de la couche limite est remarquable dans ce cas. L'épaisseur de cette dernière augmente à partir de l'entrée jusqu'à la sortie de la tuyère. On remarque que l'écoulement est exclu de tout décollement mais avec une diminution du nombre de mach à la sortie qui est dû aux frottements.

Et comme perspective on propose :

- Évaluer le comportement des paramètres dans la tuyère double galbe pour des différent altitude (différent NPR)
- L'étude des charges latérales exercées sur la tuyère particulièrement au point d'inflexion est nécessaire.
- Des tests expérimentaux pour valider d'une manière décisive une telle approche.
- Comparer les résultats de simulation aux résultats numérique en développant un programme fortran.

Bibliographie

- [1] **Bertrand Gille** : Histoire des techniques, Gallimard, coll. « La Pléiade », 1978 (ISBN 978-2-07-010881-7)
- [2]] **C. Foster, F. Cowles**, Experimental study of gas flow separation in overexpanded exhaust nozzles for rocket motors (Progress report 4-103), Jet Propulsion Laboratory, 1949, pp. 4–103.
- [3] **Migdal D and Landis F** 1962 Characteristics of conical supersonic nozzles; ARS J. 32 1898–1901
- [4] **Darwell H M and Badham H** 1963 Shock formation in conical nozzles; AIAA J. 1 1932–1934
- [5] **Sunley H L G and Ferriman V N** 1964 Jet separation in conical nozzles; Aeron. J. 68 808–817
- [6] **Migdal D and Kosson R** 1965 Shock predictions in conical nozzles; AIAA J. 3 1554–1556
- [7] **Hoffman J D and Lorenc S A** 1965 A parametric study of gas-particle flows in conical nozzles; AIAA J. 3 103–106
- [8] **Wehofer S and Moger W C** 1970 Transonic flow in conical convergent and convergent-divergent nozzles with nonuniform inlet conditions. In: 6th Propulsion Joint Specialist Conference, San Diego, California. 635
- [9] **Khan A A and Shembharkar T R** 2008 Viscous flow analysis in a convergent–divergent nozzle. In: Proceedings of the International Conference on Aerospace Science and Technology, Bangalore, India
- [10] **Balabel A, Hegab A M, Nasr M and El-Behery S M** 2011 Assessment of turbulence modeling for gas flow in two dimensional convergent-divergent rocket nozzle; Appl. Math. Modell. 35 3408–3422
- [11] **Zmijanovic V, Lago V, Sellam M and Chpoun A** 2014 Thrust shock vector control of an axisymmetric conical supersonic nozzle via secondary transverse gas injection; Shock Waves 24 97-111
- [12] **Zhang Y, Chen H, Zhang M, Zhang M, Li Z and Fu S** 2014 Performance prediction of conical nozzle using Navier- Stokes computation; J. Propuls. Power 31 192–203
- [13] **Jia R, Jiang Z and Zhang W** 2015 Numerical analysis of flow separation and side loads of a conical nozzle during staging. In: Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 845–855
- [14] **Jia R, Jiang Z, Xiang M and Zhang W** 2016 Three-dimensional numerical study of the conical nozzle side loads during staging; J. Aerosp. Eng. 29 04016038

- [15] **Dillaway R B** 1957 A philosophy for improved rocket nozzle design; *J. Jet Propuls.* 27 1088–1093
- [16] **Rao G V R** 1958 Exhaust nozzle contour for optimum thrust; *J. Jet Propuls.* 28 377–382
- [17] **Landsbaum E M** 1960 Contour nozzles; *ARS J.* 30 244–250
- [18] **Farley J M and Campbell C E** 1960 Performance of several method-of-characteristics exhaust nozzles. NASA TN D-293
- [19] **Ahlberg J H, Hamilton S, Migdal D and Nilson E N** 1961 Truncated perfect nozzles in optimum nozzle design; *Am. Rocket Soc. J.* 31 614–620
- [20] **Lawrence R A and Weynand E E** 1968 Factors affecting flow separation in contoured supersonic nozzles; *AIAA J.* 61159–1160
- [21] **Potter J L and Carden W H** 1968 Design of axisymmetric contoured nozzles for laminar hypersonic flow; *J. Spacecr. Rockets* 5 1095–1100
- [22] **Terhardt M, Hagemann G and Frey M** 2001 Flo separation and side-load behavior of truncated ideal rocket nozzles. In: 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. 3686[
- [23] **Verma S B** 2002 Study of flow separation in truncated ideal contour nozzle; *J. Propuls. Power* 18 1112–1121
- [24] **Hagemann G, Frey M and Koschel W** 2002 Appearance of restricted shock separation in rocket nozzles; *J. Propuls. Power* 18 577–584
- [25] **Nguyen A T, Deniau H, Girard S and Alziary De Roquefort T** 2003 Unsteadiness of flow separation and end-effects regime in a thrust-optimized contour rocket nozzle; *Flow Turbul. Combust.* 71 161–181
- [26] **Pilinski C and Nebbache A** 2004 Flow separation in a truncated ideal contour nozzle; *J. Turbul.* 5 1–3
- [27] **Verma S B, Stark R and Haidn O** 2006 Relation between shock unsteadiness and the origin of side-loads inside a thrust optimized parabolic rocket nozzle; *Aerosp. Sci. Technol.* 10 474–483
- [28] **Nebbache A and Pilinski C** 2006 Pulsatory phenomenon in a thrust optimized contour nozzle; *Aerosp. Sci. Technol.* 10 295–308
- [29] **Stark R H and Wagner B H** 2006 Experimental Flow investigation of a truncated ideal contour nozzle. In: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 5208
- [30] **Stark R and Wagner B** 2009 Experimental study of boundary layer separation in truncated ideal contour nozzles; *Shock Waves* 19(3) 185–191
- [31] **Frey M, Makowka K and Aichner T** 2017 The TICTOP nozzle: a new nozzle contouring concept; *CEAS Space J.* 9175–181

- [32] **Baloni B D, Kumar S P and Channiwala S A** 2017 Computational analysis of bell nozzles. In: 4th International Conference of Fluid Flow, Heat and Mass Transfer, Toronto, Canada, August 21 – 23, 2017. 110
- [33] **Verma S B, Hadjadj A and Haidn O** 2017 Origin of sideloads in a subscale truncated ideal contour nozzle; *Aerosp. Sci. Technol.* 71 725–732
- [34] **Zhang J A, Shotorban B and Zhang S** 2017 Numerical experiment of aeroelastic stability for a rocket nozzle; *J. Aerosp. Eng.* 30 04017041
- [35] **Krase W H** 1959 Performance analysis of plug nozzles for turbojet and rocket exhausts. In: ASME 1959 Gas Turbine Power Conference and Exhibit, American Society of Mechanical Engineers, Ohio, USA. V001T01A009
- [36] **Berman K and Crimp F W** 1961 Performance of plug-type rocket exhaust nozzles; *ARS J.* 31 18-23
- [37] **Rao G V R** 1961 Spike nozzle contour for optimum thrust. *Planetary and Space Science* 4, Jan.:92-101
- [38] **Johnson G R, Thompson H D and Hoffman J D** 1974 Design of maximum thrust plug nozzles with variable inlet geometry; *Comput. Fluids* 2 173–190
- [39] **Rommel T, Hagemann G, Schley C A, Krulle G and Manski D** 1997 Plug nozzle flowfield analysis; *J. Propuls. Power* 13 629–634
- [40] **Ruf J H and McConnaughey P K** 1997 A numerical analysis of a three-dimensional aerospike. In: 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit. 3217
- [41] **Ito T, Fujii K and Hayashi A K** 2002 Computations of axisymmetric plug-nozzle flow fields: flow structures and thrust performance; *J. Propuls. Power* 18 254–260
- [42] **Besnard E, Chen H H, Mueller T and Garvey J** 2002 Design, manufacturing and test of a plug nozzle rocket engine. In: 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit. 4038
- [43] **Naghib-lahouti A and Tolouei E** 2006 Investigation of the effect of base bleed on thrust performance of a truncated aerospike nozzle in off-design conditions. In: European Conference on Computational Fluid Dynamics
- [44] **Shahrokhi A and Noori S** 2010 Survey of the central plugshape of the aerospike nozzle. In: 17th Australasian Fluid Mechanics Conference, Auckland, New Zealand 5-9 December, 2010
- [45] **Chutkey K, Vasudevan B and Balakrishnan N** 2014 Analysis of annular plug nozzle flowfield; *J. Spacecr. Rockets* 51 478–490
- [46] **Shanmuganathan V K, Gayathri N, Kabilan S and Umanath K** 2015 Comparative study on performance of linear and annular aero-spike nozzles; *Aust. J. Basic Appl. Sci.* 9 883–892

- [47] **Naveen Kumar K, Gopalsamy M, Antony D, Krishnaraj Rand Viswanadh C B** 2017 Design and optimization of aerospoke nozzle using CFD. In: IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 012008
- [48] **Rao G V R** 1960 Analysis of a new concept rocket nozzle Liquid Rockets and Propellants; Progress Astron. Aeron. 2 669–682
- [49] **Mueller T J and Hall C R Jr** 1968 Separated flow region within a planar expansion-deflection nozzle; J. Spacecr.Rockets 5 738–740
- [50] **Wasko R A** 1968 Performance of annular plug and expansion-deflection nozzles including external flow effects at transonic Mach numbers. NASA-TN-D-4462
- [51] **Taylor N V and Hemsell C M** 2004 Optimising expansion deflection nozzles for vacuum thrust; Aeron. J. 108 515–522
- [52] **Taylor N V, Hemsell C M, Macfarlane J, Osborne R, Varvill R, Bond A and Feast S** 2010 Experimental Sådhanâ (2021) 46:76 Page 21 of 22 76 investigation of the evacuation effect in expansion deflection nozzles; Acta Astron. 66 550–562
- [53] **Schomberg K and Olsen J** 2012 Altitude compensation in expansion-deflection nozzles. In: 18th Australasian Fluid Mechanics Conference, Launceston, Australia 3–7 December, 2012
- [54] **Schomberg K, Doig G, Olsen J and Neely A** 2014 Geometric analysis of the linear expansion-deflection nozzle at highly overexpanded flow conditions. In: 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 4001
- [55] **Schomberg K, Olsen J, Neely A and Doig G** 2014 Experimental analysis of a linear expansion-deflection nozzle at highly overexpanded conditions. In: 19th Australasian Fluid Mechanics Conference, Melbourne, Australia, 8–11 December, 2014. 74–77
- [56] **Schomberg K, Doig G and Olsen J** 2014 Computational simulation of an altitude adaptive nozzle concept; Appl. Mech. Mater. 553 223–228
- [57] **Currao G, Neely A J, Schomberg K A and Ringrose-Voase E P** 2014 global measurement of temperature and pressure on the sidewall of an altitude-adaptive expansion-deflection rocket nozzle. In: 19th Australasian Fluid Mechanics Conference, Melbourne, Australia, 8-11 December, 2014
- [58] **Horn M and Fisher S** 1994 Dual-bell altitude compensating nozzles. NASA-N94-23057
- [59] **Frey M and Hagemann G** 1999 Critical assessment of dualbell nozzles; J. Propuls. Power 15 137–143
- [60] **Hagemann G, Terhardt M, Haeseler D and Frey M** 2002 Experimental and analytical design verification of the dualbell concept; J. Propuls. Power 1 116–122
- [61] **Genin C N and Stark R H** 2010 Side loads in dual bell nozzles, part I: Phenomenology. In: 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 6729

- [62] **Genin C, Stark R, Karl S and Schneider D** 2012 Numerical investigation of dual bell nozzle flow field. In: 48th AIAA/ ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 4164
- [63] **Genin C N, Stark R H and Schneider D** 2013 Transitional behavior of dual bell nozzles: contour optimization. In: 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 3841
- [64] **Genin C, Gernoth A and Stark R** 2013 Experimental and numerical study of heat flux in dual bell nozzles; J. Propuls. Power 29 21–26
- [65] **Genin C, Stark R, Haidn O, Quering K and Frey M** 2013 Experimental and numerical study of dual bell nozzle flow; Progress Flight Phys. 5 363–376
- [66] **Verma S B, Stark R and Haidn O** 2013 Reynolds number influence on dual-bell transition phenomena; J. Propuls. Power 29 602–609
- [67] **Verma S B, Stark R and Haidn O** 2014 Effect of ambient pressure fluctuations on dual-bell transition behavior; J. Propuls. Power 30 1192–1198
- [68] **Davis K, Fortner E, Heard M, McCallum H and Putzke H** 2015 Experimental and computational investigation of a dual-bell nozzle. In: 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. 0377
- [69] **Verma S B, Hadjadj A and Haidn O** 2015 Unsteady flow conditions during dual-bell sneak transition; J. Propuls. Power 31 1175–1183
- [70] **Schneider D and Genin C** 2016 Numerical investigation of flow transition behavior in cold flow dual-bell rocket nozzles; J. Propuls. Power 32 1212–1219
- [71] **Allman J G and Hoffman J D** 1981 Design of maximum thrust nozzle contours by direct optimization methods; AIAA J. 19 750–751
- [72] **Toufik H, Mohamed S, Hakim K, Saïd B and Lynda L** 2016 Design and performances of the dual-bell nozzle. In: Aerospace Conference, IEEE. 1–7
- [73] **Kbab H, Sellam M, Hamitouche T, Bergheul S and Lagab L** 2017 Design and performance evaluation of a dual bell nozzle; Acta Astron. 130 52–59
- [74] **Chasman D, Birch M, Haight S and Graffam R** 2005 A multi-disciplinary optimization method for multi nozzle grid (MNG) design - Final Report. In: 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 706
- [75] **Chasman D, Haight S and Facciano A** 2005 Excessive nozzle erosion in a multi nozzle grid (MNG) test. In: 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 4495
- [76] **Chasman D, Haight S and Loehr R** 2012 Viscous losses of MNG in hybrid motor tests. In: 48th AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 4266
- [77] **Yohann Perrot**, *"étude, mise au point et validation de modèles de turbulence compressible"*, Thèse de doctorat, INSA de Rouen 2006.

- [78] **Yamani Asma, Siguesmi Mounia.** Etude et simulation des tuyères supersoniques MLN. Mémoire de Master, Institut d'aéronautique et des études spatiales, université SAAD DAHLEB de Blida.2020.
- [79] **Chouicha Rachid,** Développement de la méthode des caractéristiques pour la conception des tuyères double Mémoire de Master, Institut d'aéronautique et des études spatiales, université SAAD DAHLEB de Blida.2015.
- [80] **Reijasse,P.,et al,**“Wall pressure and thrust of a dual-bell nozzle in cold gas facility,”Progress in Propulsion Physics,vol.2,pp. 655-674,2011.
- [81] **Perrot,Y.,**”Etude, mise au point et validation des modelés de turbulence compressible ,”PhD thesis,Université de Rouen ,France,2006.