

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
LA REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



Université Saad Dahlab Blida 1
Institut d'Aéronautique et des
Études Spatiales



Département Construction Aéronautique

Mémoire de fin d'études
En vue de l'obtention du diplôme de
Master en Aéronautique
Option : PROPULSION AVIONS
THEME

Simulation de la tuyère MLN

Proposé et dirigé par :

Mr. ABADA Omar

Mr. ABDALLAH ELHIRTSI Ahmed

Réalisé par :

AMGHAR Dyhia

Soutenue devant le jury composé de :

Mr. KBAB Hakim

MCA

Président

Mr. HAIF Sidali

Doctorant

Examineur

Promotion : 2022 / 2023

Remerciement

Premièrement je commence par rendre grâce à ALLAH pour avoir béni mon humble travail et m'avoir accordé le succès dans son accomplissement. et je sollicite humblement sa direction afin d'atteindre des niveaux plus élevés et de continuer à progresser dans mes efforts.

*Je souhaite exprimer ma profonde reconnaissance envers mon promoteur, Monsieur **ABADA OMAR**, ainsi que mon Co-promoteur, Monsieur **AHMED ABDALLAH ELHIRSI**. Je tiens à les remercier chaleureusement pour leur encadrement, leurs orientations précieuses, leur soutien constant et leurs conseils avisés.*

*Je tiens également à exprimer ma gratitude envers **M. HAIF SIDALI** pour l'intérêt qu'il a manifesté envers mon travail, ses remarques éclairées, son aide inestimable et le temps qu'il m'a généreusement accordé.*

J'adresse mes sincères remerciements à tous les professeurs, intervenants et toutes les personnes qui par leurs paroles, leurs écrits, leurs conseils et leurs critiques ont guidé nos réflexions. Leur contribution précieuse a grandement enrichi notre travail.

Je remercie également toute l'équipe pédagogique de l'institut d'aéronautique et des études spatiales.

Je tiens à exprimer ma profonde gratitude et ma reconnaissance à ma famille ainsi qu'à toutes les personnes qui ont contribué, de près ou de loin, à la réalisation de ce travail. Leur soutien indéfectible, leurs encouragements et leurs efforts méritent d'être vivement remerciés.

Dédicace

Chère maman,

Je voulais prendre un moment pour te dire à quel point je t'aime et combien je suis reconnaissante de t'avoir comme mère. Ta présence dans ma vie est un cadeau précieux que je chéris chaque jour. Tu as toujours été là pour moi, avec ton amour inconditionnel et ta bienveillance infinie. Je ne pourrai jamais te remercier suffisamment pour tout ce que tu as fait et continues de faire pour moi.

À mon cher père

Merci papa du fond du cœur pour tout ce que tu as fait et continues de faire pour moi. Ta présence est un cadeau inestimable, et je suis honorée d'être ta fille. Sache que ton influence positive dans ma vie est inoubliable et que je suis profondément reconnaissante de t'avoir comme père.

À tous mes chers frères, en particulier à Samir, mes deux sœurs, ainsi qu'à leurs enfants,

Je tiens à vous adresser cette dédicace spéciale, remplie d'amour et de vœux sincères. Vous êtes ma famille et mes compagnons de vie, et je souhaite que vous soyez comblés de bénédictions.

À tous mes oncles et mes tantes, mes chers cousins, voisins que j'ai eu le bonheur de connaître jusqu'à maintenant,

Je souhaite vous exprimer ma profonde gratitude pour votre amour et vos encouragements. Votre présence dans ma vie a été une source de joie, de soutien et de réconfort.

À toutes mes copines et amis, personne par personne

Que notre amitié et nos liens perdurent, que nous continuions à nous soutenir mutuellement dans les hauts et les bas de la vie. Que nos chemins se croisent encore et que nous partagions de merveilleux moments ensemble.

Merci du fond du cœur pour votre amour, vos encouragements et votre présence dans ma vie.

Sommaire

Remerciement	
Dédicace.....	I
Sommaire	II
Liste des figures	V
Liste des tableaux.....	VIII
Résumé.....	IX
Nomenclature	X
Abbréviation.....	X
Introduction générale	1

CHAPITRE 1 : GÉNÉRALITÉ SUR LES TUYÈRES SUPERSONIQUES

1.1	Introduction	4
1.2	Définition de la tuyère.....	5
1.3	Présentation d'une tuyère supersonique.....	5
1.4	Applications des tuyères supersoniques.....	6
1.4.1	Moteurs fusée.....	6
1.4.2	Moteurs avions de combats.....	7
1.4.3	Soufflerie.....	7
1.5	Les différentes configurations des tuyères supersoniques	8
1.5.1	Les tuyères conventionnelles	9
1.5.2	Tuyères adaptées en altitude	11
1.5.2.1	Les tuyères à décollement contrôlé	11
1.5.2.2	Les tuyères bi-modes.....	13
1.5.2.3	Tuyère auto-ajustables	13
1.5.3	Tuyères innovantes.....	15
1.6	Fonctionnement réel de la tuyère supersonique	16
1.6.1	Forme géométrique d'une tuyère supersonique	16
1.6.2	Les différents régimes d'écoulement	17
1.7	Les paramètres de performances.....	19
1.8	Conclusion	20

CHAPITRE 2 : DIMENSIONNEMENT DE LA TUYERE A DETENTE CENTREE

2.1	Introduction	21
2.2	Tuyère à détente centrée.....	22
2.2.1	Champ d'écoulement dans la région de Kernel.....	24
2.3	Détermination du profil de la tuyère à détente centrée	27
2.3.1	Détermination du profil d'une tuyère axisymétrique	28
2.3.2	Détermination des courbes isoMachs.....	30
2.3.3	Détermination des courbes iso directions.....	31
2.4	Volume d'une tuyère.....	32
2.4.1	Tuyère axisymétrique.....	32
2.5	Masse de la structure de la tuyère	33
2.5.1	Tuyère axisymétrique.....	33
2.6	Force de pression exercée sur la paroi de la tuyère.....	34

CHAPITRE 3 : développement de méthode d'écoulement transsonique (approche de sauer)

3.1	Introduction	36
3.2	Détermination du champ d'écoulement dans la région du col	37
3.3	L'approche de Sauer	37
3.3.1	Determination de contour du col.....	42
3.3.2	détermination de la ligne initiale pour le calcul supersonique	44
3.3.3	Détermination des valeurs des différents paramètres de l'écoulement	45

CHAPITRE 4 : SIMULATION NUMERIQUE PAR ANSYS

4.1	Introduction	47
4.2	Simulation Ansys-fluent.....	47
4.2.1	Le modèle ANSYS Workbench	48
4.2.2	Architecture du logiciel FLUENT.....	49
4.2.2.1	Le processeur : Design Modeler et ANSYS Meshing.....	49
4.2.2.2	Le solveur Fluent.....	49
4.2.2.3	Le post-processeur CFD post	49
4.2.3	Procédure de résolution numérique par « Fluent ».....	50

4.3	Simulation de la tuyère MLN.....	51
4.3.1	Géométrie.....	51
4.3.2	Maillage	52
4.3.3	Configuration	54
4.3.4	Paramètres de configuration.....	54
4.3.5	Schéma de convergence	58
4.4	Conclusion	60
CHAPITRE 5 : RESULTATS ET INTERPRETATIONS		
5.1	Introduction.....	61
5.2	Résultats de la tuyère axisymétrique MLN.....	61
5.2.1	Variation des paramètres à travers la tuyère MLN à haute température	61
5.2.1.1	Variation du nombre de mach	61
5.2.1.2	Variation de la pression statique	62
5.2.1.3	Variation de la température statique.....	64
5.2.1.4	Variation de la densité ρ/ρ_0	65
5.2.2	Comparaison et calcul d'erreurs.....	66
5.3	Effet de la température sur la conception de la tuyère MLN	67
5.3.1	Variations des paramètres de l'écoulement le long de la tuyère MLN	67
5.3.1.1	Variation du nombre de Mach.....	67
5.3.1.2	Variation de la pression statique	68
5.3.1.3	Variation de la température.....	70
5.3.1.4	Variation de la densité.....	71
5.4	Etude de la ligne sonique de la tuyère axisymétrique MLN	72
5.4.1	Effet du rayon du convergent de la tuyère sur la ligne sonique	72
5.4.1.1	Calcul d'erreurs.....	74
5.4.2	Effet de la température sur la ligne sonique.....	74
5.4.2.1	Calcul d'erreurs.....	76
5.4.2.2	CALCUL D'ERREUR.....	80
5.5	L'effet de gaz sur la ligne sonique	81
5.5.1	L'effet d'un gaz triatomique sur la ligne sonique	81
5.5.2	L'effet d'un gaz biatomique sur la ligne sonique.....	82
5.5.3	L'effet d'un gaz monoatomique sur la ligne sonique.....	83
5.6	Effet du nombre de mach	84
Conclusion générale.....		86
Références.....		XI

Liste des figures

CHAPITRE 1

Figure 1.1 : tuyère de Laval	4
Figure 1.2 : schéma d'une tuyère convergent-divergent (de Laval).	6
Figure 1.3 : Tuyère propulsive d'un moteur fusée.	7
Figure 1.4 : Tuyère d'une soufflerie supersonique.	8
Figure 1.5 : Tuyère conique.	9
Figure 1.6 : Tuyère annulaire.	11
Figure 1.7 : Tuyère à double galbe	12
Figure 1.8 : Tuyère à détente centrée	12
Figure 1.9 : Tuyère double col.	13
Figure 1.10 : Tuyère type bouchon.	14
Figure 1.11 : Tuyère type détente-déviaton	15
Figure 1.12 : Tuyère à chevrons.....	16
Figure 1.13 : Organisation de l'écoulement en régime de sous-détente.	18
Figure 1.14 : régime d'écoulement supersonique sur détente.	18

CHAPITRE 2

Figure 2. 1 : les différentes géométries de tuyères.....	22
Figure 2. 2 : Le schéma représentatif d'une tuyère à détente centrée	23
Figure 2. 3 : Champ d'écoulement dans une tuyère à détente centrée [18]	23
Figure 2. 4 : La région à partir du centre de la détente	24
Figure 2. 5 : Processus de calcul des caractéristiques dans la région de Kernel.....	26
Figure 2. 6 : Processus de calcul des caractéristiques dans la région de transition.....	28
Figure 2. 7 : Intersection de la paroi de la tuyère avec les caractéristiques	29
Figure 2. 8 : Différents segments de recherche des points de la courbe isoMach.....	31
Figure 2. 9 : Présentation d'un tronçon de la tuyère	34
Figure 2. 10 : Présentation des paramètres et la force de pression exercée sur la paroi	34

CHAPITRE 3

Figure 3. 1 : coordonnées du col d'une tuyère et des pour l'étude d'écoulement transsonique.....	36
Figure 3. 2 : relation entre le rayon de courbure et les éléments de l'écoulement.	43
Figure 3. 3 : la ligne initiale pour la méthode des caractéristiques	45

CHAPITRE 4

Figure 4. 1 : les principales étapes d'ANSYS Fluent.....	50
Figure 4. 2 : Étape de la résolution numérique par Fluent	51
Figure 4. 3 : la géométrie de la tuyère sur SpaceClaim	52
Figure 4. 4 : maillage finale de la tuyère axisymétrique	53

Figure 4. 5: Statistiques du maillage précédent	53
Figure 4. 6: Vérification du critère d'orthogonalité	54
Figure 4. 7: Les paramètres pour un gaz parfait.....	57
Figure 4. 8: coefficients d'un gaz à haute température comprise entre 100 et 1000.....	57
Figure 4. 9: coefficients d'un gaz à haute température comprise entre 1000 et 3000.....	58
Figure 4. 10: Précision de la convergence	58
Figure 4. 11: Schéma de convergence pour tuyère axisymétrique.....	59

CHAPITRE 5

Figure 5. 1 : Variation du nombre de mach obtenu par la simulation pour le modèle HT à $T=2000$ K et $M_S=3.00$	61
Figure 5. 2 : Variation du nombre de mach sur le contour de la tuyère pour $M_S=3.00$ et $T_0=2000k$	62
Figure 5. 3: Variation du rapport de la pression statique P/P_0 obtenue par la simulation à haute température $T=2000k$	63
Figure 5. 4 : Variation du rapport de pression P_p/P_0 à $T=2000k$	63
Figure 5. 5 : Variation du rapport de température statique T/T_0 le long du contour de la tuyère MLN à $T=2000k$	64
Figure 5. 6 : Variation du rapport de température T/T_0 le long du contour de la tuyère MLN à $T_0=2000$ K	65
Figure 5. 7: Variation du rapport de densité ρ/ρ_0 obtenue par la simulation le long du contour de la tuyère MLN à $T_0=2000$ K.	65
Figure 5. 8 : Variation du rapport de densité ρ/ρ_0 pour $M_S=3.000$ et $T=2000$ k.....	66
Figure 5. 9: variation du nombre de mach le long de l'axe de symétrie l'axe de la tuyère axisymétrique MLN	67
Figure 5. 10 : Variation du nombre de mach sur la paroi	68
Figure 5. 11 : Variation du rapport de pression P_a/P_0 sur l'axe de symétrie pour les modèles GP et HT.	69
Figure 5. 12 : Variation du rapport de pression P_p/P_0 sur la paroi pour GP et HT.....	69
Figure 5. 13 : Variation du rapport de température T_a/T_0 sur l'axe de symétrie de la tuyère MLN pour les modèles GP et HT.....	70
Figure 5. 14: Variation du rapport de température T_a/T_0 le long du contour de la tuyère MLN pour les modèles GP et HT	71
Figure 5. 15 : Variation du rapport de la densité ρ_a/ρ_0 sur l'axe de symétrie pour les modèles GP et HT	71
Figure 5. 16 : variation du rapport de densité ρ_p/ρ_0 sur la paroi pour GP et HT.	72
Figure 5. 17 : Variation de la ligne sonique pour les modèles GP et HT à $M_S=3.00$ et $R=0.02m$	73
Figure 5. 18 : Variation de la ligne sonique pour les modèles GP et HT à $M_S=3.00$ et $R=0.04m$	73
Figure 5. 19: Variation de la ligne sonique pour les modèles GP et HT à $M_S=3.00$ et $R=0.06m$	74
Figure 5. 20 : Variation de la ligne sonique le long d'une tuyère axisymétrique MLN pour un modèle GP.....	75
Figure 5. 21 : Variation du nombre de mach le long du contour d'une tuyère GP tuyère pour les différentes températures.	76
Figure 5. 22 : Variation d'erreur le long de la tuyère GP	76
Figure 5. 23: Variation de la ligne sonique le long d'une tuyère HT à $T_0=1000k$	77
Figure 5. 24: Variation du nombre de mach d'une tuyère HT à 1000 K	78
Figure 5. 25: Variation d'erreur le long de la tuyère HT à $1000k$	78
Figure 5. 26: Variation de la ligne sonique le long d'une tuyère HT à $T=2000k$	79
Figure 5. 27 : Variation du nombre de mach d'une tuyère HT à $2000k$	80

Figure 5. 28 : Variation d'erreur le long de la tuyère HT à 2000k.....	80
Figure 5. 29: variation de la ligne sonique le long d'une tuyère HT à T=3000k.....	81
Figure 5. 30 : variation de la ligne sonique pour différents gaz triatomiques.....	82
Figure (5. 31) : variation de la ligne sonique pour différents gaz biatomiques.....	83
Figure (5. 32): variation de la ligne sonique pour différents gaz monoatomiques.....	84
Figure (5. 33): variation de la ligne sonique à différents nombres de mach.	85

Liste des tableaux

CHAPITRE 5

Tableau (5. 1) : Calcul d'erreur entre les résultats par simulation Ansys-Fluent et numérique	66
Tableau (5. 2) : Calcul d'erreur du nombre de Mach sur la paroi entre le modèle GP et pour différentes températures (modèle HT)	68
Tableau (5. 3) : Calcul d'erreur du nombre de Mach sur la paroi entre le modèle GP et pour différentes températures (modèle HT)	74
Tableau (5. 4) : Calcul d'erreur du nombre de Mach le long de la paroi entre le modèle GP et pour différentes températures (modèle HT)	77
Tableau (5. 5) : Calcul d'erreur du nombre de Mach le long du contour de la tuyère entre le modèle GP et pour différentes températures (modèle HT)	78

Résumé

Le présent travail consiste à simuler un écoulement à travers une tuyère à détente centrée MLN, à l'aide d'un outil de conception ANSYS fluent. Cette simulation s'est déroulée en quatre phases (Création de la géométrie surfacique, Maillage de la géométrie, Résolution et la Visualisation des Résultats) dans les configurations (gaz parfait et haute température). Elle est basée sur l'analyse des différents paramètres (le rayon, la température, les gaz, le nombre de mach) et leurs effets sur la ligne sonique.

Abstract

The present work consists of simulating flow through a centrally located MLN expansion nozzle using the ANSYS Fluent design tool. This simulation was conducted in four phases (Creation of surface geometry, Meshing of the geometry, Solution, and Results Visualization) under perfect gas and high-temperature configurations. It is based on the analysis of various parameters (radius, temperature, gases, Mach number) and their effects on the sonic line.

المخلص

العمل الحالي يتضمن محاكاة تدفق عبر فوهة تمدد مركزية MLN باستخدام أداة تصميم ANSYS Fluent. تمت هذه المحاكاة في أربع مراحل (إنشاء هندسة السطح، تجزئة هندسة السطح، حل المسألة، وتصوير النتائج) تحت تكوينات مختلفة (غاز مثالي ودرجة حرارة عالية). تركز هذه المحاكاة على تحليل مختلف المعايير (نصف القطر، درجة الحرارة، الغازات، عدد ماخ) وتأثيراتها على الخط الصوتي.

Nomenclature

Pa : Pression ambiante [Pa]

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/P0 : Rapport de pression statique sur la pression initiale

T/T0 : Rapport de température sur la température initiale

L : longueur, m

P : la poussée, N

Abbreviation

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

MDO : Optimisation Multidisciplinaire

FP : Flux primaire

FS : Flux secondaire

HT : Haute Température

GP : Gaz parfait

INTRODUCTION GÉNÉRALE

Introduction générale

Un système propulsif est un mécanisme conçu pour accélérer un flux de matière, créant ainsi une force de poussée qui permet de mettre en mouvement un véhicule ou de lui faire effectuer des rotations autour de son centre de masse. La tuyère, élément central de ce moteur, revêt une importance capitale en raison de son influence significative sur les performances globales. Elle est utilisée dans une multitude de structures aérodynamiques, notamment les missiles, les moteurs d'avions et les souffleries supersoniques dédiées à la modélisation et à l'étude expérimentale des écoulements supersoniques réels.

Depuis les premières applications de la conception aérodynamique en 1935, les concepteurs ont commencé à explorer de nouvelles approches. À cette époque, toutes les études étaient basées sur des expériences pratiques, car les avancées informatiques n'avaient pas encore vu le jour. Les chercheurs ont consacré des efforts considérables à l'analyse expérimentale des tuyères, en évaluant leur efficacité, leur géométrie optimale et leur interaction avec les flux de gaz. Les résultats de ces expérimentations ont permis d'améliorer progressivement les performances des systèmes propulsifs.

Cependant, avec le développement des technologies informatiques, de nouvelles possibilités se sont ouvertes. Les simulations par ordinateur ont joué un rôle majeur dans l'étude des tuyères, en offrant des outils puissants pour analyser et optimiser leur conception. Les modèles numériques ont permis de mieux comprendre les phénomènes complexes liés aux écoulements de fluides, aux interactions entre la structure de la tuyère et le flux de gaz, ainsi qu'aux processus de combustion. Cette approche informatique a révolutionné le domaine de la conception aérodynamique, en permettant aux concepteurs d'explorer un large éventail de configurations, de tester des scénarios virtuels et de proposer des améliorations innovantes pour maximiser les performances des tuyères.

Aujourd'hui, une combinaison d'expérimentation pratique et de modélisation informatique reste essentielle pour le développement continu des systèmes propulsifs. Les chercheurs et ingénieurs tirent parti des données expérimentales précieuses et des simulations avancées pour affiner et optimiser les tuyères, en vue de performances toujours plus performantes et efficaces.

Lorsqu'il s'agit d'appliquer des moteurs fusées, la conception se concentre sur deux facteurs essentiels : maximiser la poussée tout en minimisant le poids de la tuyère, ce qui

implique de réduire sa longueur. Il est bien connu que la tuyère représente une part considérable de la masse totale des missiles.

Afin d'optimiser ces paramètres, différents types de tuyères ont été développés. Parmi eux, la tuyère à détente centrée (MLN) est le principal sujet d'étude dans cette recherche. Les concepteurs explorent plusieurs formes de tuyères offrant des caractéristiques et des performances spécifiques.

L'objectif fondamental d'une tuyère est d'augmenter l'énergie cinétique d'un fluide en favorisant l'augmentation de sa vitesse, tout en transformant son énergie interne, représentée par sa température.

Le fonctionnement d'une tuyère repose sur les propriétés spécifiques des gaz lorsqu'ils circulent à des vitesses subsoniques et supersoniques. Lorsqu'un gaz se déplace à une vitesse subsonique à travers un conduit dont le diamètre se rétrécit, sa vitesse s'accroît. Toutefois, la vitesse du gaz est limitée par la vitesse du son (Mach 1). En revanche, dans un régime d'écoulement supersonique (vitesse supérieure à celle du son), le comportement du gaz s'inverse : pour augmenter sa vitesse, il est nécessaire d'élargir le diamètre du conduit. Ce phénomène est régi par le principe d'accélération des gaz, qui est décrit par l'équation d'Hugoniot.

L'objectif principal de cette étude est de simuler et d'analyser l'écoulement d'un gaz parfait à travers une tuyère de forme MLN (Minimum Nozzle Light). Pour ce faire, une modélisation précise de la tuyère est réalisée en utilisant le logiciel Ansys Fluent, qui offre des outils puissants pour la simulation des écoulements fluides.

L'analyse se concentre sur l'évaluation des différents paramètres thermodynamiques clés tels que le nombre de Mach, la pression statique, la température statique, et d'autres grandeurs pertinentes. Ces paramètres permettent de caractériser en détail l'écoulement du gaz à travers la tuyère et d'obtenir des informations précises sur son comportement.

Organisation du mémoire :

Suite à cette introduction sur les tuyères supersoniques, l'étude de la problématique envisagée est réalisée en cinq chapitres, une conclusion générale et quelques références.

Le premier chapitre consiste à donner un historique du développement et présentation de la tuyère supersonique. Ainsi, les différents profils des tuyères et le fonctionnement théorique avec les différents régimes d'écoulement sont discutés.

Le deuxième chapitre est consacré à l'application de la méthode des caractéristiques pour le dimensionnement des tuyères à haute température type détente centrée où des paramètres thermodynamiques et physiques ont été déterminés, tels que, la masse de la structure, le volume et la force de pression exercée sur la paroi interne.

Le troisième chapitre consiste à présenter l'objet de développement de méthodes d'écoulement transsoniques (l'approche de sauer).

Dans le quatrième chapitre nous avons cité les étapes suivies pour élaborer la simulation dans Ansys-Fluent de la tuyère à détente centrée.

Le cinquième chapitre qui représente le dernier chapitre est dédié à la présentation de tous les résultats obtenus par le logiciel Ansys, et l'interprétation des paramètres obtenus (le nombre de mach, la pression, et la température et la densité) et on finira par explorer l'effet de variation du : rayon, température, gaz, le nombre de mach sur la ligne sonique et le calcul d'erreur.

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 1 :
GENERAITE SUR LES
TUYERES SUPERSONIQUE

1.1 Introduction

Effectivement, d'un point de vue historique, de nombreux chercheurs et ingénieurs ont travaillé pendant de nombreuses années sur le développement des tuyères. En 1887, Gustaf de Laval a construit une petite machine à vapeur pour démontrer que de tels dispositifs peuvent être fabriqués à des dimensions réduites. En 1890, il a développé une tuyère qui permet d'augmenter la vitesse de la vapeur entrant dans la turbine. Cette tuyère est aujourd'hui connue sous le nom de tuyère de Laval et elle revêt une importance particulière dans la conception des fusées, des turbines à vapeur et à gaz, ainsi que des machines frigorifiques. Elle joue également un rôle crucial dans l'écoulement des fluides à travers ces dispositifs. [1].

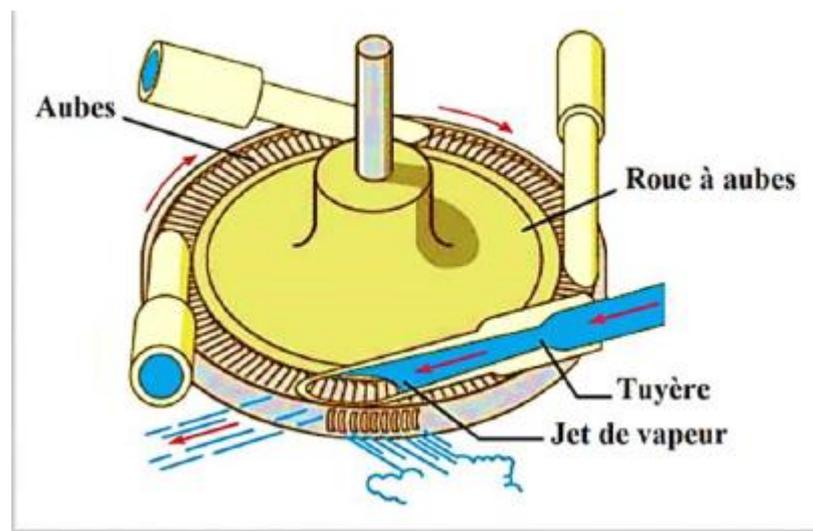


Figure 1.1 : tuyère da Laval

La forme générale du contour d'une tuyère, présente trois parties essentielles [2], la figure (1.2) :

- **Le convergent** : est la partie amont de la tuyère, située entre la chambre de combustion et le col. Il se caractérise par un rétrécissement progressif de la section transversale de la tuyère. Dans cette partie, l'écoulement des gaz est subsonique. Le rétrécissement du convergent contribue à l'accélération des gaz et à l'optimisation de leur écoulement.

- **Le col** : est la partie du canal d'écoulement des gaz dans la tuyère qui possède le plus petit diamètre. En choisissant les dimensions appropriées du col, on peut fixer le point de fonctionnement du moteur où l'écoulement des gaz atteint la vitesse du son. C'est un paramètre important à contrôler pour assurer un fonctionnement optimal de la tuyère et obtenir les performances souhaitées du moteur.
- **Le divergent** : est la partie de la tuyère qui suit le col et qui s'éloigne progressivement de l'axe central de la tuyère. Son rôle principal est d'augmenter la vitesse d'éjection des gaz pendant leur détente. Dans cette région de la tuyère, l'écoulement des gaz peut atteindre des vitesses supersoniques, dépassant ainsi la vitesse du son. Cela est essentiel pour obtenir une poussée propulsive efficace dans les applications telles que les moteurs de fusée.

1.2 Définition de la tuyère

Une tuyère est un canal conçu pour augmenter l'énergie cinétique d'un fluide qui s'écoule à travers elle. Ce processus d'augmentation de l'énergie cinétique se produit lors d'une évolution adiabatique, ce qui signifie qu'il n'y a pas d'échange de chaleur avec l'environnement extérieur.

L'augmentation de l'énergie cinétique du fluide se traduit par une chute de pression dans la tuyère. Cette chute de pression est réalisée en modifiant de manière appropriée la section d'écoulement de la tuyère.

Ce processus de modification de la section d'écoulement dans la tuyère est crucial pour optimiser les performances des dispositifs utilisant une tuyère, tels que les moteurs de fusée, les turbines à gaz ou les systèmes de propulsion.

1.3 Présentation d'une 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 (1.2) [3].

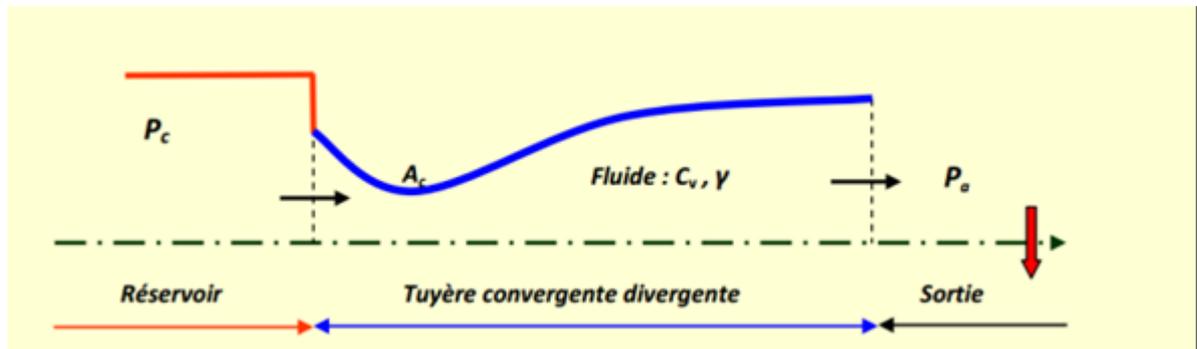


Figure 1.2 : schéma d'une tuyère convergent-divergent (de Laval).

Selon la géométrie, on trouve des tuyères supersoniques planes ou axisymétriques. Les tuyères axisymétriques sont réalisées par la révolution d'une courbe autour de l'axe central. Les tuyères planes (2D) ont un profil variant dans le plan x-y, mais dont la largeur (plan z) reste constante [4].

1.4 Applications des tuyères supersoniques

1.4.1 Moteurs fusée

Les tuyères propulsives pour les moteurs de fusées (comme illustré dans la figure 1.3) jouent un rôle essentiel dans la génération de la force propulsive. Elles sont conçues pour guider et accélérer les gaz d'échappement résultant de la combustion de manière à maximiser la vitesse d'écoulement à la sortie, atteignant ainsi une vitesse supersonique afin de générer une force de poussée. Il convient de noter que la structure d'un missile se compose principalement de la chambre de combustion et de la tuyère, qui représentent environ 70% de la masse totale de la chambre propulsive.

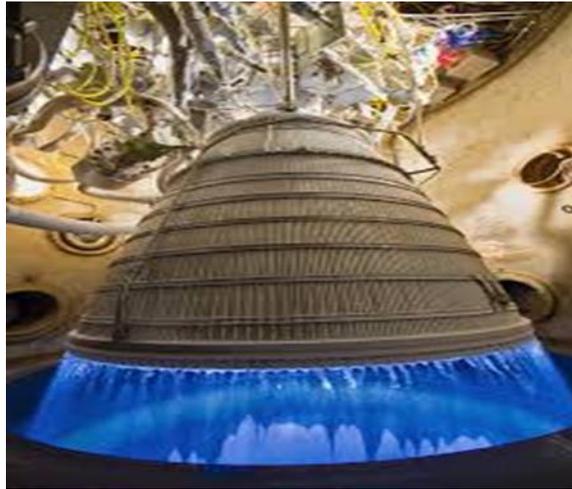


Figure 1.3: Tuyère propulsive d'un moteur fusée.

1.4.2 Moteurs avions de combats

Le progrès majeur qui a été réalisé en aviation au cours de ce siècle, sans doute est l'avènement du vol supersonique, qui à ses débuts n'a d'ailleurs pas provoqué un changement d'attitude immédiat chez les constructeurs, car le souci primordial pour les premiers avions supersoniques militaires c'est d'assurer de bonnes conditions de vol subsonique ou transsonique de sorte que l'emploi d'un divergent était pratiquement proscrit pour éviter les régimes de sur détente à ces vitesses modérées. La rentabilité de tels projets n'est assurée que si les performances optimales sont obtenues de tous les éléments du moteur, dans tels projets le rôle assigné à la tuyère est définie de la façon suivante :

- Assurer la détente optimale des gaz de combustion. C'est-à-dire, la poussée maximale du régime de la croisière. Ce problème est délicat, car la section de sortie doit être raccordée au maître couple du moteur ; ou la structure de l'avion par carénage.
- Assurer le blocage de l'écoulement aux divers régimes de fonctionnement par la variation de la surface au col en fonction du débit et des conditions de températures et de pression des gaz à évacuer.
- Au régime du vol intermédiaire, la tuyère ne doit pas provoquer des pertes de poussée trop élevées du fait de son inadéquation.
- Contribuer au freinage de l'avion à la phase d'atterrissage et à l'atténuation de bruit.

1.4.3 Soufflerie

Une soufflerie supersonique est une installation d'essais utilisée en aérodynamique dans le but de reproduire les conditions de vol d'un aéronef à des fins expérimentales. Elle permet de simuler des écoulements réels sur des prototypes à échelle réduite tels que des profils d'ailes ou des maquettes d'avions. L'objectif est de garantir l'uniformité et l'analogie avec l'atmosphère en

conditions réelles, en contrôlant notamment le profil de vitesse et le nombre de Mach à la sortie de la tuyère. Cette dernière, élément essentiel de la soufflerie, permet d'accélérer l'écoulement d'air à une vitesse supersonique.

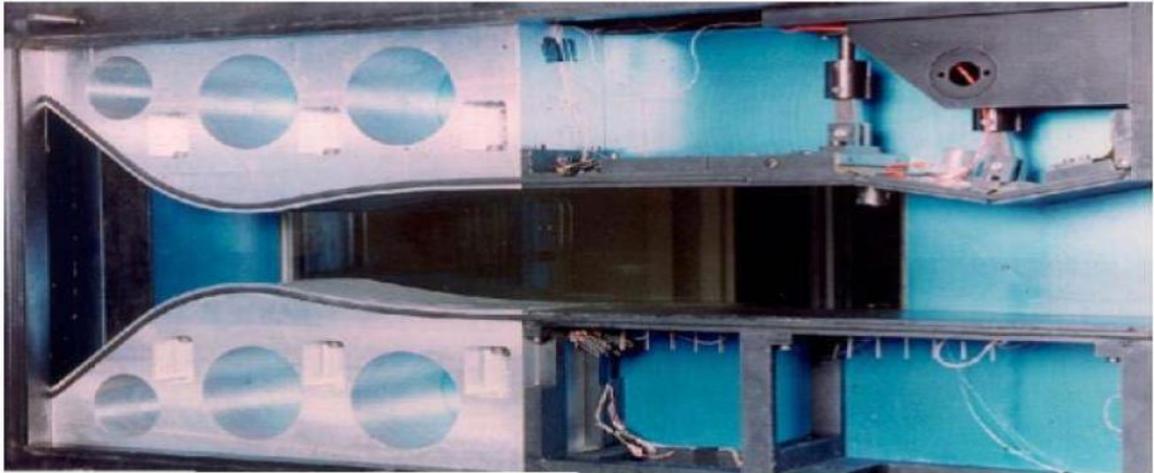


Figure 1.4: Tuyère d'une soufflerie supersonique.

1.5 Les différentes configurations des tuyères supersoniques

Les tuyères sont des canaux d'éjection ayant pour rôle principal, de transformer l'énergie de pression « enthalpie », en énergie cinétique. Les profils de ces tuyères sont tels qu'ils se confondent avec une ligne de courant. Leur détermination se fait généralement par la méthode des caractéristiques [5].

Pour qu'une tuyère contribue de manière optimale l'accélération des gaz (tuyère adaptée), il est nécessaire qu'elle soit relativement longue induisant ainsi à l'alourdissement de la structure ce qui est préjudiciable aux performances globales. Cependant la poussée d'une tuyère n'est pas uniquement une image de taux d'accélération des gaz dans la partie divergente mais aussi de la direction des gaz à la section des sorties, pour ce faire plusieurs configurations de tuyères ont vu le jour fondé sur le principe de l'uniformité et l'axialité de l'écoulement produisant à la sortie une pression égale à la pression ambiante. En outre chaque configuration a été conçue dans le but de répondre à des critères ainsi qu'à des besoins précis permettant d'en faire une classification selon différentes catégories :

1.5.1 Les tuyères conventionnelles

➤ Tuyère conique

C'est la configuration la plus simple d'une tuyère supersonique, elle fut largement utilisée pour la conception des premiers moteurs fusées où des méthodes de fabrication simple sont préférées, voir figure I.5. Néanmoins, elles sont encore employées pour équiper les petits moteurs propulsifs. Généralement ces tuyères présentent des angles de divergence entre 15 et 30° [6].

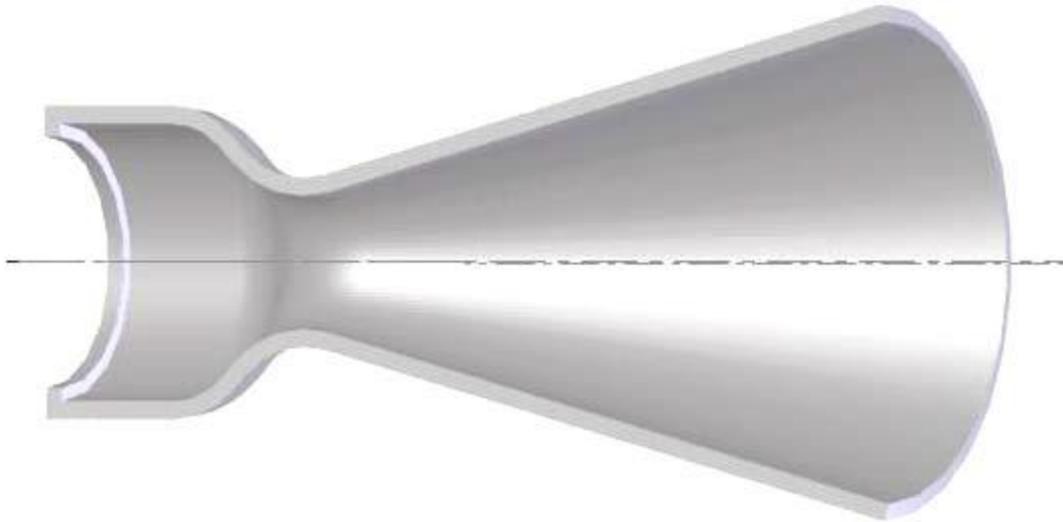


Figure 1.5: Tuyère conique.

Cette configuration engendre une perte considérable de poussée due à la divergence de l'écoulement (direction non axiale) à la section de sortie, cette perte est quantifiée par Malin [7] qui a défini un facteur qui dépend de l'angle de divergence du cône :

$$\lambda = \frac{1 + \cos \alpha}{2} \quad (1.1)$$

Avec :

α : Angle de divergence de la tuyère

Le coefficient de poussée développé par ce type de tuyères est approximativement inférieur à 1.7% d'une tuyère idéal et est égal à [8]:

$$C_f = \frac{P_e A_e}{P_0 A^*} + \frac{1 + \cos \alpha}{2} \frac{\rho_e V_e^2 A_e}{P_e A_e} \quad (1.2)$$

Avec

P_e : Pression à la sortie de la tuyère

P_0 : Pression total

A_e : Section de sortie de la tuyère

A^* : Section au col de la tuyère

ρ_e : Masse volumique des gaz d'éjection.

V_e : vitesse à la sortie de la tuyère

➤ Tuyère à contour profilé

Pour pallier à la perte significative de poussée causée par les tuyères coniques, Guderley et Hentsh ont proposé en 1955 une approche directe pour concevoir une tuyère supersonique permettant d'obtenir une poussée optimale en utilisant la méthode des caractéristiques. Cette solution implique une modification du contour du divergent, en le faisant tourner vers l'intérieur près du col, afin de réorienter l'écoulement dans une direction axiale et compenser ainsi la détente insuffisante. Le résultat de cette méthode est une tuyère qui génère une poussée optimale en fonction de la section de sortie et de la longueur spécifiées.

➤ Tuyère annulaire

Les deux types de tuyères mentionnées précédemment présentent des sections circulaires au col et à la sortie, perpendiculaires à l'axe de la tuyère. La tuyère annulaire, largement utilisée dans les turbomachines, se distingue par ses contours qui adoptent des sections en forme d'anneau. Cet anneau est formé par un corps central au col et par une paroi externe qui définit le profil de la tuyère (voir figure 1.6). Les gaz de combustion se détendent à travers ces anneaux et le long de la section divergente. Toutefois, cette configuration entraîne invariablement une perte de poussée en raison des bords coniques du contour et du fait que le gaz d'éjection à la sortie ne se trouve pas dans une direction axiale. Dans ce cas, le facteur de perte de poussée est déterminé par la relation suivante :

$$\lambda = \frac{\frac{1}{2}(\sin \beta + \cos \alpha)^2}{(\alpha + \beta) \sin \beta + \cos \beta - \cos \alpha} \quad (1.3)$$

Avec :

α, β : Respectivement les angles formés par l'axe de la tuyère et la paroi extérieure, et l'axe de la tuyère et la paroi intérieure.

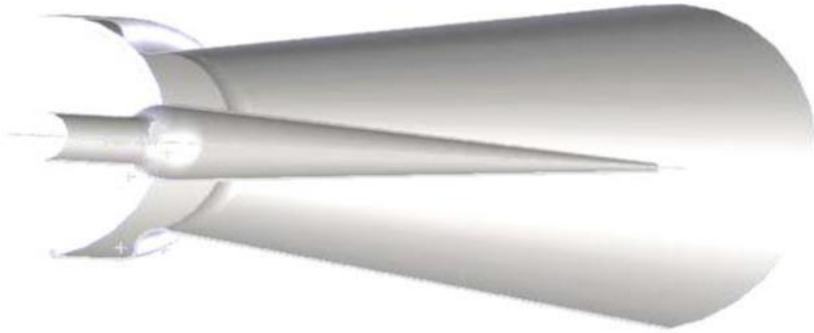


Figure 1.6 : Tuyère annulaire.

1.5.2 Tuyères adaptées en altitude

Les tuyères conventionnelles génèrent une certaine poussée, mais elles entraînent des pertes de charge importantes en raison de la non-axialité de l'écoulement dans la partie divergente à la sortie, causée par les angles de déviation utilisés pour la détente des gaz. Afin d'optimiser ces pertes, des chercheurs ont développé un modèle de tuyère qui permet d'obtenir un écoulement uniforme et parallèle à la sortie, réduisant ainsi considérablement les pertes de poussée.

1.5.2.1 Les tuyères à décollement contrôlé

Elles sont proches de la tuyère profilée (Bell-Shape), elles comprennent :

➤ Tuyère à double galbe

La tuyère à double galbe, également appelée tuyère à double cloche, est une conception novatrice utilisée généralement pour les navettes spatiales. Elle est formée par la jonction de deux tuyères à simple galbe au niveau d'un point d'inflexion. Cette tuyère présente l'avantage de s'adapter automatiquement à deux plages de fonctionnement (à basse et à haute altitude) grâce à une simple inflexion du contour, sans nécessiter d'activation mécanique. À basse altitude, le jet est détaché au niveau de la jonction des deux galbes, créant ainsi une configuration stable et symétrique à l'inflexion [9]. Cependant, cette tuyère présente quelques inconvénients, tels qu'une traînée d'aspiration supplémentaire à basse altitude et des charges latérales lors de la transition entre les régimes de fonctionnement.

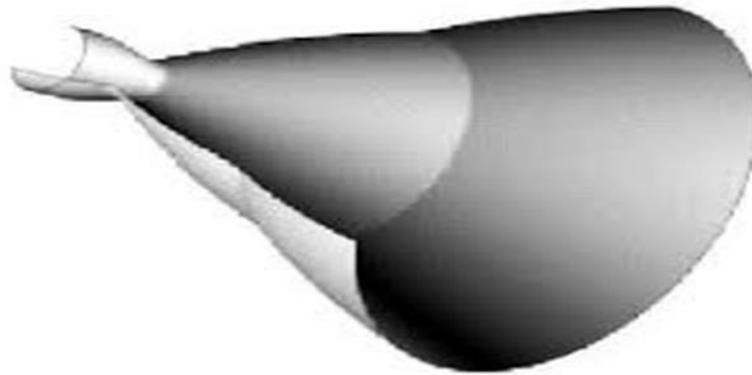


Figure 1.7 : Tuyère à double galbe

➤ **Tuyère à zone d'expansion**

La configuration de la zone d'expansion de la partie divergente est souvent arbitraire. Dans les souffleries, on utilise généralement une forme d'arc circulaire de grand rayon. À la sortie de la tuyère, l'écoulement s'aligne de manière uniforme et parallèle à l'axe de révolution.

➤ **Tuyère à détente centrée**

La tuyère est de type à détente centrée, si la zone d'expansion est contractée en un point, où la détente prend place à travers des ondes de Prandtl Meyer centrées et générées à partir du coin du col de la tuyère avec un angle initial Θ^* [9], [10,11] comme le montre la figure (1.8).

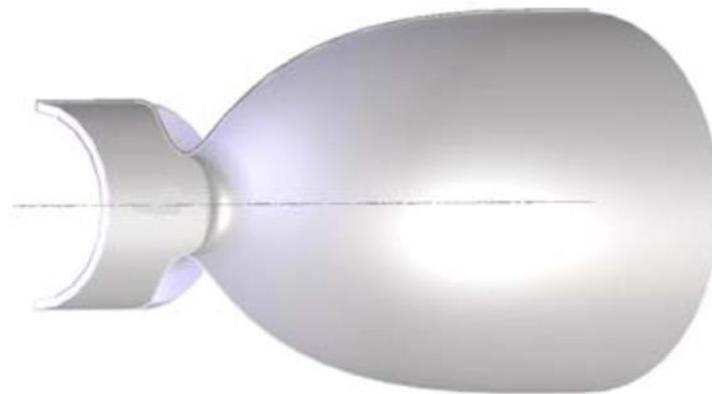


Figure 1.8: Tuyère à détente centrée

Dans ce type de tuyères, il est possible d'utiliser un angle de divergence relativement important près du col, généralement compris entre 20 et 30 degrés. Cela permet d'obtenir une détente significative sans perturber l'écoulement axial à la sortie. La deuxième partie de la

tuyère divergente guide l'écoulement de manière uniforme et parallèle [12]. Ces résultats ont été justifiés numériquement en 1958 par Rao [13], qui a développé une approche basée sur la prise en compte de la longueur de la tuyère, de la pression ambiante et des conditions d'écoulement au col en tant que paramètres pour obtenir une poussée maximale et définir le contour de la paroi de la tuyère.

1.5.2.2 Les tuyères bi-modes

➤ Tuyère double col (dual mode nozzle)

À basse altitude, la chambre de poussée externe (composée de la chambre de combustion et de la tuyère) fonctionne en parallèle avec la chambre de poussée interne. Dans ce mode de fonctionnement, le moteur possède un col de tuyère large, ce qui permet d'obtenir un rapport de détente modéré. À une certaine altitude, la chambre de poussée externe s'éteint et le moteur continue à fonctionner uniquement avec la chambre de poussée interne. Dans cette configuration, l'écoulement à l'intérieur de la chambre interne se détend de manière supersonique et se raccorde de manière continue à la chambre externe, ce qui entraîne un rapport de détente élevé pour le reste de la mission [14].

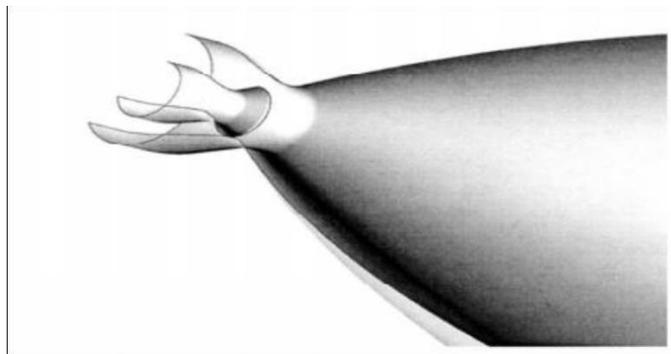


Figure 1.9: Tuyère double col.

1.5.2.3 Tuyère auto-ajustables

Contrairement aux configurations précédemment mentionnées, où le processus de détente des gaz est principalement influencé par le contour de la paroi de la section divergente de la tuyère, dans ce cas, le processus de détente de ces gaz est directement ou indirectement régulé par la pression ambiante. Ainsi, l'écoulement des gaz s'ajuste automatiquement pour s'adapter aux conditions extérieures. Ces tuyères sont généralement classées en deux catégories :

➤ **Tuyère type bouchon**

Dans ce type de tuyères, le col présente la forme d'un anneau situé au diamètre extérieur (voir figure 1.10). L'écoulement est contrôlé par des ondes de détente qui sont provoquées par la déviation du bouchon, dont la surface constitue le principal paramètre influent. Les gaz d'échappement subissent une détente depuis la pression de la chambre de combustion (P_t) jusqu'à la pression ambiante (P_a). La poussée générée par ce type de tuyères est identique à celle d'une tuyère convergente-divergente [5].

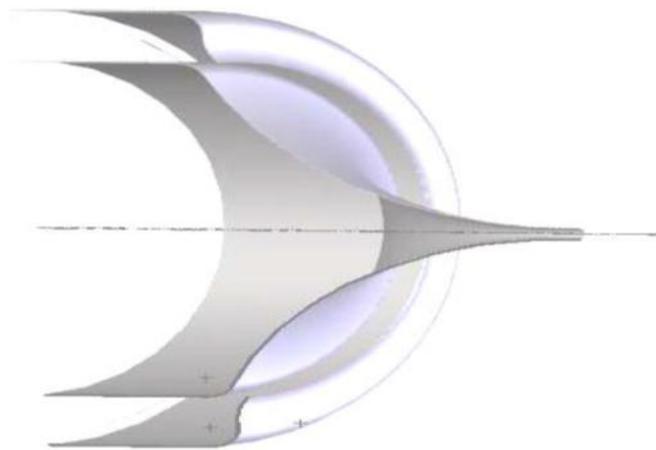


Figure 1.10: Tuyère type bouchon.

➤ **Tuyère type détente-déviation**

Dans ce type de tuyère une chambre de combustion compacte se positionne autour de la ligne centrale et présente un col annulaire au voisinage de cette dernière. Dans ce cas, les gaz se dirigent dans la direction de l'écoulement du bouchon central qui réalise une rotation de l'écoulement en expansion à une direction presque axiale. C'est pourquoi on la qualifie de tuyère à détente-déviation. Cette configuration permet l'obtention des bonnes performances même dans des conditions au-dessous de celles pour lesquelles elle a été initialement conçue. Les travaux expérimentaux sur de telles tuyères [5] ont montré qu'une utilisation d'angles de déviation d'une valeur aussi importante que 40° pour des rapports de détentes bas n'entraîne que des pertes minimales de poussée (une perte de 1% a été enregistrée pour un angle de 30°).

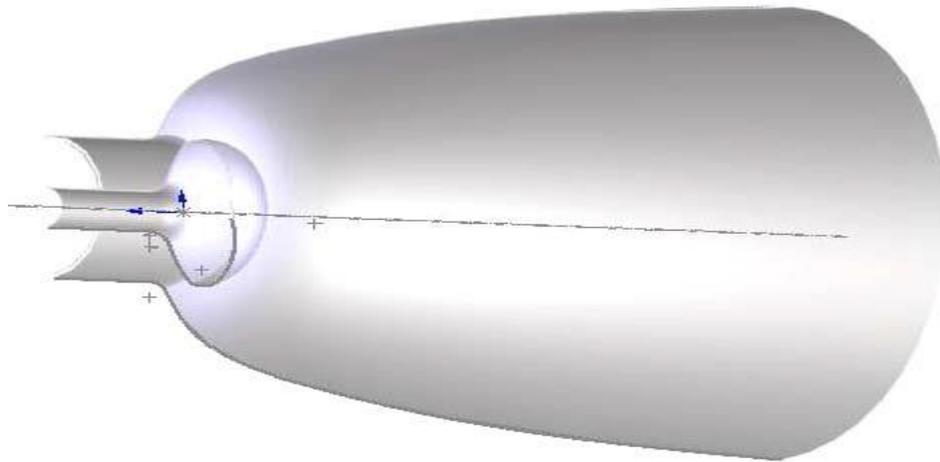


Figure 1.11: Tuyère type détente-déviations

1.5.3 Tuyères innovantes

➤ Tuyère à section variable

La sortie de la tuyère est conçue de manière à pouvoir ajuster sa section, et elle est composée de plusieurs volets qui se déplacent pour modifier le diamètre de la tuyère afin de l'adapter. Pour obtenir une forme aussi proche que possible d'un cercle, les demi-volets sont constitués de petits volets qui s'emboîtent les uns dans les autres. Habituellement, la commande de position est effectuée par un anneau qui est déplacé vers l'extérieur ou l'intérieur (ouverture ou fermeture) à l'aide de vérins répartis le long du canal de postcombustion. Les volets sont maintenus en contact avec l'anneau de commande grâce à la pression et à la vitesse du jet. Lorsque le moteur est éteint, un ergot empêche les volets de descendre.

➤ Tuyère à chevrons (tuyères en dents de scie)

Il s'agit d'une description d'une tuyère utilisée dans les turboréacteurs à double flux d'air séparés, qui présente les caractéristiques suivantes :

1. Une paroi interne à l'intérieur de laquelle circule un flux d'air primaire (FP), comportant des chevrons à son extrémité externe.

2. Une paroi externe qui entoure partiellement la paroi interne et le long de laquelle s'écoule un flux d'air secondaire (FS). La paroi externe est mobile le long de la paroi interne.

Cette innovation trouve des applications dans le domaine de l'aéronautique, plus précisément dans la réduction des nuisances sonores émises par les turboréacteurs d'un avion, notamment lors de la phase de décollage.



Figure 1.12: Tuyère à chevrons

➤ Tuyère orientable

Il s'agit d'une description d'une tuyère articulée qui peut être orientée autour d'un ou deux axes. Elle se compose d'une partie fixe et d'une partie pivotante, ainsi que de vérins de commande qui permettent de déplacer la partie pivotante. La structure annulaire de la tuyère est élastique, ce qui permet de la déformer pour orienter l'axe de poussée.

1.6 Fonctionnement réel de la tuyère supersonique

D'après plusieurs chercheurs, le changement de pression et de la section à la sortie d'une tuyère à un effet considérable sur le régime et le type d'écoulement dans les tuyères supersoniques. Cela est bien expliqué ci-dessous :

1.6.1 Forme géométrique d'une tuyère supersonique

Une des relations fondamentales que nous enseigne la théorie des écoulements monodimensionnels est la relation d'Hugoniot, qui exprime en absence de frottement, la variation de la vitesse V du fluide le long de la tuyère en fonction du nombre de mach pour les deux régimes d'écoulements :

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \frac{dV}{V} \quad (1.4)$$

Avec :

A : Section de la tuyère.

V : Vitesse d'écoulement.

M : Nombre de Mach

- Quand l'écoulement est subsonique $M < 1$, la section varie en sens inverse de la vitesse, lorsque la section diminue la vitesse augmente et vice versa.
- Dans le cas d'un écoulement supersonique $M > 1$, la vitesse varie dans le même sens que la section.
- Dans le cas où le nombre de Mach est égale à l'unité=1, la conduite présente un minimum ou un maximum de section seul le minimum convient.

1.6.2 Les différents régimes d'écoulement

Dans les conditions réelles, la tuyère présente une couche limite qui réagit fortement aux variations de pression, ce qui rend les phénomènes physiques à l'intérieur de la tuyère plus complexes. Lorsque la vitesse du flux d'air à la sortie de la tuyère atteint la vitesse du son, l'écoulement à travers la tuyère dépend uniquement de deux pressions : la pression à la sortie de la tuyère (P_s) et la pression du milieu ambiant (P_a). En fonction de la différence entre ces deux pressions, on peut distinguer trois cas différents :

- Si $P_s = P_a$, la tuyère est dite adaptée.
 - Si $P_s > P_a$, la tuyère est dite sous-détendue.
 - Si $P_s < P_a$, la tuyère est dite sur-détendue.
- **Le régime d'adaptation**

Dans le cas du régime adapté, la détente du gaz s'achève complètement à l'intérieur de la tuyère. Les gaz se détendent depuis la chambre de combustion jusqu'à atteindre la sortie de la tuyère. Dans cette situation, le jet de gaz s'étend précisément jusqu'à la pression ambiante, car la pression du milieu ambiant (P_a) est égale à la pression de sortie (P_s) [5], [3].

➤ **Le régime de sous-détente**

Ce régime se manifeste lorsque la pression du milieu ambiant (P_a) est inférieure à la pression d'adaptation. Le fluide est évacué à une pression plus élevée que la pression extérieure car le rapport de section $\frac{A_s}{A^*}$ est plus petit que celui d'une détente complète. La poursuite de la détente du gaz se produit à la sortie de la tuyère grâce à un faisceau d'ondes de détente centré et attaché à la sortie. Étant donné que $P_s > P_a$, on observe un élargissement du jet supersonique à la sortie de la tuyère [5], [3].

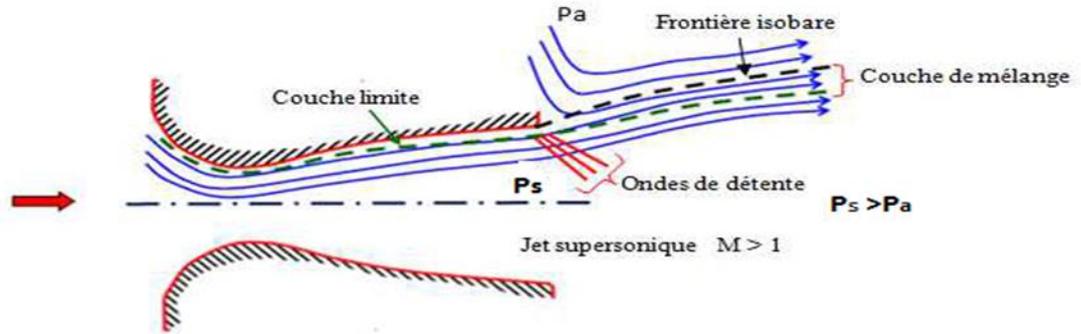


Figure 1. 13 : Organisation de l'écoulement en régime de sous-détente.

➤ Le régime de sur-détente

Ce régime se produit lorsque la pression du milieu ambiant (P_a) est supérieure à la pression d'adaptation de la tuyère. L'écoulement à travers la tuyère est entièrement isentropique. Le rapport des sections $\frac{A_s}{A^*}$ est plus élevé que celui d'une détente complète. Le fluide se détend davantage à l'intérieur de la tuyère et doit être comprimé à l'extérieur pour atteindre une pression compatible avec la pression ambiante. Selon l'intensité du choc, nous pouvons distinguer deux cas : le régime de sur-détente avec un début de décollement et le régime de sur-détente avec un décollement étendu.

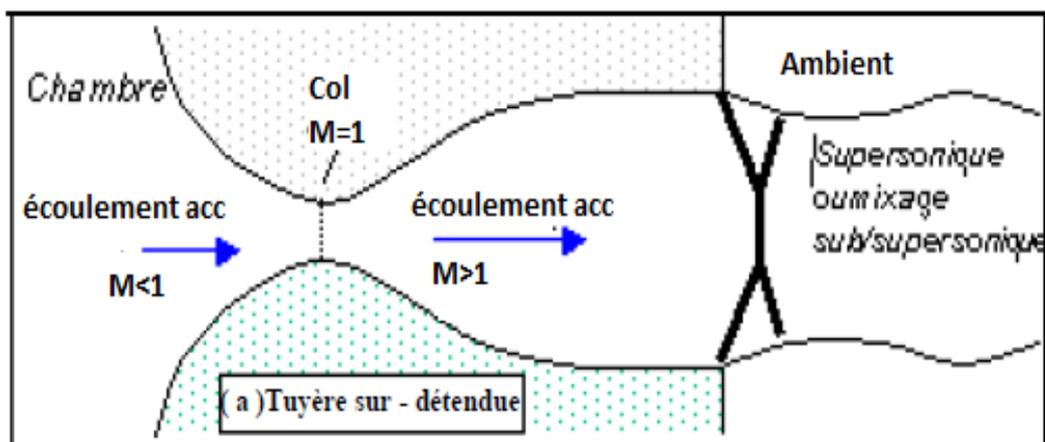


Figure 1. 14: régime d'écoulement supersonique sur détente.

1.7 Les paramètres de performances

➤ La force de poussée

La force générée par la tuyère dépend non seulement de la vitesse d'éjection des gaz et du débit qui traverse la tuyère, mais également de la différence entre la pression de sortie et la pression ambiante. Cette relation est décrite par l'équation (1.4) :

$$F = \dot{m}V_e + (P_e - P_a)A_e \quad (1.5)$$

Avec :

F : La poussée(N)

A_e : Section de sortie tuyère

ṁ : Débit massique (kg/s)

➤ Le coefficient de poussée

Il s'agit d'une quantité adimensionnelle qui représente le rapport entre la force de poussée et le produit de la pression générée :

$$C_f = \frac{F}{P_0 A^*} \quad (1.6)$$

Avec :

P₀ : Pression total

A*: Section de sortie de la tuyère

➤ La vitesse caractéristique

La vitesse mesurée au niveau du col est notée C*. C'est un paramètre qui exprime les vitesses à travers les conduites, en particulier dans les tuyères. Cette vitesse dépend de la nature du fluide et de sa température génératrice.

$$C^* = \frac{P_0 A^*}{\dot{m}} \quad (1.7)$$

- **La vitesse effective**

C'est la vitesse réelle mesurée à la sortie d'une tuyère, elle est en fonction de la force de poussée générée par une tuyère adaptée et du débit qui la traverse :

$$V_{eff} = \frac{F}{\dot{m}} \quad (1.8)$$

- **L'impulsion spécifique**

L'impulsion spécifique, notée I_s est définie comme le rapport de la poussée au produit du débit massique par l'accélération de la pesanteur :

$$I_s = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (1.9)$$

Avec :

g : La gravité ($m.s^{-2}$)

- **Impulsion totale**

L'impulsion totale, notée comme l'intégral de la poussée durant la totalité du temps de fonctionnement :

$$I_{totale} = \int_0^t F dt \quad (1.10)$$

1.8 Conclusion

Dans ce chapitre, nous examinons les différents types de tuyères en mettant l'accent sur les paramètres qui influencent leur efficacité. Une étude bibliographique a révélé que l'évolution des tuyères dépend principalement de leur géométrie.

Ce chapitre est suivi d'une exploration des théories et des lois fondamentales relatives aux écoulements de fluides compressibles dans une tuyère.

CHAPITRE 2 :

DIMENSIONNEMENT DE LA TUYÈRE À

DETENTE CENTRÉE

2.1 Introduction

Une tuyère est un dispositif qui accélère un flux supersonique jusqu'à un nombre de Mach de sortie M_s et génère une poussée par cette accélération. Cela nécessite une forme convergente-divergente. Il n'y a pas de contour particulier qui soit le mieux adapté à la convergence. Il existe des règles basées sur l'expérience et la théorie de l'écoulement subsonique. Dans notre cas, nous supposons simplement qu'il existe un contour approprié dans la section convergente qui produit un écoulement sonique au col de la tuyère. [19]

Pour la partie divergente, nous disposons d'une infinité de géométries, mais nous ne nous intéressons qu'aux plus performantes comme un poids minimum avec un nombre de Mach de sortie le maximum possible. Dans cette étude, notre intérêt s'est limité aux tuyères assurant un écoulement uniforme et parallèle à la section de sortie. Dans ce cas, il existe une myriade de géométries de tuyères, qui produisent toutes des écoulements uniformes et parallèles, chacune avec ses propres performances, telles que la longueur et le poids de la structure.

On note que la forme de la tuyère est déterminée par son application. Par exemple, si la tuyère est utilisée dans une conception de soufflerie supersonique, il est souhaitable que la propulsion à gaz produise un flux froid en sortie sans longueur minimale pour la mesure et la protection des outils expérimentaux. Cependant, si la tuyère est conçue pour être utilisée sur des missiles ou des avions hypersoniques, alors dans ce cas, nous sommes intéressés par une tuyère aussi courte et légère que possible tout en fournissant les nombres de Mach requis.

Dans nos recherches, on est intéressés à une tuyère bien connue et très intéressante dans le domaine de la propulsion. Lorsque l'expansion se contracte en un seul point, l'expansion est causée par l'onde de Prandtl-Meier générée à l'angle initial θ centré sur le col de la tuyère. Celles-ci sont appelées tuyères à détente centrale et se distinguent en deux types :

- Buse d'expansion à centre plat
- Buse d'expansion centrale axisymétrique

A l'aide de la méthode des caractéristiques, les contours des tuyères supersoniques en bidimensionnelle (planaire) et quasi-tridimensionnelle (axisymétrique) sont convenablement tracés pour que l'écoulement soit isentropique, et les propriétés d'écoulement sont déterminées à chaque point selon les coordonnées (x, y) .

Comme mentionné précédemment, tracer le contour d'une tuyère supersonique sur la base de l'hypothèse de gaz parfait en ignorant les effets de température à un nombre de Mach de sortie fixé donne le même profil à n'importe quelle température. Il ne s'agit donc que d'une approche du phénomène réel. Fondamentalement, plus le gaz est chaud, plus il prend un grand espace pour se détendre afin d'atteindre le nombre de Mach attendu dans la section de sortie. Dans cette étude, on reconsidère le problème avec une autre approche où le gaz à très haute température n'est plus entièrement parfait. Et il en résulte par suite une correction plus ou moins prononcée du profil de la tuyère supersonique en fonction du nombre de Mach de sortie. Surtout au-delà d'une température génératrice de 1000°K , à partir de laquelle, les chaleurs spécifiques à pression CP et à volume constant CV varie considérablement avec la température pour la majorité des gaz.

En guise de réponse préliminaire, nous constatons que le volume de la tuyère augmente afin de permettre au gaz de se détendre confortablement et d'obtenir un écoulement isentropique.

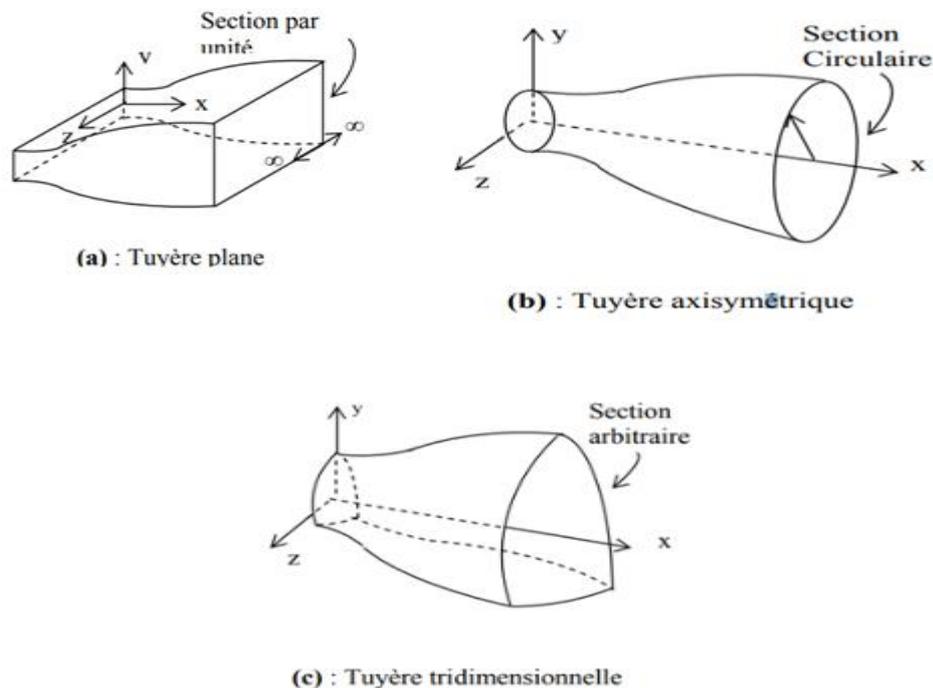


Figure 2. 1 : les différentes géométries de tuyères

2.2 Tuyère à détente centrée

Une tuyère est considérée comme étant de type à détente centrée lorsqu'elle présente une zone d'expansion contractée en un seul point (point A). Dans ce cas, les multiples réflexions

engendrées par cette zone sont absentes. Ainsi, le fluide rencontre deux systèmes d'ondes distincts : des ondes descendantes centrées autour du point A et des ondes montantes résultant de la réflexion de ces dernières sur l'axe de symétrie. Comme illustré dans la figure 4.2 [15], [17].

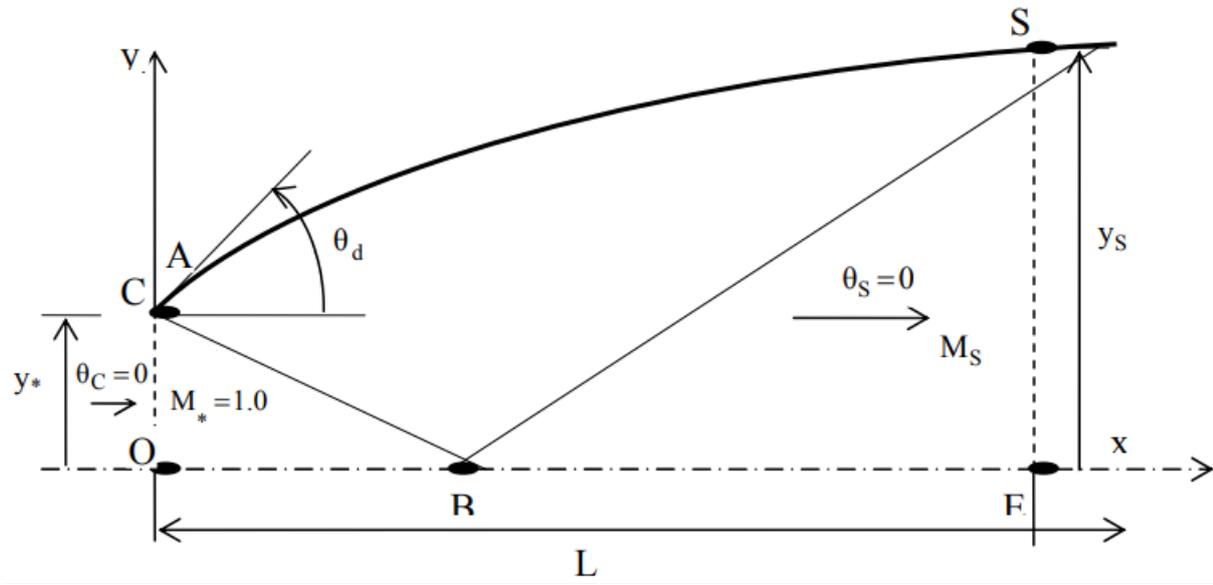
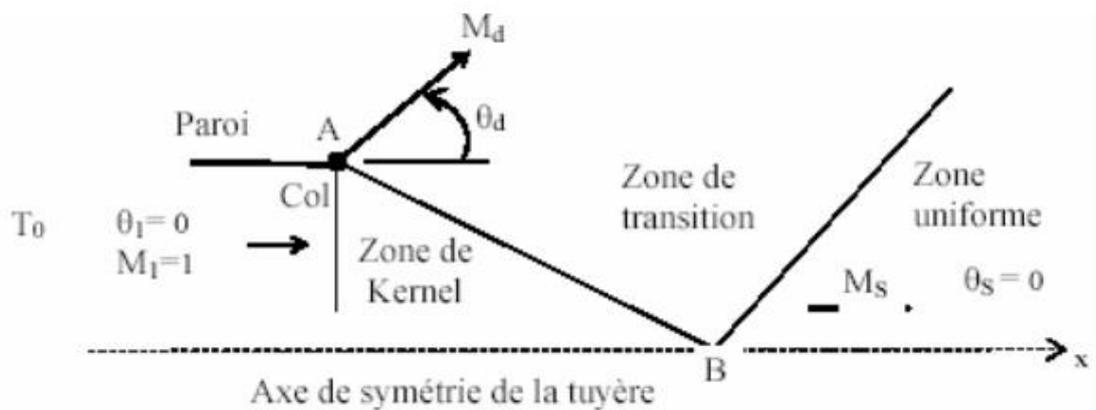


Figure 2. 2: Le schéma représentatif d'une tuyère à détente centrée



AB : Dernière caractéristique descendante de la zone de Kernel.

• : Centre de détente au col de la tuyère.

Md : Nombre de Mach juste après la détente.

θ_d : Déviation de l'écoulement juste après la détente.

Figure 2. 3: Champ d'écoulement dans une tuyère à détente centrée [18]

La région de l'écoulement entre le col OA et la dernière caractéristique descendante AB est appelée la région du noyau (Kernel). Dans le cas d'un écoulement plan et axisymétrique, cette région devient complexe. Dans cette région, un nombre infini d'ondes se forment à partir du point A et se réfléchissent sur l'axe de symétrie. L'angle de déviation de l'écoulement au point A, noté θ^* , varie de $\theta = 0$ jusqu'à $\theta = \theta_{\max} = \theta^*$. En revanche, le nombre de Mach M varie de l'unité jusqu'à une valeur spécifique M^* qui est inférieure à M_s [16], [17].

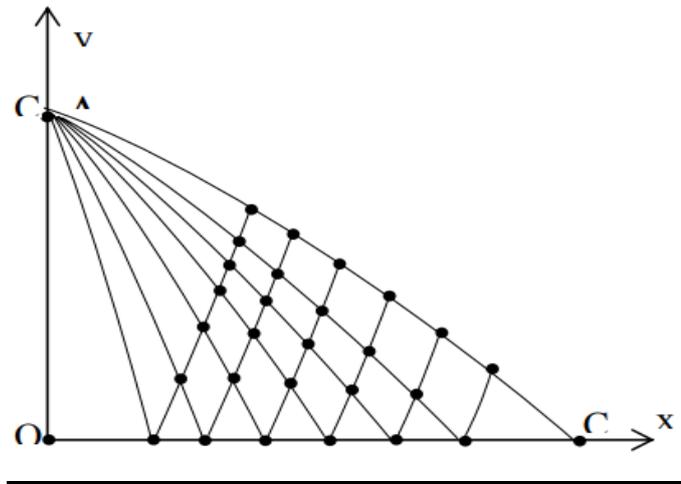


Figure 2. 4: La région à partir du centre de la détente

On peut obtenir une détermination analytique de l'écoulement plan θ_d et du nombre de Mach M_d en fonction du nombre de Mach de sortie M_s . La détente au point A correspond à une détente de Prandtl-Meyer associée au nombre de Mach de sortie M_s . Il est possible de calculer les valeurs de θ^* et M^* qui sont exprimées par [17] :

$$\theta^* = \frac{v_s}{2} \quad (2.1)$$

$$v(M^*) = \theta^* \quad (2.2)$$

2.2.1 Champ d'écoulement dans la région de Kernel

Le calcul de l'écoulement dans la région du Kernel débute au point A et offre plusieurs approches de conception. Une première option consiste à dimensionner la tuyère en se basant sur l'angle de détente θ_d . Une deuxième possibilité est de baser la conception sur le nombre de Mach de sortie M_s [17].

- Lorsque la conception est basée sur l'angle de détente θ_d , le calcul numérique nécessite la discrétisation de la zone de détente de l'écoulement, où $0 \leq \theta \leq \theta_d$, en un nombre fini de points. Au total, cela nous donne $N+1$ points. Entre chaque paire de caractéristiques consécutives, on observe :

$$\Delta\theta = \Delta v = \frac{\theta_d}{N} \quad (2.3)$$

- Lorsque la conception est basée sur le nombre de Mach de sortie M_S , le calcul exige une diminution de pas importante. En conséquence :

$$\Delta\theta = \Delta v = \text{donné} \quad (2.4)$$

Les équations (2.3) et (2.4) définissent un maillage uniforme pour les caractéristiques C à la fin de la région de Kernel, avec un espacement large. Cependant, pour les premières caractéristiques C- juste après le col, le maillage devient non uniforme. En conséquence, le contour de la paroi juste après le col est mal représenté. Pour remédier à ce problème, notre étude opte pour un raffinement du maillage en insérant des caractéristiques C- supplémentaires entre la ligne sonique et la première caractéristique insérée. Cette opération est réalisée en utilisant la condensation suivante [15], [17]:

$$v_i = \left(\frac{i}{N_i}\right)^\delta \Delta v \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (2.5)$$

N : nombre des caractéristiques C- insérées entre le col et la 1ère C-

δ : nombre réel supérieur à 1

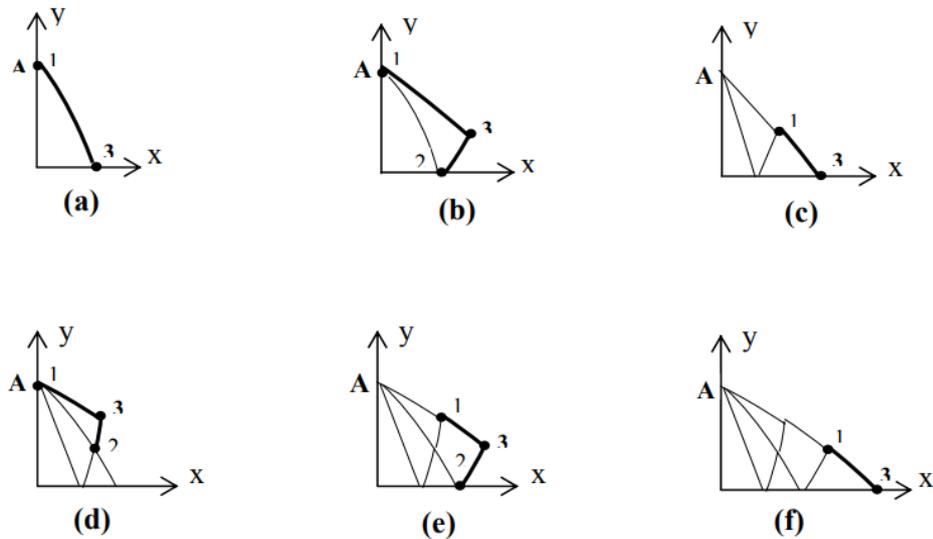


Figure 2.5 : Processus de calcul des caractéristiques dans la région de Kernel

La figure 2.5 présente la procédure de calcul dans la région de Kernel. Tout d'abord, nous identifions les propriétés au point 1 de la figure 2.5a, où $x_1=0$, $y_1=y_A=y_d=1$, et $\theta_1=v_1$. La température T_1 est ensuite obtenue en résolvant l'équation suivante [17]:

$$\theta_1 = \int_{T_1}^{T^*} F_v(T) dT \quad (2.6)$$

Ensuite, nous procédons à la détermination des propriétés au point 3 de la figure 2.5a en utilisant la méthode d'un point sur l'axe de symétrie. À ce stade, la première caractéristique est calculée. Nous passons ensuite à la deuxième C- et le calcul commence par la détermination des propriétés au point 1 de la figure 2.5b. Au point 1, les valeurs de x_1 et y_1 restent inchangées, mais θ_1 est égal à v_2 ou $\theta_1=2 \Delta\theta$, selon le maillage utilisé, avec ou sans procédure de condensation. La température T_1 est toujours déterminée à l'aide de la relation (2.6) avec la nouvelle valeur de θ_1 . Ensuite, nous procédons à la détermination des propriétés au point 3 de la figure 2.5b en utilisant la méthode pour un point interne. Nous terminons le calcul sur cette caractéristique en déterminant les propriétés au point 3 de la figure 2.5c en utilisant la méthode d'un point sur l'axe de symétrie [17].

Une fois que nous atteignons le point de l'axe de symétrie, la caractéristique descendante correspondante est entièrement calculée, puis nous passons à la troisième C-. Chaque

caractéristique à partir des troisièmes quatre types de points contient. Le premier type est le point 1, qui est identique au point A, suivi d'un point 3 sur l'axe de symétrie (figure 2.5f), un autre point 3 interne spécifique comme illustré dans la figure 2.5c, et le reste des points sont de type interne. Chaque type de point nécessite une procédure différente, comme décrite précédemment. Il convient de noter qu'une caractéristique C- de numéro i (i=1, 2, 3, ..., N) contient i+1 points à traiter. Si la zone de Kernel N caractéristiques à traiter, le nombre total N_T de points à calculer est exactement égal à : [17].

$$N_T = 2 + 3 + 4 + \dots + N = \frac{N(N+1)}{2} - 1 \quad (2.7)$$

Le calcul de l'écoulement dans la région de Kernel s'arrête une fois que tous les N caractéristiques sélectionnées initialement ont été calculées.

2.3 Détermination du profil de la tuyère à détente centrée

La détermination du contour de la paroi se fait simultanément avec le calcul de l'écoulement aux points d'intersection des caractéristiques dans la région de transition ABS de la figure 2.2. Les paramètres de dimensionnement peuvent être fixés comme suit :

- L'angle θ au point A
- Le nombre de Mach de sortie M_s
- La longueur de la tuyère L_d , qui est déterminée par la longueur du segment OB et peut être représentée de la manière suivante :

$$\frac{L_d}{y_*} = \frac{x_B}{y_*} \quad (2.8)$$

Le premier point appartenant au profil inconnu AS, telle que :

$$\begin{aligned} x_{P,1} &= x_A; y_{P,1} = y_A \\ M_{P,1} &= M_A; \theta_{P,1} = \theta_A = \theta_* \end{aligned}$$

La tâche actuelle consiste à déterminer la forme souhaitée du profil AS afin d'obtenir un écoulement uniforme et parallèle à la section de sortie. Le profil AS représenté une ligne de courant où, à chaque point, le vecteur vitesse est tangent. Afin d'atteindre cet objectif, il est nécessaire de calculer l'écoulement dans la région ABS, également connue sous le nom de région de transition. Pour un écoulement bidimensionnel plan, cette région est de type simple

et peut être résolue analytiquement. Cependant, lorsqu'il s'agit d'un écoulement axisymétrique, la région de transition devient de type non simple, ce qui nécessite une solution numérique. Par ailleurs, l'écoulement dans la région triangulaire BSE est de type uniforme, avec un nombre de Mach M à la sortie et une direction horizontale S .

2.3.1 Détermination du profil d'une tuyère axisymétrique

La conception d'un profil pour une tuyère axisymétrique implique simultanément la détermination de l'écoulement dans la région de transition, qui est une région complexe. La Figure 2.6 illustre de manière générale la structure du maillage de calcul dans la région de transition ainsi que le profil correspondant. Ensuite, il est nécessaire de tracer une courbe dans la direction opposée à C^- qui intersecte la ligne BS au point 1. Figure 2.6a [15], [17] :

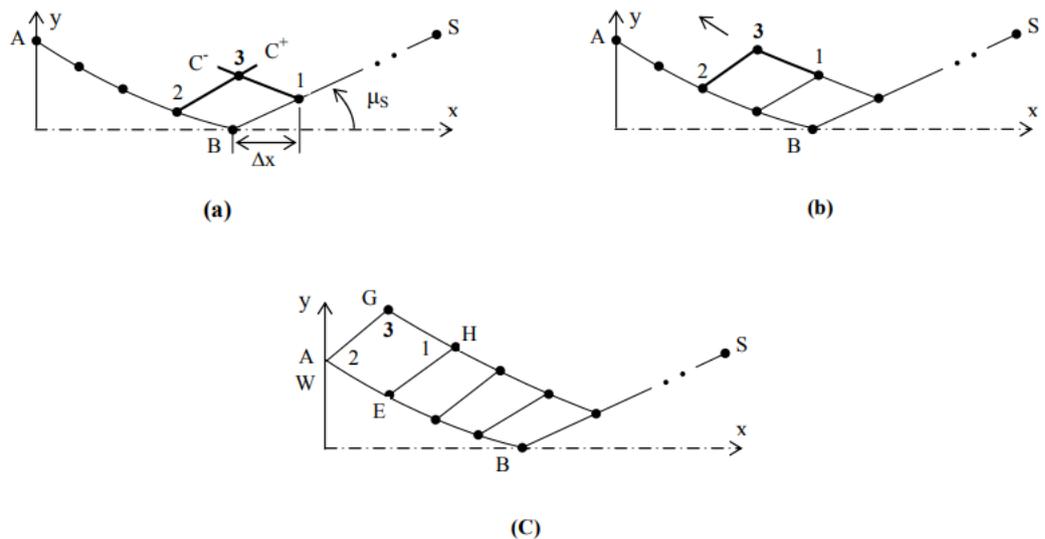


Figure 2. 6: Processus de calcul des caractéristiques dans la région de transition.

Les propriétés x, y, M, θ au point 1 dans la figure 2.6a sont données par :

$$x_1 = x_B + \Delta x; y_1 = \Delta x \tan\left(\frac{1}{M_S}\right)$$

$$M_1 = M_S; \theta_1 = 0$$

Deux situations peuvent se présenter pour la détermination du point sur la paroi de la tuyère. La condition qui détermine l'unicité de la solution s'écrit :

$$y = y_A + \tan \theta_A (x_H - x_A) \tag{2.9}$$

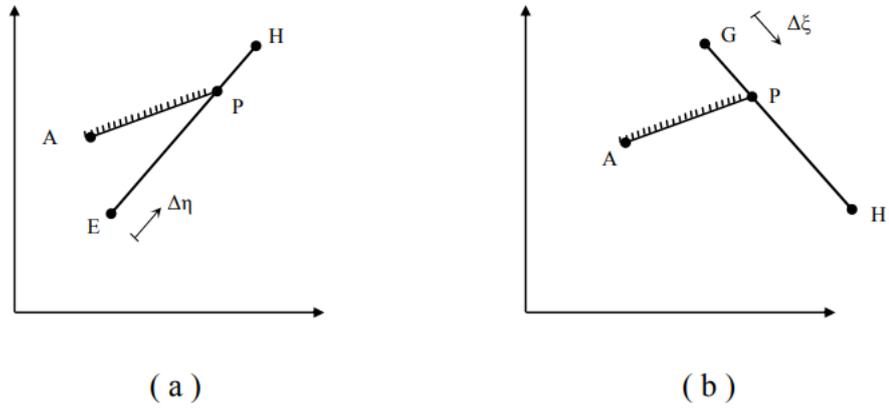


Figure 2. 7: Intersection de la paroi de la tuyère avec les caractéristiques

• Si $y \leq y_H$, le point obtenu sur la paroi appartient au segment EH, les coordonnées du point p dans la figure 2.7b sont approximées par [17]:

$$x_P = \frac{y_E - y_A + x_A \tan \theta_A - x_E \lambda_E^+}{\tan \theta_A - \lambda_E^+} \quad (2.10)$$

$$y_P = y_E + (x_P - x_E) \lambda_E^- \quad (2.11)$$

$$\lambda_E^- = \tan(\theta_E + \mu_E); \mu_E = \sin^{-1} \frac{1}{M_E}$$

• Si $y > y_H$, le point obtenu sur la paroi appartient au segment GH, les coordonnées du point p dans la figure 2.7a sont approximées par :

$$y_P = \frac{y_G - y_A + x_A \tan \theta_A - x_G \lambda_G^-}{\tan \theta_A - \lambda_G^-} \quad (2.12)$$

$$y_P = y_A + (x_P - x_A) \tan \theta_A \quad (4.18)$$

$$\text{Avec } \lambda_G^- = \tan(\theta_G - \mu_G); \mu_G = \sin^{-1} \frac{1}{M_G}$$

• Si $y = y_H$, le point obtenu est lui-même le point H.

Pour obtenir les propriétés M et θ au point P dans la figure 4.16a, on suppose une variation linéaire de M et θ entre les nœuds E et H , au point P , on a :

$$\theta_P = \frac{S_{EP}}{S_{EH}} (\theta_H - \theta_E) + \theta_E \quad (2.13)$$

$$M_P = \frac{S_{EP}}{S_{EH}} (M_H - M_E) + M_E \quad (2.14)$$

Avec :

$$S_{EP} = \sqrt{(x_P - x_E)^2 + (y_P - y_E)^2}$$

$$S_{EH} = \sqrt{(x_H - x_E)^2 + (y_H - y_E)^2}$$

De la même manière, les propriétés M et θ au point P dans la figure 2.7b sont données par :

$$\theta_P = \frac{S_{GP}}{S_{GH}} (\theta_H - \theta_G) + \theta_G \quad (2.15)$$

$$M_P = \frac{S_{GP}}{S_{GH}} (M_H - M_G) + M_G \quad (2.16)$$

Avec

$$S_{GP} = \sqrt{(x_P - x_G)^2 + (y_P - y_G)^2}$$

$$S_{GH} = \sqrt{(x_H - x_G)^2 + (y_H - y_G)^2}$$

2.3.2 Détermination des courbes isoMachs

Soit M^{iso} la valeur du nombre de Mach que doit avoir un ensemble de points internes dans la tuyère et qu'on doit déterminer leurs positions. On peut avoir quatre cas [17]:

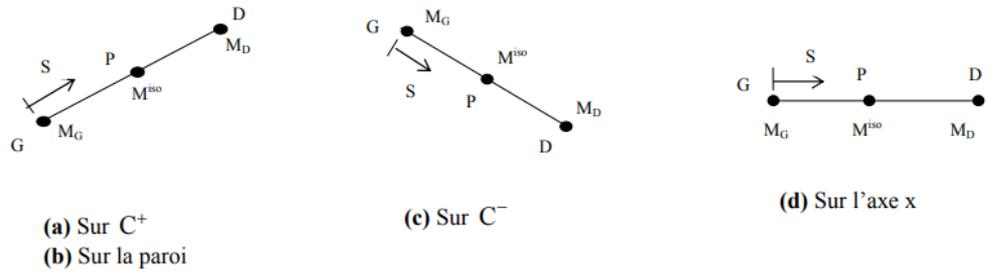


Figure 2. 8: Différents segments de recherche des points de la courbe isoMach.

Les propriétés (x, y, M) des points G et D sont connues, mais le défi consiste à déterminer la position (x_p, y_p) du point P qui a le nombre de Mach $M_p = M^{iso}$. Le segment qui contient le point P de la courbe isoMach doit satisfaire la condition suivante :

$$(M^{iso} - M_G)(M^{iso} - M_D) \leq 0 \quad (2.17)$$

Pour déterminer la position du point P, on utilise une variation linéaire de la quantité de Mach le long du segment GD, représentée par l'équation $M(S) = \alpha S + \beta$. Lorsque $S = 0$, $M(S) = M_G$, et lorsque $S = S_{GD}$ (la distance entre les points G et D), $M(S) = M_D$. La relation $M(S) = M_p = M^{iso}$ est satisfaite lorsque $S = S_{GP} = S^{iso}$. Alors, la distance entre les points G et P est donnée par :

$$S_{GP} = S^{iso} = \frac{M^{iso} - M_G}{M_D - M_G} \sqrt{(x_G - x_D)^2 + (y_G - y_D)^2} \quad (2.18)$$

La position (x_p, y_p) du point P de la courbe isoMach peut être déterminée par :

$$x_P = x_G + S_{GP} \cos \theta_{GD} \quad (2.19)$$

$$y_P = y_G + S_{GP} \sin \theta_{GD} \quad (2.20)$$

Avec
$$\theta_{GD} = \sin^{-1} \left[\frac{y_D - y_G}{x_D - x_G} \right] \quad (2.21)$$

Pour assurer un tracé approprié, il est nécessaire de trier les points obtenus de manière à ce qu'il y ait un accroissement des ordonnées.

2.3.3 Détermination des courbes iso directions

Considérons $\theta = \theta^{iso}$ comme la valeur de l'angle de déviation de l'écoulement que doit avoir un ensemble de points internes dans la tuyère, dont nous devons déterminer les positions. Il existe trois possibilités illustrées dans les cas (a), (b) et (c) de la figure 2.8. Les propriétés $(x,$

y, θ) des points G et D sont connues, et le problème consiste à déterminer la position (x_p, y_p) du point P qui possède l'angle $\theta_p = \theta^{iso}$.

Le segment contenant le point P de la courbe iso-direction doit vérifier la condition suivante :

$$(\theta^{iso} - \theta_G)(\theta^{iso} - \theta_D) \leq 0 \quad (2.22)$$

Pour déterminer la position du point P, nous utilisons une variation linéaire de l'angle θ le long du segment GD, représentée par l'équation $\theta(S) = \alpha S + \beta$. Lorsque $S = 0$, $\theta(S) = \theta_G$, et lorsque $S = S_{GD}$ (la distance entre les points G et D), $\theta(S) = \theta_D$. La relation $\theta(S) = \theta_p = \theta^{iso}$ est satisfaite lorsque $S = S_{GP} = S^{iso}$. Donc, la distance entre les points G et P est donnée par :

$$S_{GP} = S^{iso} = \frac{\theta^{iso} - \theta_G}{\theta_D - \theta_G} \sqrt{(x_G - x_D)^2 + (y_G - y_D)^2} \quad (2.23)$$

La position (x_p, y_p) du point P de la courbe iso-direction peut être déterminée par :

$$x_P = x_G + S_{GP} \cos \theta_{GD} \quad (2.24)$$

$$y_P = y_G + S_{GP} \sin \theta_{GD} \quad (2.25)$$

θ_{GD} et S_{GP} sont données respectivement par les relations (2.21) et (2.23).

Dans ce cas, il est nécessaire de trier les points obtenus de la courbe iso-direction de manière à ce qu'il y ait un accroissement des abscisses pour permettre un traçage approprié.

2.4 Volume d'une tuyère

Le volume d'une tuyère est défini par l'espace occupé par le fluide en écoulement à l'intérieur du domaine limité par la paroi de la tuyère. Par définition, le volume se calcul par la relation suivante :

$$Volume = \iiint dx dy dz \quad (2.26)$$

2.4.1 Tuyère axisymétrique

La formule suivante permet de calculer le volume pour ce type de tuyère, en prenant en compte sa révolution autour de l'axe de symétrie (x) :

$$Volume = \iiint y dy d\theta dx = 2\pi \sum_{i=1}^{N-1} \iint_{S_i} y dy dx \quad (2.27)$$

L'intégration de l'équation (2.27) donne :

$$Volume = \frac{\pi}{3} y_*^2 \sum_{i=1}^{N-1} \left[\frac{x_{p,i+1}}{y_*} - \frac{x_{p,1}}{y_*} \right] \left[\frac{y_{p,i}^2}{y_*^2} + \frac{y_{p,i} y_{p,i+1}}{y_*^2} + \frac{y_{p,i+1}^2}{y_*^2} \right] \quad (2.28)$$

2.5 Masse de la structure de la tuyère

Pour arriver à calculer la masse de la structure du divergent de la tuyère, on considère deux suppositions suivantes :

- La forme de la paroi entre deux points successifs est une ligne droite. Cette supposition donne de bon résultat plus le nombre de points N de la paroi est très élevé
- La structure du divergent est constituée du même matériau, d'une épaisseur e_m et de masse volumique ρ_m constantes.

Le calcul de la masse d'une tuyère est donné par la relation suivante :

$$Masse = \rho_m e_m \text{ surface} \quad (2.29)$$

Avec

ρ_m : Masse volumique du métal

e_m : Epaisseur de la paroi de la tuyère

Surface : Surface interne de la paroi de la tuyère

L'équation (2.29) peut être écrite comme suit :

$$Masse = 21 \rho_m \int_L \sqrt{1 + \left(\frac{dy}{dx} \right)^2} dx \quad (2.30)$$

2.5.1 Tuyère axisymétrique

Le calcul de la masse de la structure de la tuyère est lié au calcul de la surface de révolution. Étant donné qu'il y a (N-1) segments de droite, la masse d'une tuyère de forme axisymétrique peut être calculée selon la formule suivante :

$$\frac{Masse}{\rho_m e_m y_*^2} = \sum_{i=1}^{N-1} \frac{S_i}{y_*^2} \quad (2.31)$$

S_i : surface de révolution de la couronne circulaire limitée entre les points i et i+1 (i=1, 2, ..., N), comme indiquer dans la figure 2.6.

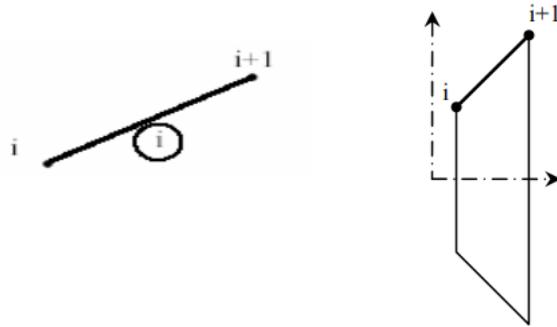


Figure 2. 9: Présentation d'un tronçon de la tuyère

D'après le théorème de Guldin , la surface S_i , sous forme adimensionnelle, est donnée par :

$$Masse = \pi \left[\frac{y_i}{y_*} + \frac{y_{i+1}}{y_*} \right] \sqrt{\left[\frac{x_{p,i+1} - x_p}{y_*} \right]^2 + \left[\frac{y_{p,i+1} - y_p}{y_*} \right]^2} \quad (2.32)$$

2.6 Force de pression exercée sur la paroi de la tuyère

Pour déterminer la force de pression exercée sur la paroi de la tuyère, on suppose que la pression exercée sur chaque tronçon est égale à la pression statique calculée, soit au nœud gauche, soit au nœud droit [17].

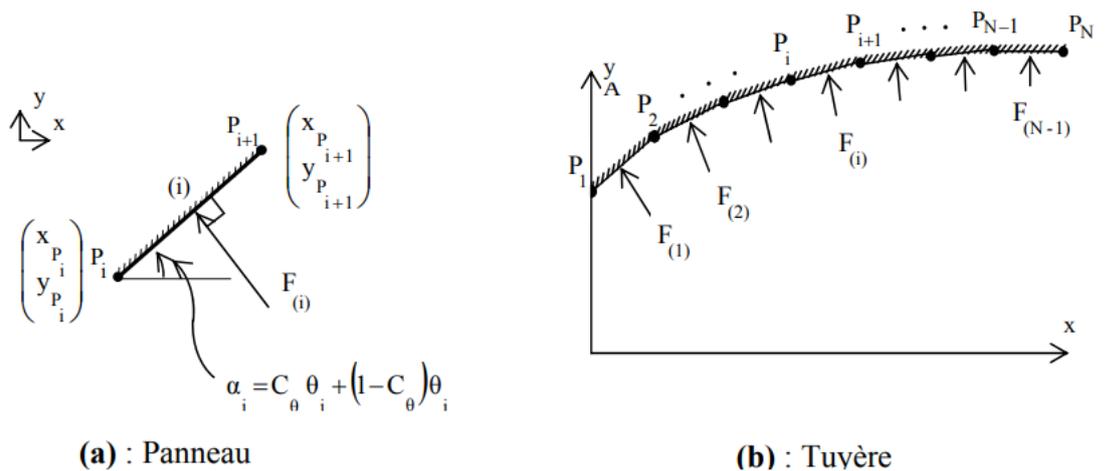


Figure 2. 10: Présentation les paramètres et la force de pression exercée sur la paroi
La pression exercée sur le tronçon (i) est approximée par :

$$P_i = C_p P_i + (1 - C_p) P_{i+1} \quad (2.33)$$

Avec : C_p : Coefficient de pondération de la pression ($C_p = 0.5$).

Il est possible de conclure que la pression appliquée sur chaque segment est équivalente à la moyenne des pressions calculées entre les nœuds gauche et droite.

$$P_i = \frac{P_i + P_{i+1}}{2} \quad (2.34)$$

La force de pression, par définition, est égale à la somme des pressions exercées sur chaque tronçon de la paroi de la tuyère fois sa section totale.

$$F_i = P_i S_i \quad (2.35)$$

La force de pression exercée sur le segment (i), en prenant en compte sa révolution autour de l'axe de symétrie (x), est définie comme la projection de la force $F(i)$ sur l'axe x. Par conséquent, la force totale de pression F_x exercée sur la paroi peut être calculée en sommant toutes les forces de pression exercées sur tous les segments, et cela peut être exprimé de manière adimensionnelle comme suit :

$$\frac{F_x}{P_0 y_*^2} = \sum_{i=1}^{N-1} \left[\frac{P_i}{P_0} \right] \frac{S_i}{y_*^2} \sin \theta_i \quad (2.36)$$

Avec :

$$\frac{P_i}{P_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)_i \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)_i \quad \text{et} \quad \frac{\rho_i}{\rho_0} = e^{-\int_{T_i}^{T_0} F_p(T) dT}$$

L'angle $\theta(j)$ (j) peut être obtenu par la relation suivante :

$$\theta_i = \tan^{-1} \left[\frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i} \right] \quad (2.37)$$

CHAPITRE 3 :

**DÉVELOPPEMENT DE
MÉTHODE D'ÉCOULEMENT
TRANSSONIQUE
(APPROCHE DE SAUER)**

CHAPITRE 3 : développement de méthode d'écoulement transsonique (Approche de sauer.)

3.1 Introduction

L'écoulement dans la région du col des tuyères convergent-divergent, à une ou deux dimensions, sous des conditions étranglées, peut être étudié en utilisant diverses techniques. Ces techniques, appelées théories des petites perturbations, impliquent l'utilisation d'équations qui régissent ce type d'écoulement.

Ces techniques jouent un rôle crucial car elles permettent d'obtenir des résultats pratiques et utiles pour résoudre des problèmes de débit complexes. Elles ont été étudiées par de nombreux chercheurs, parmi lesquels on peut citer les plus connus tels que Kliegel & Lévine, Sauer et Hall. [20-21]

La principale source d'erreur dans ce contexte pour déterminer les différentes propriétés du champ d'écoulement dans la partie divergente ainsi que dans la région du col, également appelée "la divergence", peut être attribuée aux approximations utilisées pour évaluer les propriétés du champ d'écoulement dans le voisinage du col. La géométrie de la région du col d'une tuyère convergente-divergente est illustrée de manière schématique comme suit :

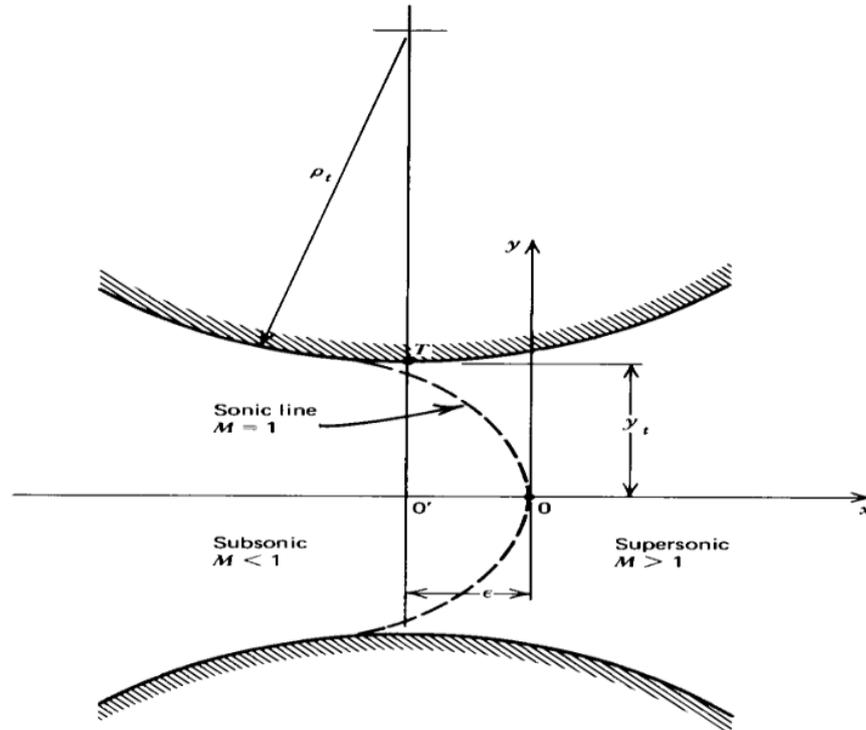


Figure 3. 1 : coordonnées du col d'une tuyère et des
pour l'étude d'écoulement transsonique

CHAPITRE 3 : développement de méthode d'écoulement transsonique (Approche de sauer.)

Parmi les différentes méthodes proposées pour analyser le champ d'écoulement dans la région du col d'une tuyère à deux dimensions, la méthode de Sauer est la plus connue en raison de sa simplicité par rapport aux autres.

Cette méthode a été développée dans le but de répondre à deux objectifs principaux qui sont mis en question :

- Le premier objectif de cette méthode est d'illustrer l'application des techniques de petites perturbations, permettant de réduire un problème de débit important à un problème de débit pratique plus modéré.
- Le deuxième objectif de cette méthode est de présenter une méthode permettant d'obtenir une approximation raisonnable des propriétés d'écoulement le long de la ligne sonique dans la région du col d'une tuyère, ainsi que sur la ligne de la valeur initiale à partir de laquelle la méthode des caractéristiques peut être débutée.

3.2 Détermination du champ d'écoulement dans la région du col

La Figure (3.1) est une représentation schématique des caractéristiques générales de la région du col d'une tuyère convergente-divergente. Le contour de la tuyère est symétrique par rapport à l'axe x , et le fluide s'écoule dans le sens positif de l'axe x . Une section transversale est observée dans la figure, appelée "ligne sonique". Cette ligne sonique a une forme parabolique et relie tous les points dans le champ d'écoulement ayant un nombre de Mach $M = 1$.

Dans la figure (3.1), on remarque que la ligne sonique commence à partir de la paroi du col légèrement en amont du point T de la gorge, où la surface d'écoulement est minimale, et traverse la ligne centrale en un point noté 0. Le point 0 représente l'origine du système de coordonnées utilisé dans l'analyse de Sauer, correspondant à l'intersection de la ligne acoustique avec l'axe x . L'emplacement du point 0, ainsi que la distance en aval de la section du col T, sont déterminés dans cette analyse.

3.3 L'approche de Sauer

L'équation de perturbation pour un écoulement bidimensionnel et irrotationnel plan, ainsi que pour un écoulement axisymétrique, peut être exprimée comme suit [22] :

CHAPITRE 3 : développement de méthode d'écoulement transsonique (Approche de sauer.)

$$(1 - M_\infty^2)u_x + v_y + \delta \left(\frac{v}{y}\right) = M_\infty^2(\gamma + 1) \left(\frac{u}{u_\infty}\right) u_x \quad (3.1)$$

Pour décrire les deux types d'écoulement (bidimensionnel irrotationnel plan et axisymétrique) avec la même équation, on peut introduire un switch δ dans l'équation de perturbation. Ce switch δ prend une valeur de 0 pour l'écoulement bidimensionnel et irrotationnel plan, et une valeur de 1 pour l'écoulement axisymétrique. Ainsi, l'équation de perturbation modifiée peut être exprimée comme suit :

$$\delta = 0 \quad \text{Écoulement plan}$$

$$\delta = 1 \quad \text{Écoulement axisymétrique}$$

L'écoulement dans la région du col est principalement unidimensionnel et sonore (acoustique), où la vitesse est sélectionnée comme étant la vitesse critique du son. À ce niveau, la vitesse choisie correspond au nombre de Mach égal à 1, ce qui signifie que la vitesse du fluide est égale à la vitesse du son.

En substituant :

$u_\infty = a^*$ et $M_\infty = 1$ dans l'équation (3.1) on obtient :

$$(\gamma + 1) \left(\frac{u}{a^*}\right) u_x - v_y - \delta \frac{v}{y} = 0 \quad (3.2)$$

Par définition :

$$u' = \frac{u}{a^*} \text{ et } v' = \frac{v}{a^*} \quad (3.3)$$

Où u' et v' sont les termes des composantes de vitesses de perturbation adimensionnelles.

En introduisant les termes u' et v' dans l'équation (3.2) on obtient :

$$(\gamma + 1) \left(\frac{u}{a^*}\right) u' u'_x - v'_y - \delta \frac{v'}{y} = 0 \quad (3.4)$$

La région du col présente un écoulement d'air sans rotation, ce qui signifie qu'il est possible de décrire les vitesses à l'aide d'une fonction potentielle ϕ .

$$\phi = u_\infty x + \varphi = a^*(x + \varphi') \quad (3.5)$$

Où $\varphi'(x, y)$ est le potentiel de vitesse adimensionnelle, par conséquent :

$$u \sim = a^* + u = a^*(1 + u') = \phi_x = a^*(1 + \phi'_x) \quad (3.6)$$

CHAPITRE 3 : développement de méthode d'écoulement transsonique (Approche de sauer.)

$$v' = v = a^* v' = \phi'_y = a^* \phi'_y \quad (3.7)$$

Où $u' = \phi'_x$ et $v' = \phi'_y$; et en substituant les deux équations (3.6) et (3.7) dans L'équation

(3.4) on trouve :

$$(\gamma + 1)\phi'_x \phi'_{xx} - \phi'_{yy} - \delta \frac{\phi'_y}{y} = 0 \quad (3.8)$$

Et c'est l'équation potentielle de vitesse non dimensionnelle la plus gouvernante dans les écoulements transsoniques.

Une approche fréquemment utilisée pour résoudre les équations différentielles partielles non linéaires consiste à recourir à une méthode d'approximation dans laquelle on suppose une solution sous forme de série. Les coefficients de la série de puissance choisie sont déterminés de manière à satisfaire l'équation différentielle ainsi que les conditions aux limites.

Dans le cas présent, le potentiel de vitesse ϕ'_{xy} peut être défini par une série de puissance en y , dans laquelle les coefficients des termes y sont des fonctions de x comme $u(x, y)$ est une fonction paire de y [c.-à-d. : $u(x, y) = u(x, -y)$], $\phi'_x = u$ doit être une fonction paire de y , par conséquent, que, même les puissances de y sont inclus dans la série de puissance.

Ainsi :

$$\phi'^{(x,y)} = \sum_{i=0}^{\infty} f_{2i}(x)y^{2i} = f_0(x)y^0 + f_2(x)y^2 + f_4(x)y^4 + \dots \quad (3.9)$$

Où $y^0 \equiv 1$

Les équations qui correspondent aux termes donnés :

$$\phi'_x = f'_0(x) + f'_2(x)y^2 + f'_4(x)y^4 + \dots \quad (3.10)$$

$$\phi'_{xx} = f''_0(x) + f''_2(x)y^2 + f''_4(x)y^4 + \dots \quad (3.11)$$

$$\phi'_y = 2f_2(x)y + 4f_4(x)y^3 + \dots \quad (3.12)$$

CHAPITRE 3 : développement de méthode d'écoulement transsonique (Approche de sauer.)

$$\phi'_{yy} = 2f_2(x)y + 12f_4(x)y^2 + \dots \quad (3.13)$$

En substituant les expressions ci-dessus dans l'équation (3.8) on obtient :

$$y^0[(\gamma + 1)f'_0 f''_0 - 2f_2 - 2\delta f_2] + y^2[(\gamma + 1)(f'_0 f''_0 + f'_2 f''_0)] - 12f_4 - 4\delta f_4 + y^0[\dots] + \dots = 0 \quad (3.14)$$

Le polynôme (3.14) doit être satisfait pour toute valeur arbitraire de x et y , les coefficients de chaque puissance de y doit être identiquement nul.

Sauer a tronqué la série après le terme $f_4(x) y^4$. En plus, les seuls termes complets du polynôme en y figurant dans l'équation (3.12) sont le premier et second. Le coefficient de y^4 et les termes d'ordre supérieur impliquent $f_6(x)$ et ainsi de suite.

En fixant des coefficients de y^0 et y^2 égales à 0 et en résolvant pour correctif $f_0(x)$ et $f_2(x)$ on obtient :

$$f_2(x) = \frac{(\gamma+1)f'_0 f''_0}{2(1+\delta)} \quad (3.15)$$

$$f_4(x) = \frac{(\gamma+1)(f'_0 f''_0 + f'_2 f''_0)}{4(3+\delta)} \quad (3.16)$$

Quand $y = 0$, $u'(x, 0) = f'_0(x)$: définie distribution de la vitesse de perturbation adimensionnelle le long de l'axe des x .

Si la distribution des perturbations de vitesse axiale est supposée être linéaire, est donnée par :

$$u^{(x,0)} = f'_0(x) = ax \quad (3.17)$$

Où a est une constante, appelée le coefficient de la vitesse linéaire adimensionnelle de perturbation. En substituant l'équation (3.17) dans (3.16) et (3.15) on trouve :

CHAPITRE 3 : développement de méthode d'écoulement transsonique (Approche de sauer.)

$$f_2(x) = \frac{(\gamma+1)a^2x}{2(1+\delta)} \quad (3.18)$$

$$f_4(x) = \frac{(\gamma+1)^2a^3}{8(1+\delta)(3+\delta)} \quad (3.19)$$

En substituant (3.18) et (3.19) en (3.9) on trouve :

$$\Phi'(x,y) = f_0(x) = \frac{(\gamma+1)a^2xy^2}{2(1+\delta)} + \frac{(\gamma+1)^2a^3y^4}{8(1+\delta)(3+\delta)} \quad (3.20)$$

Substituant (3.20) dans (3.6) et (3.7) on trouve :

$$u'(x,y) = ax + \frac{(\gamma+1)a^2y^2}{2(1+\delta)} \quad (3.21)$$

$$v'(x,y) = \frac{(\gamma+1)a^2xy}{(1+\delta)} + \frac{(\gamma+1)^2a^3y^3}{8(1+\delta)(3+\delta)} \quad (3.22)$$

Ces équations donnent les vitesses de perturbation non dimensionnelles pour une distribution linéaire des perturbations axiale de la vitesse.

La courbe critique où $M = 1$ ($u^{2\sim} + v^{2\sim} = a^{*2}$) et peut être déterminée comme suit :

Tout d'abord, se substituer à la définition des vitesses de perturbation non dimensionnelle.

$$(u^{2\sim} + v^{2\sim}) = a^{*2} = (a^* + u)^2 + v^2 = a^{*2}[(1 + u')^2 + v'^2] \quad (3.23)$$

En divisant par a^{*2} on trouve :

$$(1 + u')^2 + v'^2 = 1 \quad (3.24)$$

En élargissant les puissances de l'équation (3.24) et en négligeant de u' et v' :

$$u' = 0 \quad (3.25)$$

Par conséquent, la courbe critique où $M = 1$ est constituée en remplaçant $u' = 0$ dans

CHAPITRE 3 : développement de méthode d'écoulement transsonique (Approche de sauer.)

l'équation (21) Ainsi :

$$x = -\frac{(\gamma+1)ay^2}{2(1+\delta)} \quad (3.26)$$

Ensuite, il est nécessaire de localiser l'origine du système de coordonnées dans le col.

Substituer ces valeurs pour x et y dans l'équation (3.22)

$$\varepsilon = -\frac{(\gamma+1)ay_t^2}{2(3+\delta)} \quad (3.27)$$

Équation (3.27) localise l'origine du système des coordonnées par rapport au col de la tuyère.

3.3.1 Détermination de contour du col

De plus, la condition aux limites applicable à la surface intérieure de la paroi du col n'a pas été prise en compte. En principe, cette condition aux limites consistera à déterminer le profil de la paroi nécessaire pour générer le champ d'écoulement indiqué par les équations (3.21) et (3.22).

La Figure (3.2) présente le modèle géométrique utilisé pour calculer la courbure K de la paroi du col le plus étroit de la section transversale, également connue sous le nom de gorge. La courbure K est définie comme le changement de direction de la tangente à une courbe par unité de distance le long de cette courbe. Le rayon de courbure au col est l'inverse de la courbure illustrée dans la Figure (3.2).

$$\tan \tau = \frac{v'}{(1+u')} \approx v' \quad (3.28)$$

Au point t la courbature k est donnée par :

$$k = \frac{1}{\rho_t} \left[\frac{d(\tan \tau)}{ds} \right]_t = \left(\frac{dv'}{ds} \right)_t \quad (3.29)$$

$$\frac{dv'}{ds} = v'_x \left(\frac{dx}{ds} \right) + v'_y \left(\frac{dy}{ds} \right) \quad (3.30)$$

CHAPITRE 3 : développement de méthode d'écoulement transsonique (Approche de sauer.)

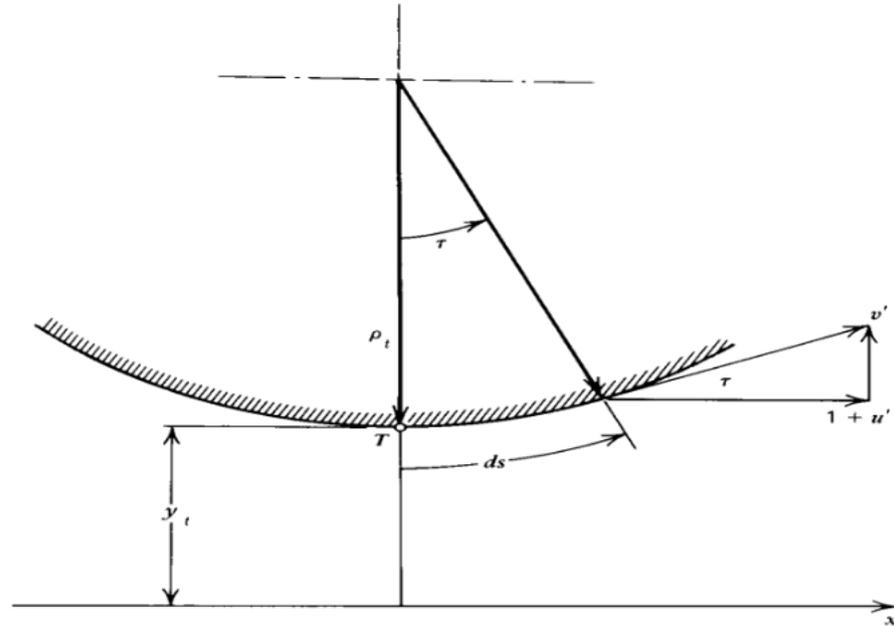


Figure 3. 2 : relation entre le rayon de courbure et les éléments de l'écoulement.

Considérons un col de tuyère avec un rayon de courbure de ρ_t qui est grand par rapport Au rayon du col y_c .

$$\frac{dv'}{ds} = v'_x \quad (3.31)$$

et en substituant l'équation (3.31) dans (3.29) on trouve:

$$\rho_t = \frac{1}{[v'_x(x,y)]_t} = \frac{1}{v'_x(\varepsilon, y_t)} \quad (3.32)$$

$$v'_x = \frac{(\gamma+1)ay^2}{(1+\delta)} \quad (3.33)$$

La valeur de v'_x au point t, ou $x = \varepsilon$ et $y = y_t$ peut être déterminée de l'équation (3.33)

$$\rho_t = \frac{(1+\delta)}{(\gamma+1)a^2 y_t} \quad (3.34)$$

Jusqu'à ce point, il est supposé que la vitesse axiale adimensionnelle de perturbation $u'(x, 0)$ est connue.

CHAPITRE 3 : développement de méthode d'écoulement transsonique (Approche de sauer.)

En inversant l'interprétation des résultats précédents, la valeur de $u'(x, 0)$ peut être déterminée à partir des propriétés géométriques du col de la tuyère.

$$a = \left[\frac{(1+\delta)}{(\gamma+1)\rho_t y_t} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.35)$$

En remplaçant (3.35) dans (3.27) on aura:

$$\varepsilon = -\frac{y_t}{2(3+\delta)} \left[\frac{(\gamma+1)(1+\delta)}{\frac{\rho_t}{y_t}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.36)$$

Le champs de vitesse de perturbation à proximité de la ligne sonique dans le col est déterminé par les équations (3.21) et (3.22) et (3.35), (3.36). et les relations entre les vitesses dimensionnelles $u\sim$ et $v\sim$ et les vitesses adimensionnelles de perturbation u' et v' , est donnée par :

$$u\sim(x, y) = a^*(1 + u') \text{ et } v\sim(x, y) = a^*v' \quad (3.37)$$

3.3.2 Détermination de la ligne initiale pour le calcul supersonique

La zone du flux en amont à partir du point T se situe dans la plage où l'influence du point T se fait sentir, tandis que le processus de caractéristiques ne peut pas être initié à partir d'une ligne de valeur initiale qui se trouve dans la zone d'influence d'un point en aval.

La ligne où $v\sim$, illustrée à la figure (3.3), qui est seulement à une légère distance en aval de la ligne sonique, peut être utilisée comme une ligne de la valeur initiale de la méthode des

Caractéristiques.

Sur la paroi, au col, à la fois la pente de la paroi et $v\sim$ sont égales zéro, de sorte que la vitesse d'écoulement est parallèle à la paroi. À tous les autres points le long du mur, il y a une petite différence entre l'angle de mur et l'angle d'écoulement à la suite des

CHAPITRE 3 : développement de méthode d'écoulement transsonique (Approche de sauer.)

approximations introduites dans l'analyse. Par conséquent, la ligne $v \sim$ satisfait exactement la condition à la limite du mur solide.

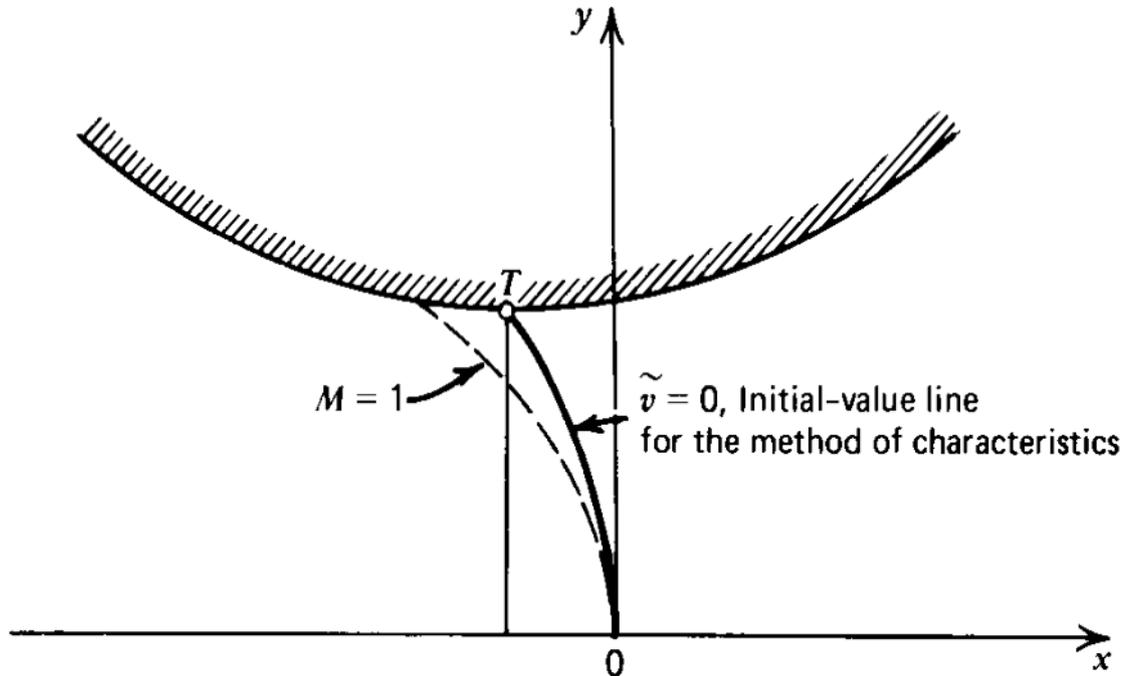


Figure 3. 3 : la ligne initiale pour la méthode des caractéristiques

L'équation de cette ligne est:

$$x = -\frac{(\gamma+1)\alpha y^2}{2(3+\delta)} \quad (3.38)$$

3.3.3 Détermination des valeurs des différents paramètres de l'écoulement

$$u = AS(1 + ALPHA.X) + (C_2 \cdot (Y)^2); C_2 = \frac{(G+1)(ALPHA)^2}{2 \cdot (1+G)}$$

$$AS = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot GC \cdot RG \cdot TS}{G+1}}; a = \sqrt{\frac{1+DELTA}{(G+1)Rtu \cdot Y_t}}$$

$$\lambda = \frac{F}{F_{(1-D)}}$$

$$T = \frac{TS-U^2}{2 \cdot C_p} \quad (3.39)$$

CHAPITRE 3 : développement de méthode d'écoulement transsonique (Approche de sauer.)

$$M = \frac{U}{\sqrt{G.RG.T}} \quad (3.40)$$

$$P = P_S \left(\frac{T}{T_S} \right)^{\left(\frac{G}{G-1} \right)} \quad (3.41)$$

$$\rho = \frac{P}{RG.T} \quad (3.42)$$

CHAPITRE 4 :
SIMULATION NUMERIQUE
PAR ANSYS

4.1 Introduction

Les simulations numériques de la dynamique des fluides, communément appelées CFD (Computational Fluid Dynamics), sont devenues un outil d'investigation privilégié dans les sciences et les technologies. Elles visent à reproduire, par le biais de calculs, le comportement d'un système décrit par un modèle souvent constitué d'équations aux dérivées partielles. Ces équations représentent la formulation mathématique des lois scientifiques. Ainsi, la simulation numérique renforce l'étude mathématique (analyse) de ces équations et de leur résolution numérique.

Les écoulements internes se distinguent par l'absence de conditions aux limites à l'infini, contrairement aux écoulements externes. Par conséquent, l'influence des parois se fait sentir dans toutes les directions, à l'exception éventuelle des sections d'entrée et de sortie du fluide. Ces types d'écoulements sont couramment observés dans les systèmes de propulsion des avions et des fusées.

La détermination et l'identification des caractéristiques des écoulements internes dans les tuyères supersoniques constituent un cas d'étude très intéressant, en raison de la complexité de modéliser l'écoulement interne qui passe du régime subsonique au régime supersonique, avec des effets de compressibilité significatifs. La diversité des géométries possibles entraîne naturellement une grande variété dans la structure des écoulements, incluant la formation de chocs, le décollement des couches limites et les zones de recirculation. Ces phénomènes complexes rendent les simulations numériques difficiles à réaliser.

L'expérience alimente la simulation, et inversement, l'exploration des nombreuses solutions rendue possible par la simulation permet d'observer ou de prédire des comportements inattendus, ce qui contribue à l'avancement des connaissances.

Les écoulements de fluides, qu'ils soient internes ou externes, en régime laminaire ou turbulent, sont décrits par un système d'équations aux dérivées partielles (EDP). Ainsi, tous les phénomènes physiques sont régis par ce système d'équations, comprenant l'équation de continuité, l'équation de quantité de mouvement et l'équation d'énergie. Résoudre ce système permet de déterminer 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.

4.2 Simulation Ansys-fluent

L'analyse de l'algorithme numérique sélectionné consiste à évaluer les qualités du schéma en termes de stabilité et de convergence.

L'un des outils utilisés pour cette étude est ANSYS 19, un logiciel de conception assistée par ordinateur (CAO) qui permet la création et la modélisation de géométries en 3D/2D, ainsi que l'application de 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 créée, elle peut être exportée dans différents formats vers le générateur de maillage et les solveurs pour effectuer des analyses ou des simulations.

ANSYS 19 est un logiciel d'ingénierie mécanique qui collabore avec divers types de logiciels utilisés dans différents domaines tels que les vibrations, la mécanique des fluides, l'aérodynamique, le transfert de chaleur et la dynamique. Pour notre étude, deux composants d'ANSYS 19 sont utilisés pour effectuer le calcul aérothermique : GEOMETRY, ICEM CFD et l'analyseur FLUENT.

FLUENT est un solveur qui utilise un maillage non structuré en 2D ou 3D (avec la méthode des volumes finis). Ces maillages peuvent être des maillages triangulaires (tétraédriques en 3D) ou des maillages structurés interprétés sous forme non structurée, tels que des rectangles (hexaèdres), pour simuler les écoulements compressibles ou incompressibles, y compris des phénomènes physiques complexes tels que la turbulence, le transfert thermique, les réactions chimiques et les écoulements multiphasiques, sur des géométries industrielles.

L'analyse en 2D ou 3D démontre la capacité de FLUENT à simuler les caractéristiques de l'écoulement autour des tuyères supersoniques. Ce problème est résolu en utilisant les équations d'Euler.

4.2.1 Le modèle ANSYS Workbench

La plateforme ANSYS Workbench offre une interface unifiée qui facilite toutes les étapes de simulation, ce qui se traduit par un gain de temps et une meilleure productivité.

4.2.2 Architecture du logiciel FLUENT

Le groupe ANSYS propose un code de calcul commercialisé largement utilisé dans l'industrie, en particulier dans le domaine de la mécanique des fluides. Ce code bénéficie d'une interface conviviale qui facilite son utilisation. ANSYS Fluent, qui utilise la méthode des volumes finis, se compose de trois éléments essentiels : le processeur, le solveur et le post-processeur.

4.2.2.1 Le processeur : Design Modeler et ANSYS Meshing

Design Modeler offre la possibilité de représenter la géométrie du système et de spécifier le type de matériau (fluide ou solide). Ensuite, ANSYS Meshing est utilisé pour effectuer le maillage, qui permet de discrétiser le domaine et de définir les frontières.

4.2.2.2 Le solveur Fluent

La caractéristique principale du solveur Fluent est son interface qui permet de suivre l'avancement du calcul et de définir les conditions aux limites. Il offre également la possibilité de définir numériquement les conditions opératoires telles que la pression et la gravité pour la simulation, ainsi que de spécifier les conditions aux limites et de choisir le processus itératif [23].

4.2.2.3 Le post-processeur CFD post

Le troisième et dernier élément de la suite logicielle nous permet d'afficher les résultats obtenus. Il nous offre la possibilité de visualiser ces résultats sous forme de champs de vecteurs, de contours, de lignes de courant ou de courbes représentant les différentes grandeurs calculées telles que la vitesse, la pression, la température, le Nombre de Mach, etc. Ces visualisations peuvent être réalisées sur un segment, une section du domaine ou sur l'ensemble du volume.

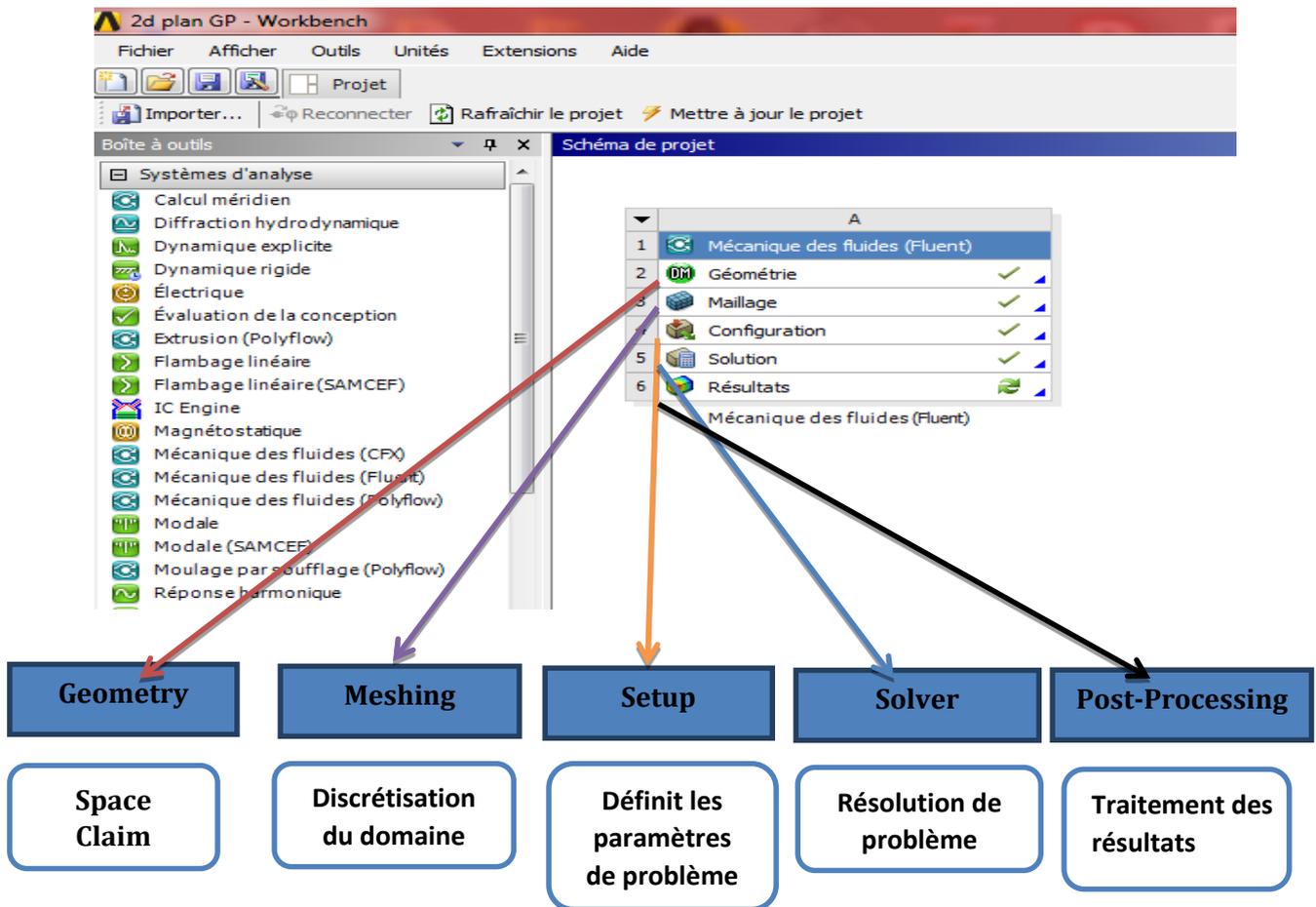


Figure 4.1 : les principales étapes d’ANSYS Fluent

4.2.3 Procédure de résolution numérique par « Fluent »

Une fois la géométrie créée et les frontières définies, le maillage est exporté afin de procéder à une résolution numérique. Cette résolution consiste à discrétiser les équations intégrales qui expriment la conservation de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie.

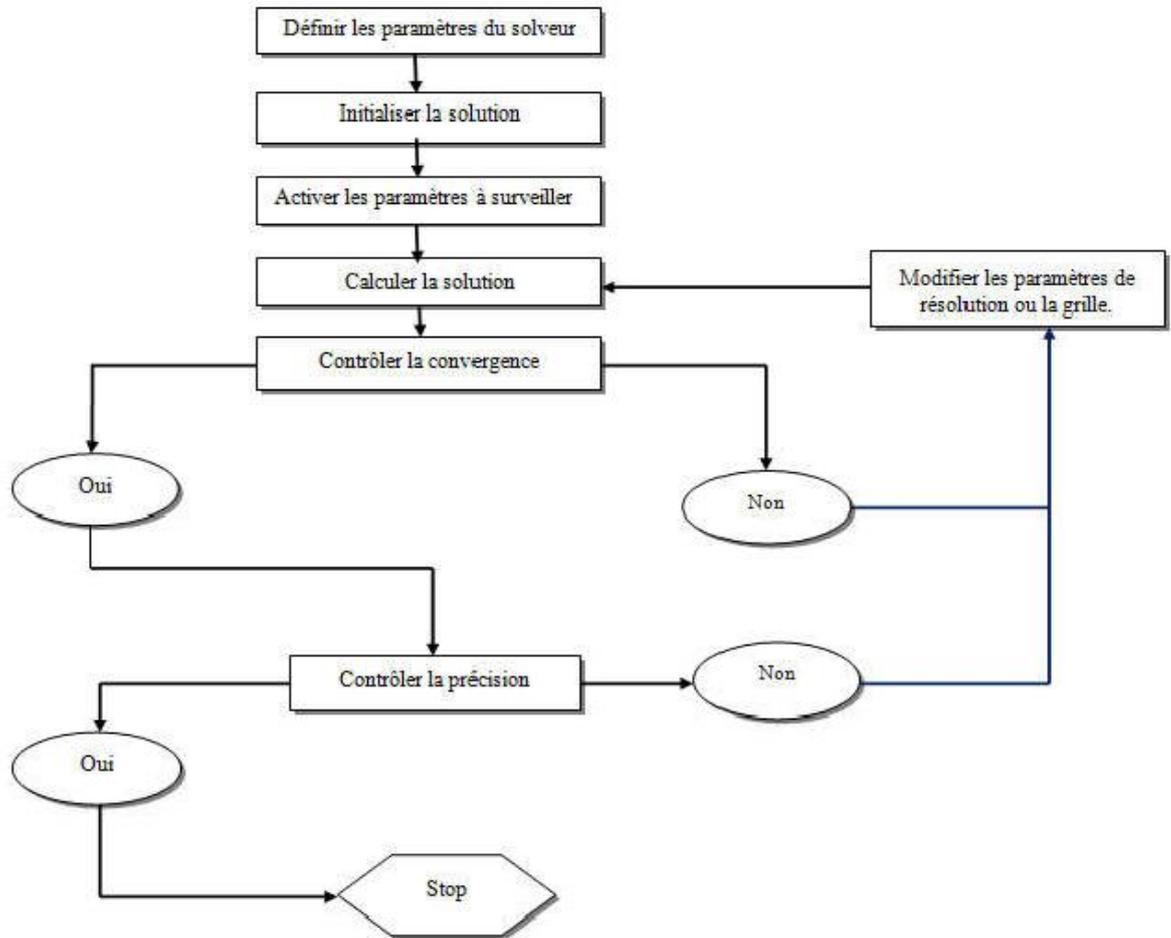


Figure 4. 2: Étape de la résolution numérique par Fluent

4.3 Simulation de la tuyère MLN

4.3.1 Géométrie

La tuyère divergente en question a une longueur de 9,050087337942889 cm. Les points de profil de cette tuyère ont été générés à l'aide du logiciel Fortran. La géométrie a été dessinée dans SpaceClaim, en prenant en compte la symétrie de la tuyère. Ainsi, seule la moitié supérieure de la tuyère a été dessinée dans SpaceClaim.

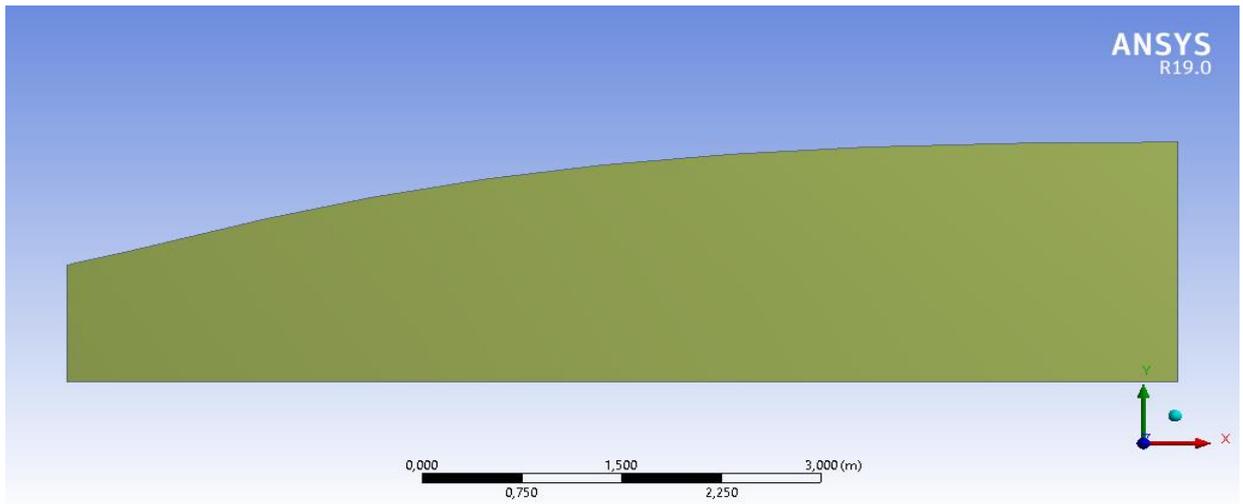


Figure 4. 3: la géométrie de la tuyère sur SpaceClaim

4.3.2 Maillage

QU'EST-CE QU'UN MAILLAGE ?

Un maillage est un mécanisme pour l'organisation et la structuration d'un domaine dans l'espace pour fins de calculs. Il s'agit un partitionnement des frontières et du domaine qu'elles renferment en éléments géométriques discrets. Ces entités possèdent des propriétés géométriques (les coordonnées, tailles) et des informations topologiques (connectivité, voisinage). Ces entités s'imbriquent hiérarchiquement selon leur dimension ou étendue : zéro pour les nœuds, un pour les segments, deux pour les faces et trois pour les volumes [22].

Le choix du maillage revêt une importance cruciale lors de la simulation numérique. Il est essentiel de sélectionner un maillage qui s'adapte de manière optimale aux problèmes considérés.

Dans cette étude, nous privilégions l'utilisation d'un maillage structuré, car il offre généralement des temps de calcul plus courts par rapport à un maillage non structuré. De plus, la qualité du maillage est améliorée, avec des rapports de formes se rapprochant davantage de l'unité, ce qui conduit à des résultats plus satisfaisants.

Pour cette raison, nous avons opté pour un maillage quadratique structuré uniforme.

- Tout d'abord, on commence par la génération d'un maillage par défaut.
- Réglage et Raffinement du maillage. Ces maillages sont raffinés dans la région du col (la région où les propriétés locales de l'écoulement varient rapidement)

➤ Finalement, on va nommer les arrêtes de notre tuyère.

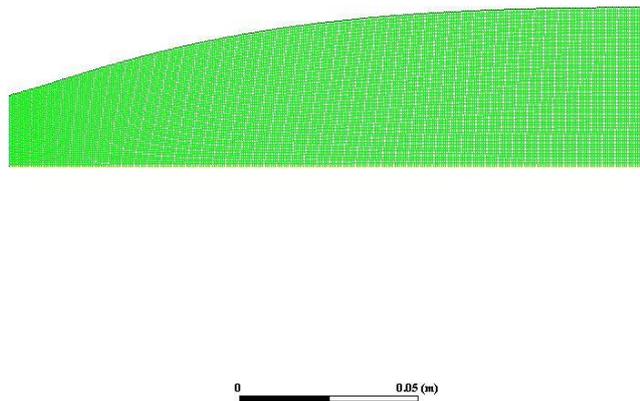


Figure 4. 4: maillage finale de la tuyère axisymétrique

[-] Statistiques	
<input type="checkbox"/> Nœuds	15351
<input type="checkbox"/> Eléments	15000
Paramètres de maillage	Aucun

Figure 4. 5: Statistiques du maillage précédent

Critère de qualité de maillage :

Orthogonal Quality mesh metrics spectrum					
Unacceptable	Bad	Acceptable	Good	Very good	Excellent
0-0.001	0.001-0.14	0.15-0.20	0.20-0.69	0.70-0.95	0.95-1.00

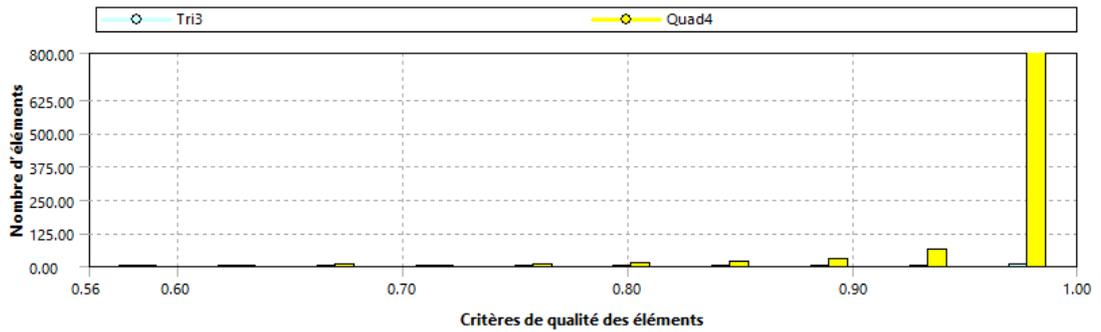


Figure 4. 6: Vérification du critère d’orthogonalité

On remarque que la majorité des éléments sont compris entre 0.95 et 1.

Donc, en se référant à l’échelle de valorisation de la qualité de maillage on approuve que le maillage est : Excellent.

4.3.3 Configuration

<ul style="list-style-type: none"> • Modèle • Modèle de turbulence • Fluide • Condition aux limites • Solveur 	<ul style="list-style-type: none"> • Ecoulement compressible 2D, axisymétrique non visqueux. • Aucun • Air (loi des gaz parfait) • Entrée : - $P_t=200000\text{Pa}$ $P_s=200000*0.5462\text{ Pa}$ <ul style="list-style-type: none"> - Mach=1 - T=2000 k Sortie : - $P_s=200000*0.0272\text{ Pa}$ <ul style="list-style-type: none"> - Mach=3 - T=250 k Parois : Wall (paroi adiabatique) <ul style="list-style-type: none"> • Couplé, implicite.
---	--

4.3.4 Paramètres de configuration

- Solveur

On a utilisé le solveur « density-Based » parce que on a un écoulement compressible, dans un domaine de calcul « 2D axisymétrique ».

Quel type de solveur sélectionner ?

ANSYS Fluent comprend deux types de solveurs: le solveur basé sur la pression et le solveur basé sur la densité. Le premier solveur était utilisé à l'origine pour les écoulements incompressibles et les écoulements légèrement compressibles, le deuxième a été conçu pour les écoulements compressibles à grande vitesse [23]. Même si les deux solveurs ont maintenant été développés pour gérer une large gamme d'écoulement, le solveur basé sur la densité peut toujours avoir une supériorité sur le solveur basé sur la pression pour les écoulements compressibles à grande vitesse.

➤ Le solveur basé sur la pression « Pressure-based solver »

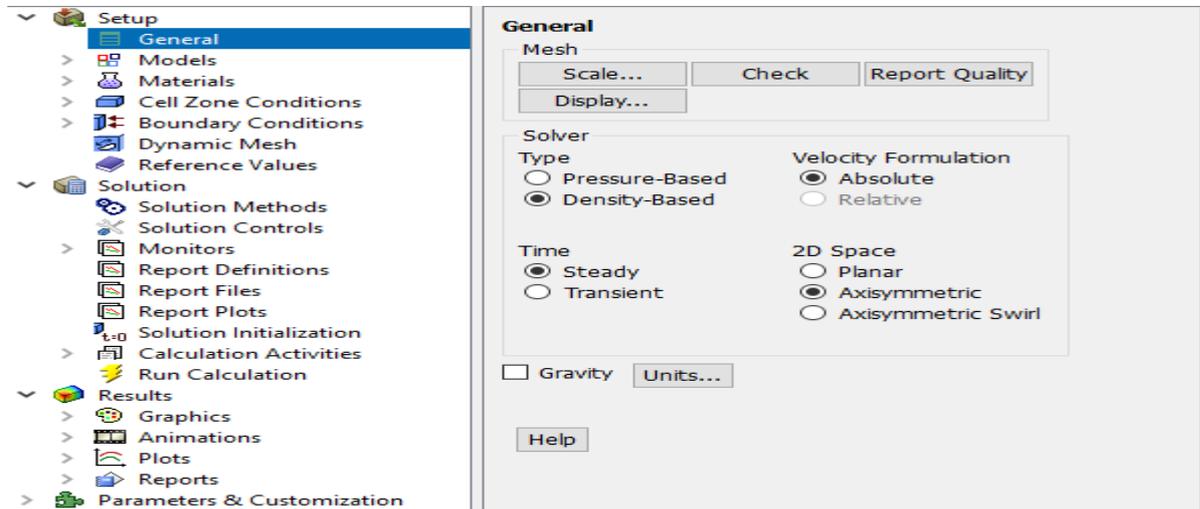
Dans ANSYS Fluent, il existe deux types d'algorithmes de résolution basés sur la pression: un algorithme séparé « The Pressure-Based Segregated Algorithm » et un algorithme couplé « The Pressure-Based Coupled Algorithm ». Le premier résout séquentiellement les équations gouvernantes, qui sont séparées les unes des autres, et l'autre résout les équations gouvernantes couplées les unes aux autres. L'algorithme séparé est plus efficace en mémoire puisqu'il stocke les équations discrétisées une seule fois en mémoire [23]. La convergence de la solution est relativement lente car les équations sont résolues de manière découplée. L'algorithme couplé nécessite plus d'espace mémoire, mais la convergence est nettement améliorée par rapport au solveur couplé.

➤ Le solveur basé sur la densité «Density-based solver »

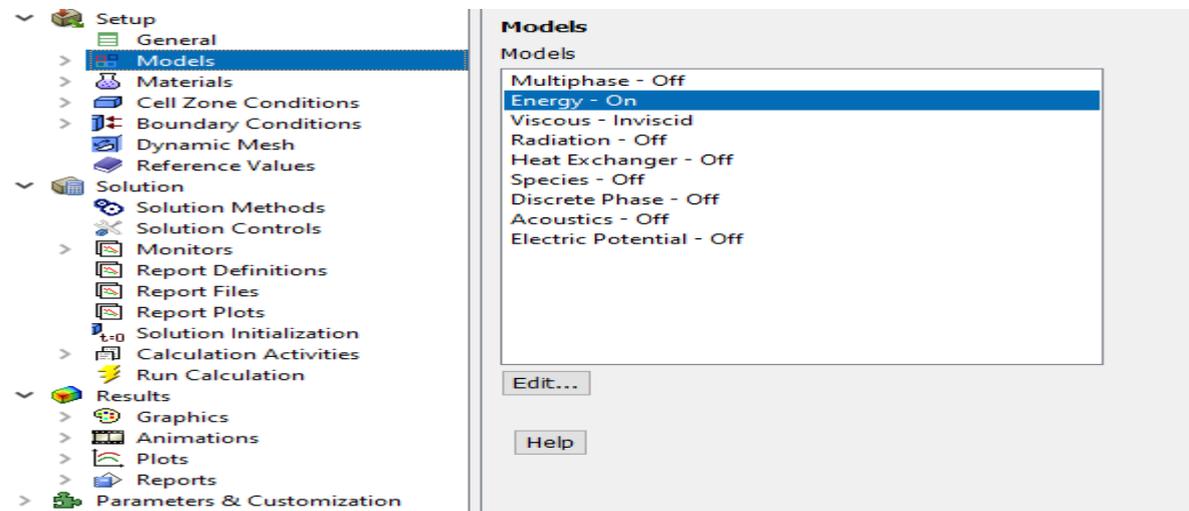
Le solveur basé sur la densité résout les équations gouvernantes de manière couplée [23]. Le système d'équations couplé peut être résolu en utilisant soit une formulation couplée explicite, soit une formulation couplée-implicite. La formulation implicite utilise les valeurs existantes et inconnues des cellules voisines pour calculer la valeur inconnue dans une cellule particulière, pour une variable donnée. Les équations doivent ensuite être résolues simultanément car les différentes valeurs apparaissent dans plusieurs équations du système. La formulation explicite utilise uniquement les valeurs existantes, ce qui signifie que les équations ne doivent pas être résolues simultanément.

Dans le traitement de notre problématique traitant un écoulement supersonique a un nombre de mach à la sortie égale à 3.

- ✓ Nous travaillerons avec le solveur basé sur la densité (Density-Based).
- ✓ Le temps stationnaire
- ✓ Nous nous positionnons dans un espace 2D axisymétrique.



Le modèle énergie est choisie car il couple correctement la vitesse avec la température statique pour un écoulement compressible. FLUENT nécessite que l'équation d'énergie soit résolue si la loi des gaz parfaits est incorporée.



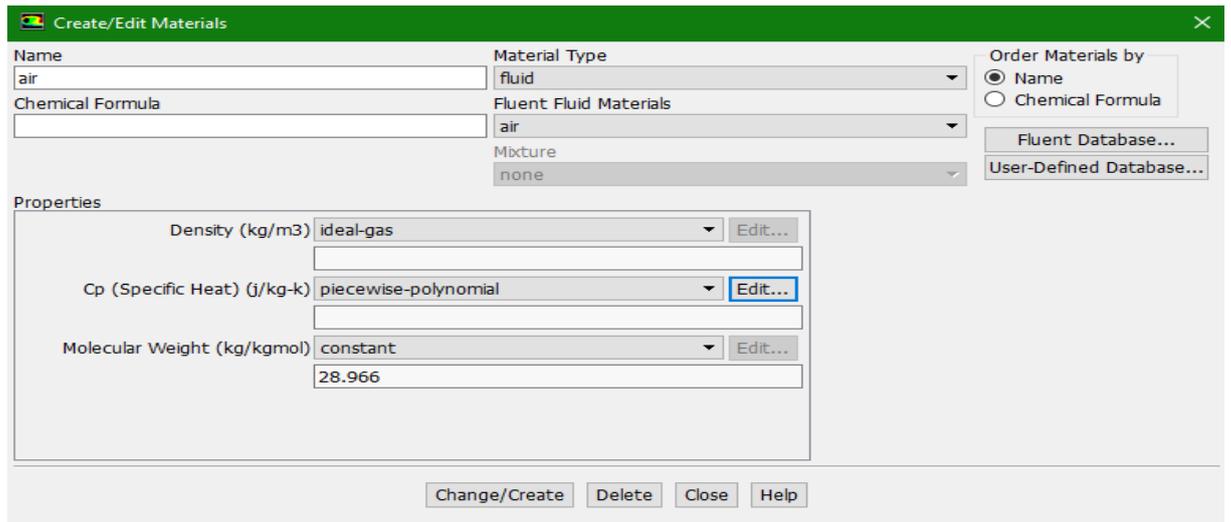


Figure 4. 7: Les paramètres pour un gaz parfait

Pour le cas d'écoulement à haute température C_p varie en fonction de température donc on utilise l'option « polynôme » pour entrer les coefficients de C_p .

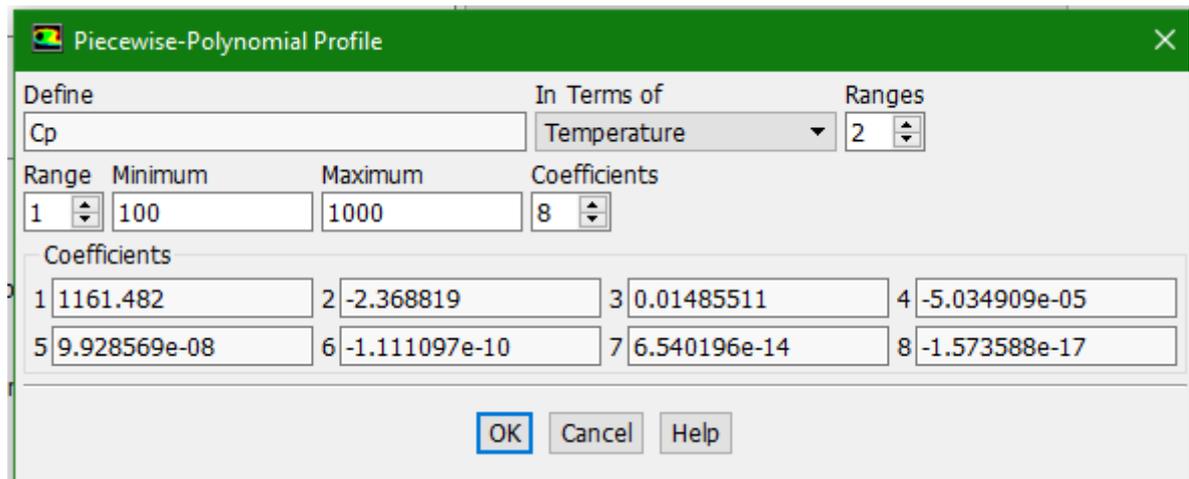


Figure 4. 8: coefficients d'un gaz à haute température comprise entre 100 et 1000

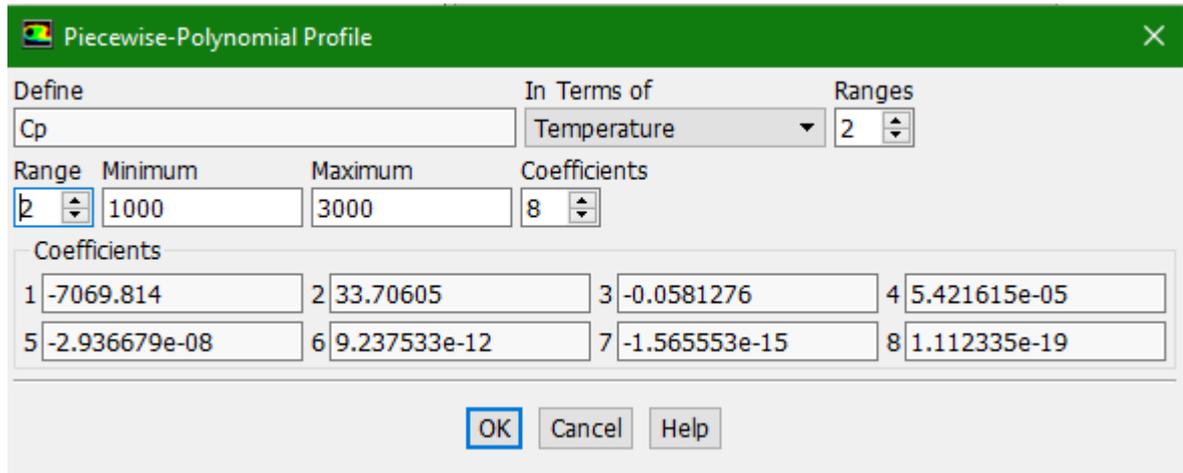


Figure 4. 9: coefficients d'un gaz à haute température comprise entre 1000 et 3000

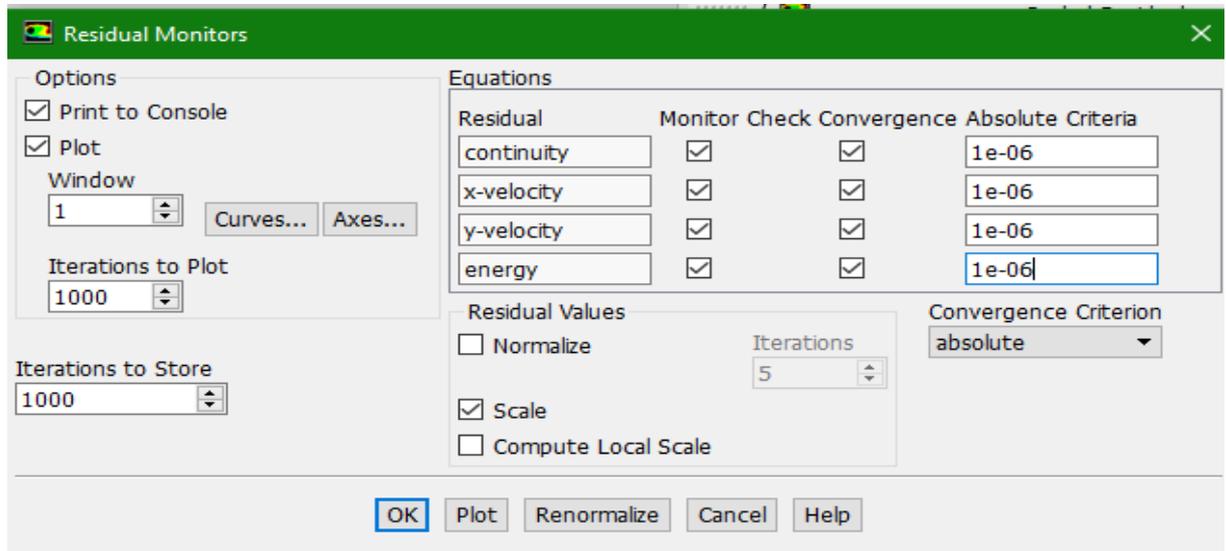


Figure 4. 10: Précision de la convergence

4.3.5 Schéma de convergence

Ce critère représente une condition spécifique pour les résidus qui détermine la convergence d'une solution itérative. La convergence a été évaluée en se basant sur trois critères. Tout d'abord, les résidus normalisés des équations de la quantité de mouvement, de la continuité ont été surveillés, et il était attendu qu'ils diminuent de manière significative en dessous de 1e-6. Cependant, ce critère à lui seul n'est pas suffisant pour juger de la validité de la solution. Dans certains cas, le critère résiduel peut ne jamais être atteint, même si la solution est valide, tandis que dans d'autres cas, la solution peut être incorrecte même si les résidus sont faibles.

La figure de résidus montre que la convergence est atteinte au bout de 469 itérations.

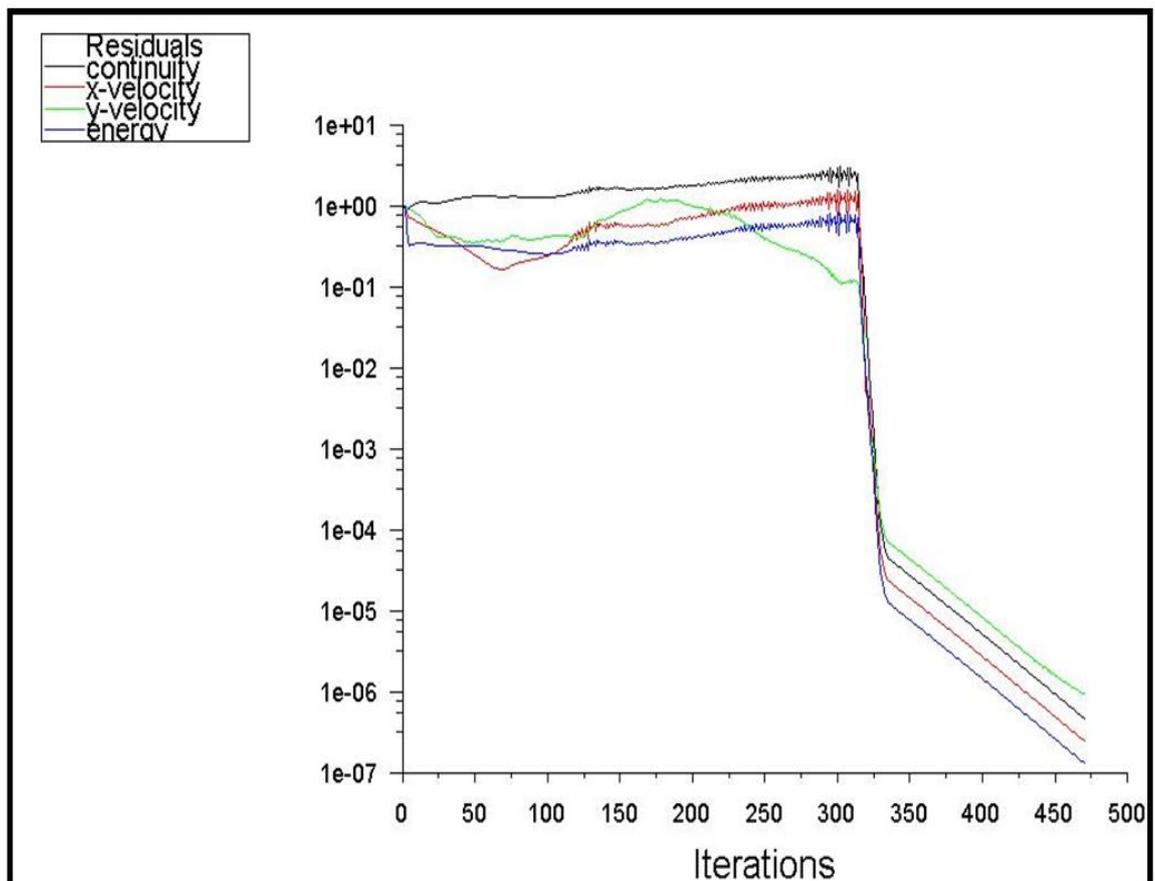


Figure 4. 11: Schéma de convergence pour tuyère axisymétrique

A partir du graphe des résiduelles on peut dire que les calculs convergent, puisque la figure précédente montre que les résiduelles diminuent d'une manière continue.

```
Console
461 6.5153e-07 3.4332e-07 1.1893e-06 1.8239e-07 2:26:04 199539
462 6.2959e-07 3.3175e-07 1.1590e-06 1.7623e-07 1:56:51 199538
iter continuity x-velocity y-velocity energy time/iter
463 6.0837e-07 3.2056e-07 1.1297e-06 1.7027e-07 1:33:29 199537
464 5.8787e-07 3.0975e-07 1.1020e-06 1.6452e-07 1:14:47 199536
465 5.6801e-07 2.9931e-07 1.0752e-06 1.5895e-07 0:59:50 199535
466 5.4887e-07 2.8921e-07 1.0498e-06 1.5358e-07 0:47:52 199534
467 5.3033e-07 2.7946e-07 1.0253e-06 1.4838e-07 0:38:17 199533
468 5.1247e-07 2.7004e-07 1.0021e-06 1.4337e-07 11:35:44 199532
! 469 solution is converged
469 4.9515e-07 2.6094e-07 9.7978e-07 1.3852e-07 9:16:35 199531
Writing data to C:\Users\PcService\Desktop\HAIF\simu_files\dp0\FFF-2\Fluent\FFF-2.ip ...
x-coord
y-coord
pressure
x-velocity
y-velocity
temperature
hyb_init-0
hyb_init-1
Done.
Calculation complete.
```

4.4 Conclusion

Au cours de ce chapitre, nous avons présenté le logiciel ANSYS FLUENT, qui nous a permis de résoudre notre problématique et d'obtenir des résultats. Nous avons ensuite décrit les différentes étapes de la simulation numérique, notamment la création de la géométrie à l'aide d'ANSYS SpaceClaim, la génération du maillage avec ANSYS Meshing, et l'application des données grâce au code de calcul Fluent.

Dans le prochain chapitre, nous aborderons tout d'abord la validation de notre simulation réalisée avec le logiciel Fluent, ainsi que la comparaison des résultats obtenus avec des solutions numériques de référence.

CHAPITRE 5 :

RESULTATS ET

INTERPRETATIONS

5.1 Introduction

Ce chapitre mettra en avant les résultats obtenus à partir de la simulation numérique effectuée sur une tuyère MLN pour les deux modèles GP et HT, en utilisant le logiciel de simulation Fluent-ANSYS.

Les résultats seront illustrés à l'aide de courbes et de contours de différents paramètres (pression, température, nombre de Mach et densité) le long de la tuyère pour les deux modèles GP et HT. En plus des résultats de simulation, nous allons présenter des résultats numériques obtenus à partir d'un programme Fortran afin de vérifier l'exactitude de notre travail. Dans la discussion, nous utilisons l'abréviation "HT" pour désigner le modèle à haute température et "GP" pour le modèle calorifiquement parfait.

5.2 Résultats de la tuyère axisymétrique MLN

5.2.1 Variation des paramètres à travers la tuyère MLN à haute température

5.2.1.1 Variation du nombre de mach

La figure 5.1 ci-dessous montre la variation du nombre de mach à travers la tuyère supersonique à détente centrée (MLN : Minimum Length Nozzle) et cela pour un $M_s=3.00$ et $T_0=2000$ K pour le modèle HT et qui sera comparé par la suite à celle des résultats numériques.

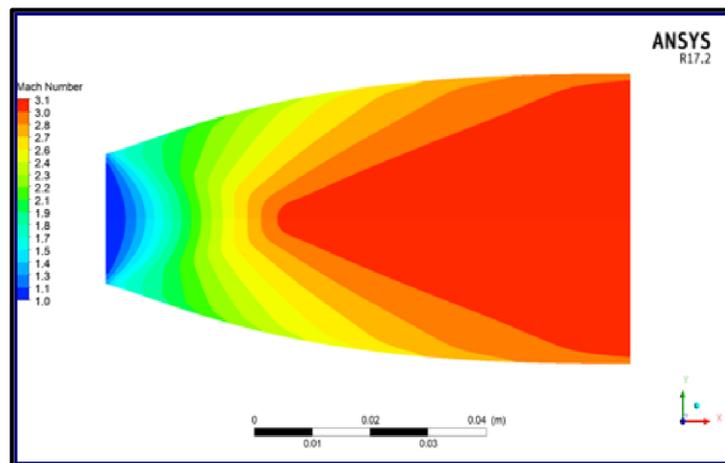


Figure 5. 1 : Variation du nombre de mach obtenu par la simulation pour le modèle HT à $T=2000$ K et $M_s=3.00$.

La figure 5.2 représente la variation du nombre de mach sur le contour de la tuyère MLN calculer par simulation sur Ansys et numériquement (Fortran) pour le modèle HT.

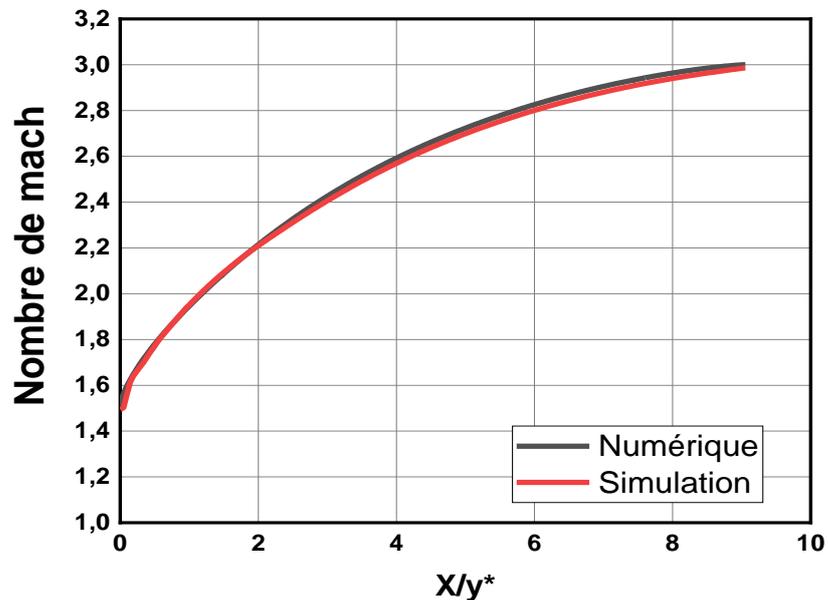


Figure 5. 2 : Variation du nombre de mach sur le contour de la tuyère pour $M_S=3.00$ et $T_0=2000k$

D’après la figure 5.2, on remarque une certaine similitude entre les résultats numériques et ceux obtenus par la simulation, mais rien n’empêche qu’il existe quelques différences au niveau des graphes ce qui peut se justifier par le fait que l’étude numérique est faite en prenant comme hypothèse la non turbulence ainsi que les ondes de choc.

5.2.1.2 Variation de la pression statique

La figure 5.3 ci-dessous présente la variation de pression statique le long du contour de la tuyère. On présente la variation du rapport de pression qui sert à déterminer la force de pression exercé sur la paroi de la tuyère.

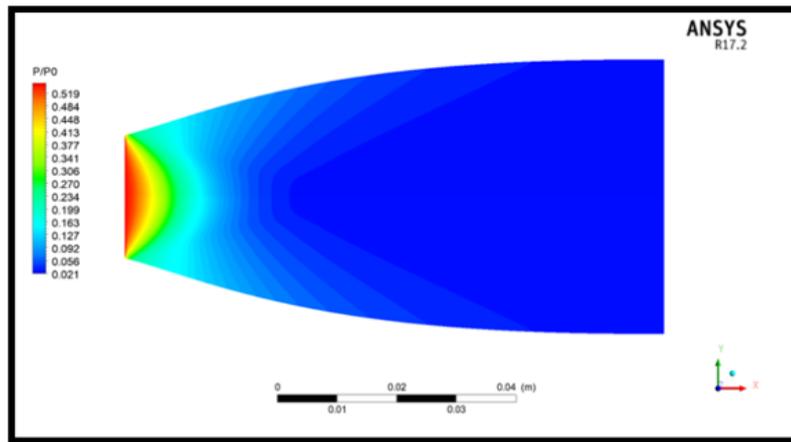


Figure 5. 3 : Variation du rapport de la pression statique P/P_0 obtenue par la simulation à haute température $T=2000k$

Nous remarquons la chute de la pression statique dans la tuyère. Les gaz se détendent de l'entrée vers la sortie parce que les gaz subissent une grande opération de détente pour transformer l'énergie thermique et l'énergie de pression des gaz en énergie cinétique.

La courbe représentée par la figure ci-dessous, est une comparaison des rapports des pressions statiques, sur les pressions totales de l'écoulement d'un gaz à haute température, en fonction de la longueur axiale de la tuyère X/Y^* figure (5.4).

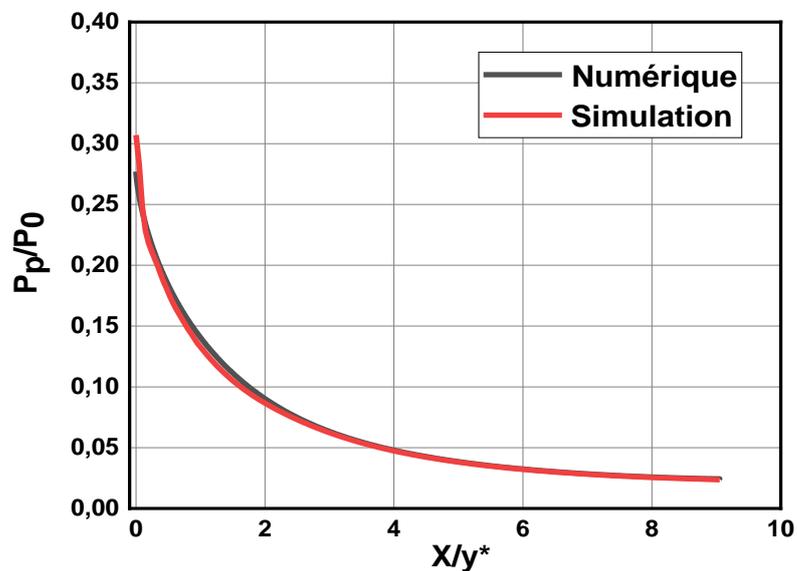


Figure 5. 4 : Variation du rapport de pression P_p/P_0 à $T=2000k$

Les résultats obtenus par simulation par ANSYS-FLUENT sont très proches des résultats de ceux du programme en Fortran, On remarque clairement une diminution rapide et importante du rapport de pression au niveau du col. Puis continue une diminution lente jusqu'à

la sortie pour atteindre la pression désirée. La diminution de pression est justifiée par l'augmentation du nombre de mach. La chute de pression se transforme en force de pression de propulsion.

5.2.1.3 Variation de la température statique

La figure 5.5 ci-dessous représentent la variation de la température statique le long du contour de la tuyère MLN. Le rapport T/T_0 nous donne une indication sur le choix convenable du matériau qui va résister à cette température.

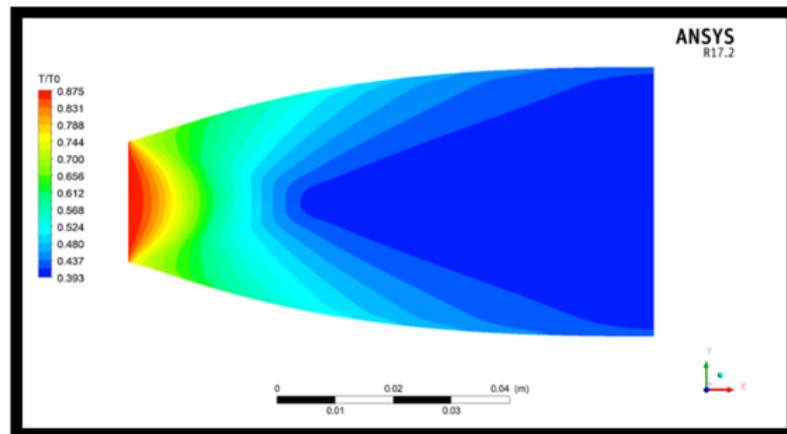


Figure 5. 5 : Variation du rapport de température statique T/T_0 le long du contour de la tuyère MLN à $T=2000k$

La figure 5.6 représente l'évolution de la température statique T/T_0 le long de la tuyère axisymétrique. On remarque que la température et la pression statique évoluent de la même manière du moment c'est-à-dire une diminution d'une manière continue en avançant vers la sortie à cause de la détente tout au long de la tuyère.

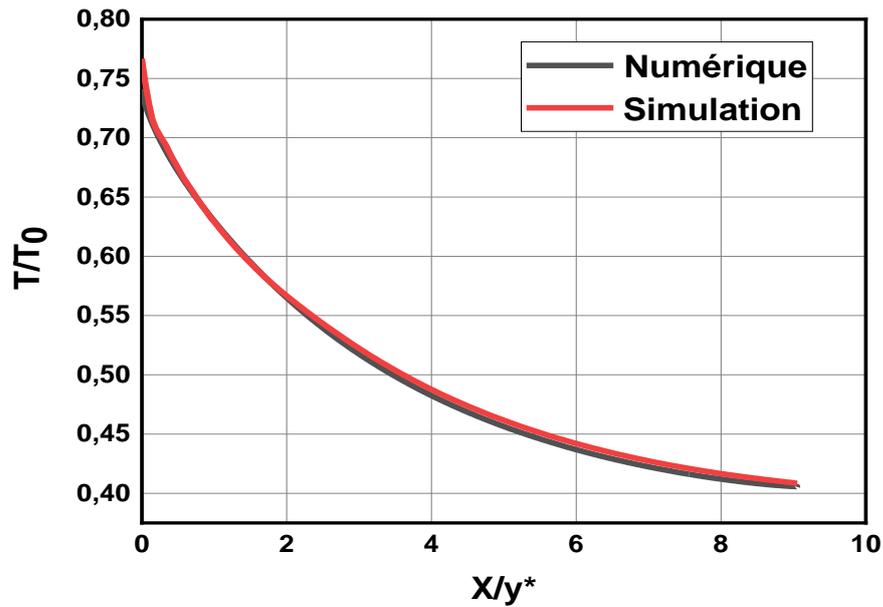


Figure 5. 6 : Variation du rapport de température T/T_0 le long du contour de la tuyère MLN à $T_0=2000$ K

5.2.1.4 Variation de la densité ρ/ρ_0

La figure 5.7 ci-dessous représente la variation du rapport de la densité le long du contour de la tuyère pour un nombre de Mach de sortie $M_S=3.00$ et $T_0=2000$ K.

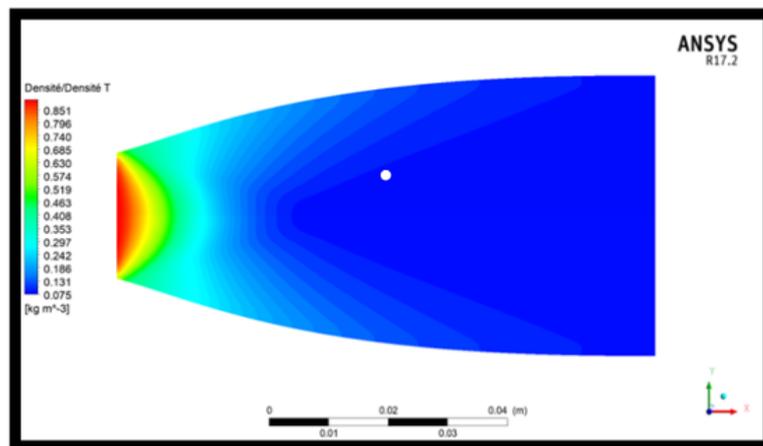


Figure 5. 7: Variation du rapport de densité ρ/ρ_0 obtenue par la simulation le long du contour de la tuyère MLN à $T_0=2000$ K.

Les courbes représentées par la figure 5.8 si dessous, illustrent une comparaison des rapports des densités ρ/ρ_0 calculer par simulation sur Ansys-Fluent et par numériquement de

l'écoulement à une température de 2000 k, en fonction de la longueur axiale de la tuyère. On remarque que ce rapport ρ/ρ_0 (la densité) diminue graduellement justes après la détente au col.

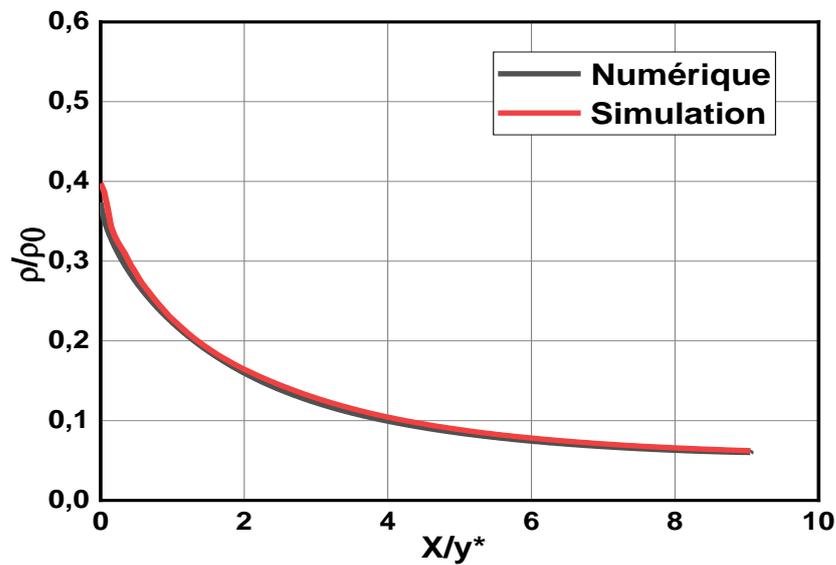


Figure 5. 8 : Variation du rapport de densité ρ/ρ_0 pour $M_s=3.000$ et $T=2000$ k

5.2.2 Comparaison et calcul d'erreurs

Après avoir comparé les résultats du numérique à ceux obtenus par la simulation, on va directement calculer l'erreur.

On peut définir l'erreur comme étant la différence entre la valeur numérique et celle obtenue par simulation fluent : $Erreur = ((x_n - x_s) / x_n) * 100$

Tableau (5. 1) : Calcul d'erreur entre les résultats par simulation Ansys-Fluent et numérique

	Mach	P/P ₀	T/T ₀	ρ/ρ_0
Programme numérique	03.000	0.0243299	0.405413	0.060012
Simulation fluent	02.986	0.0236045	0.408410	0.062273
Erreur %	0.466	2.974	0.733	3.630

5.3 Effet de la température sur la conception de la tuyère MLN

5.3.1 Variations des paramètres de l'écoulement le long de la tuyère MLN

5.3.1.1 Variation du nombre de Mach

La figure 5.9 ci-dessous montre la variation du nombre de mach à travers les différents modèles de la tuyère MLN et cela pour un $M_s = 3.00$

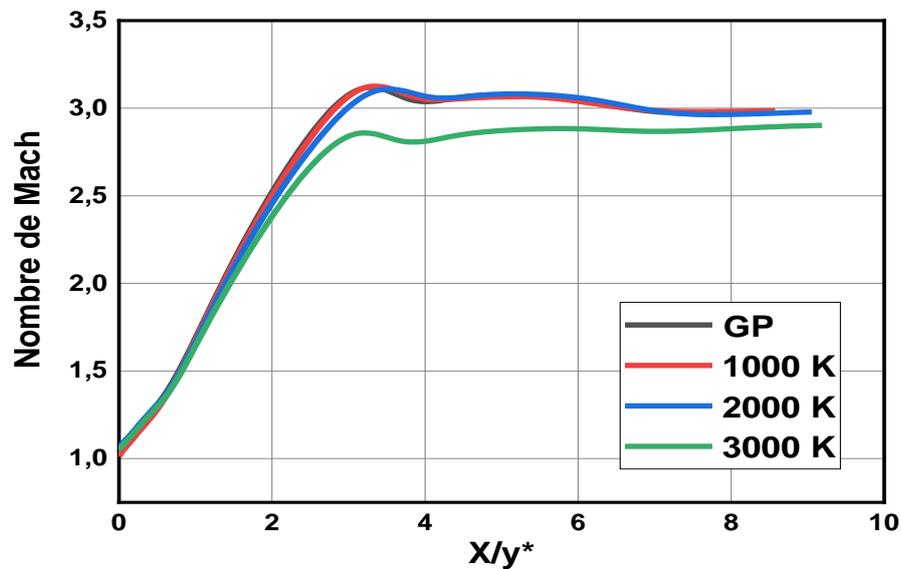


Figure 5. 9 : variation du nombre de mach le long de l'axe de symétrie l'axe de la tuyère axisymétrique MLN

La figure 5.9 ci-dessus représente l'évolution du nombre de mach le long de l'axe de la tuyère pour les températures 250 K (Modèle GP), 1000 K, 2000 K et 3000 K. On constate que le nombre de mach augmente le long de la tuyère pour toutes les différentes températures. Sauf qu'on peut remarquer une légère différence de valeur lorsque la température de 3000k qui tend vers un $M_s = 2.8$ tandis que les autres tendent vers $M_s = 3$.

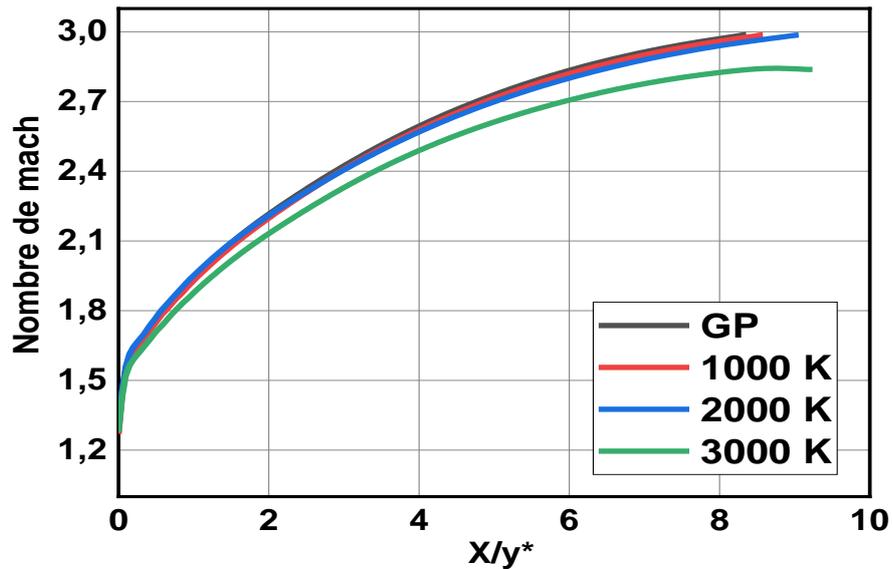


Figure 5. 10 : Variation du nombre de mach sur la paroi

Un calcul d’erreur est effectué afin de bien illustré la différence des résultats obtenus par simulation par Ansys-Fluent et les résultats obtenus numériquement par Fortran.

Tableau (5. 2) : Calcul d’erreur du nombre de Mach sur la paroi entre le modèle GP et pour différentes températures (modèle HT)

	GP	1000 K	2000 K	3000 K
Numérique	03.00	03.00	03.00	03.00
Simulation	2.988	2.987	2.986	2.838
Erreur %	0.400	0.433	0.466	5.40

On remarque que l’erreur atteint une valeur de :

- 0.4 % pour le modèle GP
- 0.433 % pour le modèle T=1000 k
- 0.466 % pour le modèle T=2000 k
- 5.40 % pour le modèle T=3000 k

5.3.1.2 Variation de la pression statique

Les figures 5.11 et 5.12 représentent les courbes de rapport de pressions sur le contour et l’axe de symétrie pour la tuyère MLN pour les deux modèles GP et HT.

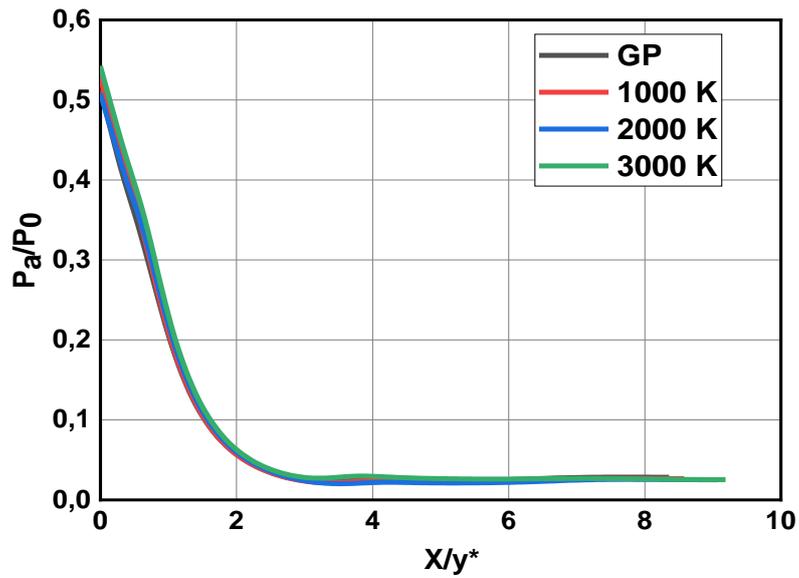


Figure 5. 11 : Variation du rapport de pression P_a/P_0 sur l’axe de symétrie pour les modèles GP et HT.

La figure 5.11 ci-dessus représente l’évolution de rapport de pression le long du contour de la tuyère pour les différents modèles GP et HT.

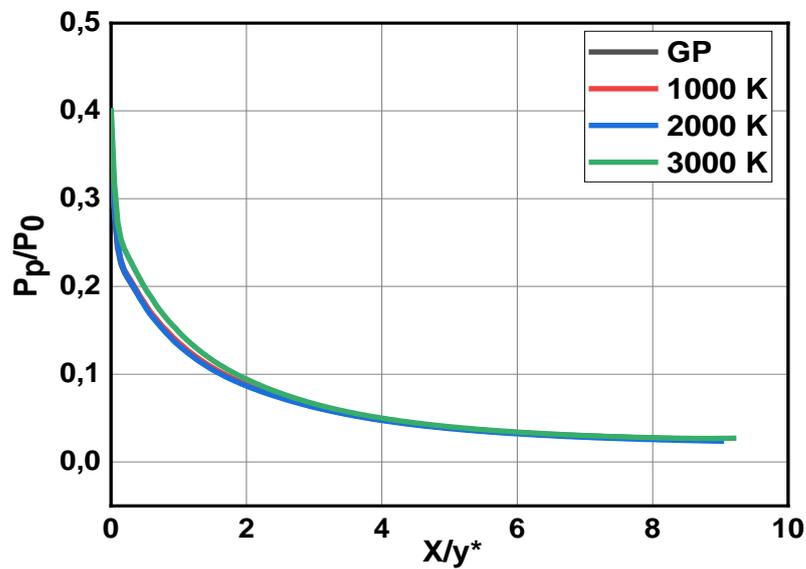


Figure 5. 12: Variation du rapport de pression P_p/P_0 sur la paroi pour GP et HT.

La figure 5.12 ci-dessus représente l’évolution de rapport de pression le long de la paroi de la tuyère pour les différents modèles GP et HT. On remarque clairement une diminution rapide et importante du rapport de pression au niveau du col. Puis continue une diminution lente

jusqu'à la sortie pour atteindre la pression désirée. La diminution de pression est justifiée par l'augmentation du nombre de mach. La chute de pression se transforme en force de pression de propulsion.

5.3.1.3 Variation de la température

La température c'est un paramètre essentiel dans l'étude d'écoulement dans les tuyères à cause de choix du matériau. Pour cela l'évolution de cette dernière est important et elle est représentée dans les figures suivantes qui sont obtenues par la simulation.

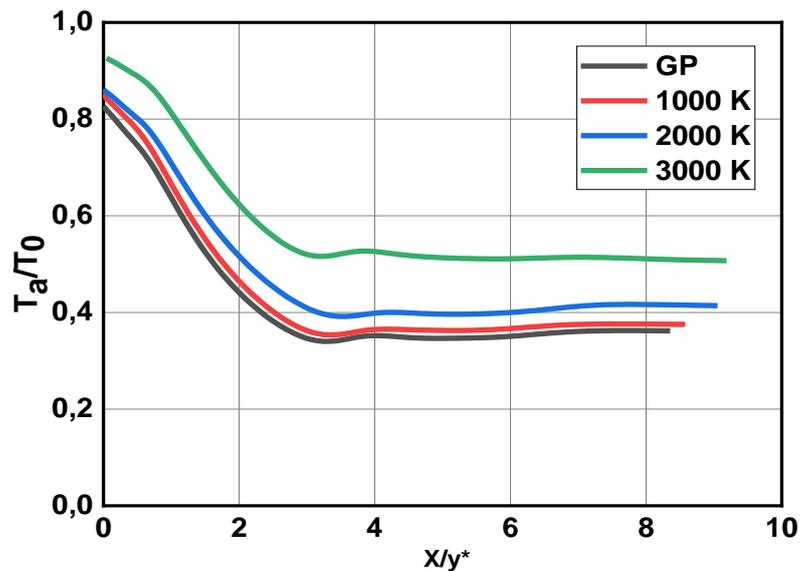


Figure 5. 13 : Variation du rapport de température T_a/T_0 sur l'axe de symétrie de la tuyère MLN pour les modèles GP et HT

La figure 5.14 ci-dessus représente l'évolution de rapport de température T_a/T_0 le long de la paroi de la tuyère pour les différents modèles GP et HT. La température dans la tuyère diminue d'une manière continue en avançant vers la sortie.

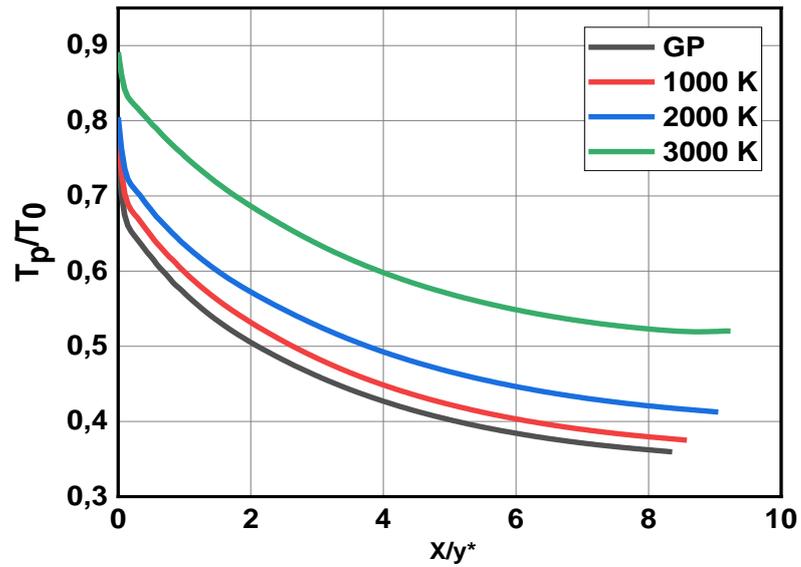


Figure 5. 14 : Variation du rapport de température T_a/T_0 le long du contour de la tuyère MLN pour les modèles GP et HT

5.3.1.4 Variation de la densité

La figure 5.15 représente la variation du rapport de la densité ρ/ρ_0 le long de l'axe de symétrie de la tuyère MLN pour les deux modèles GP et HT.

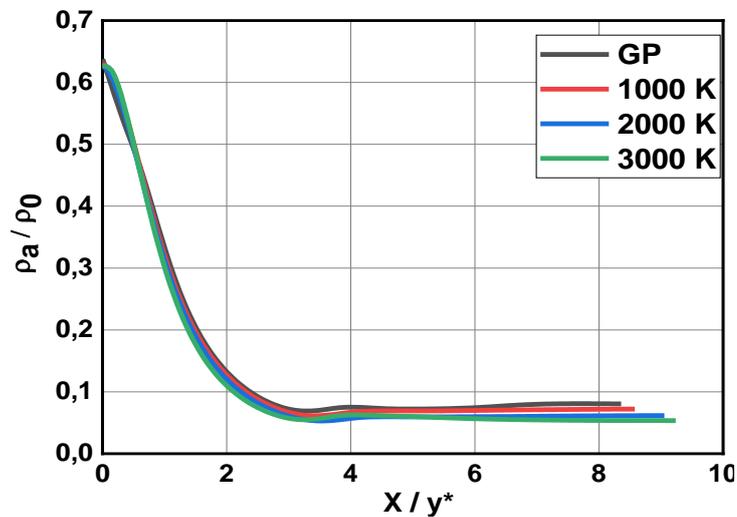


Figure 5. 15 : Variation du rapport de la densité ρ_a/ρ_0 sur l'axe de symétrie pour les modèles GP et HT

La figure 5.15 ci-dessus représente l'évolution du rapport de densité le long de la paroi de la tuyère MLN pour les différents modèles GP et HT.

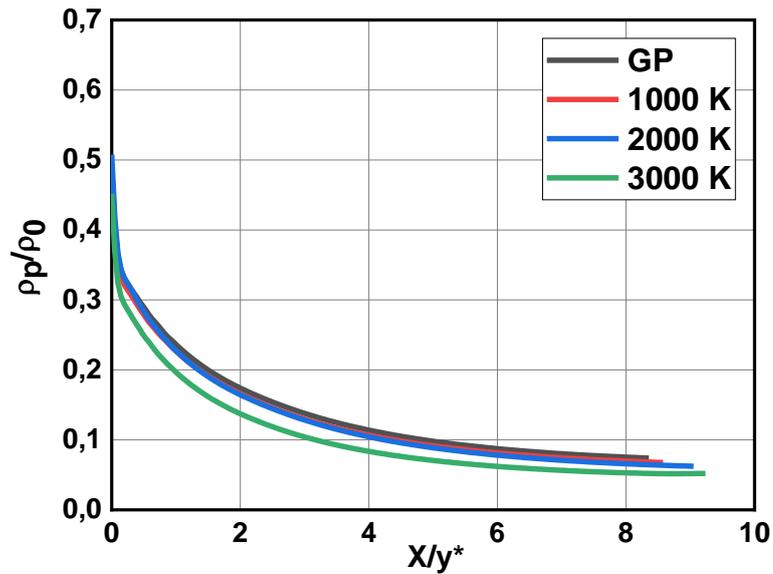


Figure 5. 16 : variation du rapport de densité ρ_p/ρ_0 sur la paroi pour GP et HT.

Le graphe (5.16) ci-dessus représente l'évolution du rapport de densité le long de la paroi de la tuyère pour les différents modèles GP et HT. On remarque que ce rapport (la densité) diminue graduellement justes après la détente au col pour les deux modèles.

5.4 Étude de la ligne sonique de la tuyère axisymétrique MLN

5.4.1 Effet du rayon du convergent de la tuyère sur la ligne sonique

Le convergent d'une tuyère est la section initiale ou le flux est comprimé avant de passer dans la section divergente. L'augmentation du rayon du convergent peut modifier la position de la ligne sonique (son emplacement). Dans la partie suivante, on va étudier l'effet de variation du rayon de la tuyère (convergent) sur la ligne sonique. La figure 5.17 ci-dessous montre la variation de la ligne sonique pour un modèle GP et un modèle HT (1000 K, 2000 K et 3000 K) pour un $M_s = 3$ et un $R = 0.02\text{m}$.

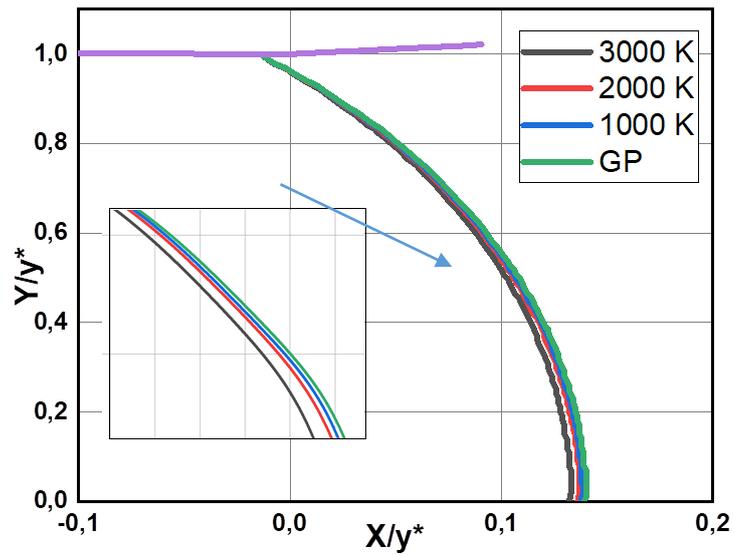


Figure 5. 17: Variation de la ligne sonique pour les modèles GP et HT à $M_S=3.00$ et $R=0.02m$

La figure 5.18 ci-dessus représente l'évolution de la ligne sonique le long de la tuyère pour les différents modèles GP et HT à $M_S=3.00$ et $R=0.04m$.

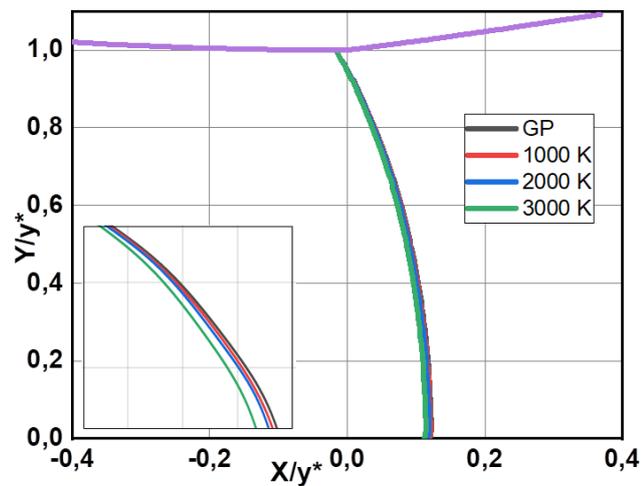


Figure 5. 18 : Variation de la ligne sonique pour les modèles GP et HT à $M_S=3.00$ et $R=0.04m$

La figure 5.19 ci-dessus représente l'évolution de la ligne sonique le long de la tuyère pour les différents modèles GP et HT pour un rayon de 0.06.

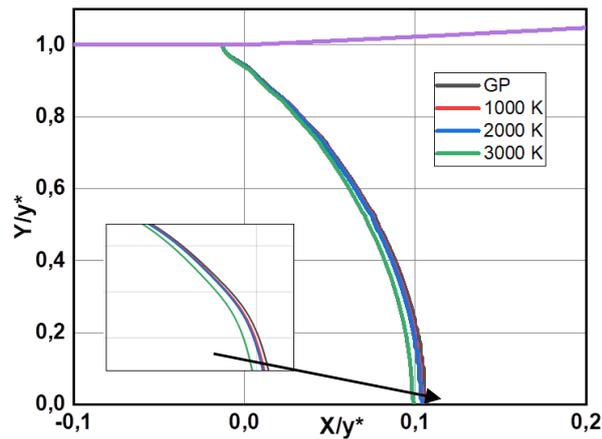


Figure 5. 19 : Variation de la ligne sonique pour les modèles GP et HT à $M_s=3.00$ et $R=0.06m$

On remarque que la ligne sonique dans les figures 5.17 à 5.19 que plus le rayon du convergent augmente plus la ligne sonique se déplacera vers l’avant cela est dû à la diminution de la vitesse. En général, la variation du rayon de la tuyère aura un impact sur la vitesse du flux sortant de la tuyère.

5.4.1.1 Calcul d’erreurs

On définir peut l’erreur comme étant la différence entre la valeur obtenue par simulation fluide du modèle GP et ceux du modèle à haute température.

Tableau (5. 3) : Calcul d’erreur du nombre de Mach sur la paroi entre le modèle GP et pour différentes températures (modèle HT)

Rayon du convergent	1000 K	2000 K	3000 K
Erreur % (R=0.02)	0.7194	2.158	5.0359
Erreur % (R=0.04)	0.833	2.5	6.666
Erreur % (R=0.06)	1.869	2.8037	6.9008

5.4.2 Effet de la température sur la ligne sonique

Dans une tuyère supersonique, la variation de température peut avoir un effet significatif sur la position de la ligne sonique, qui marque la transition entre les zones où le débit d’air est subsonique et supersonique.

La figure 5.20 ci-dessous représente la position de la ligne sonique pour une tuyère axisymétrique MLN pour un modèle GP et à un nombre de mach de sortie $M_s=3.00$. On remarque que l'évolution de la ligne sonique se présente lorsque la température $T_0=3000$ K est le plus proche du col, puis celui où $T_0=2000$ K puis 1000 K enfin en dernier le modèle GP. On constate que plus la température augmente plus la ligne sonique se déplacera vers l'arrière.

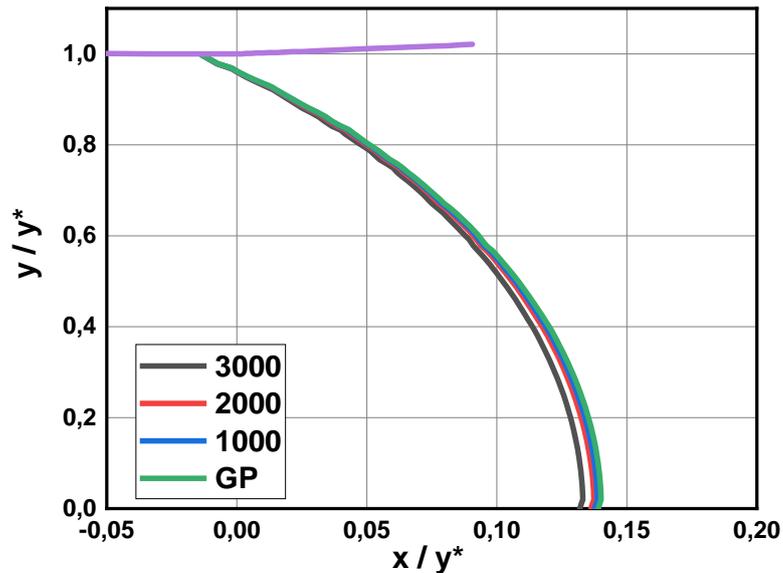


Figure 5. 20 : Variation de la ligne sonique le long d'une tuyère axisymétrique MLN pour un modèle GP

La figure 5.21 ci-dessous représente variation du nombre de Mach le long du contour de la tuyère axisymétrique MLN pour le modèle GP. On remarque que l'évolution de la courbe GP tend vers un mach de sortie $M_s=3$ mais les autres courbes de HT ont une évolution inférieure à 3.00 par rapport à celle du GP.

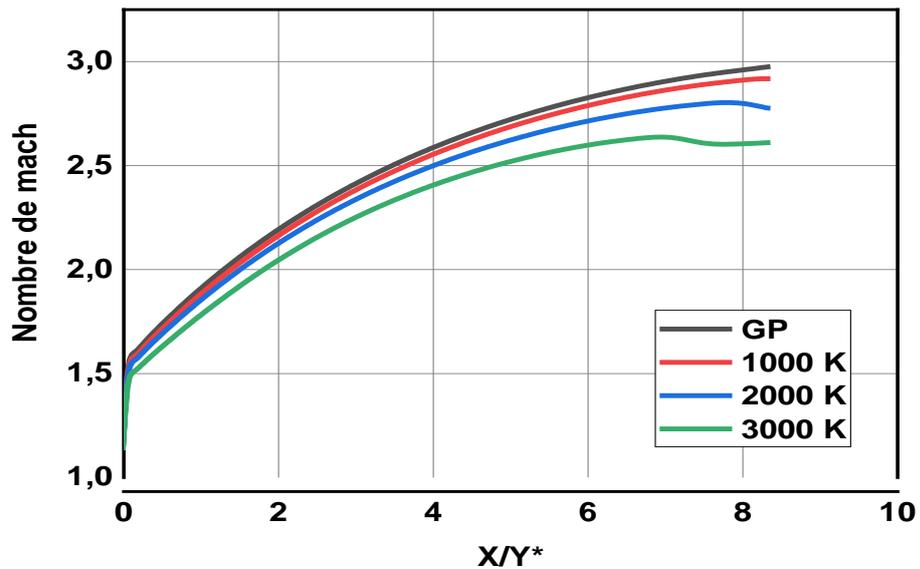


Figure 5. 21 : Variation du nombre de mach le long du contour d'une tuyère GP tuylère pour les différentes températures.

5.4.2.1 Calcul d'erreurs

La figure ci-dessous représente l'évolution d'erreur en pourcentage le long de la tuyère GP pour les différentes températures.

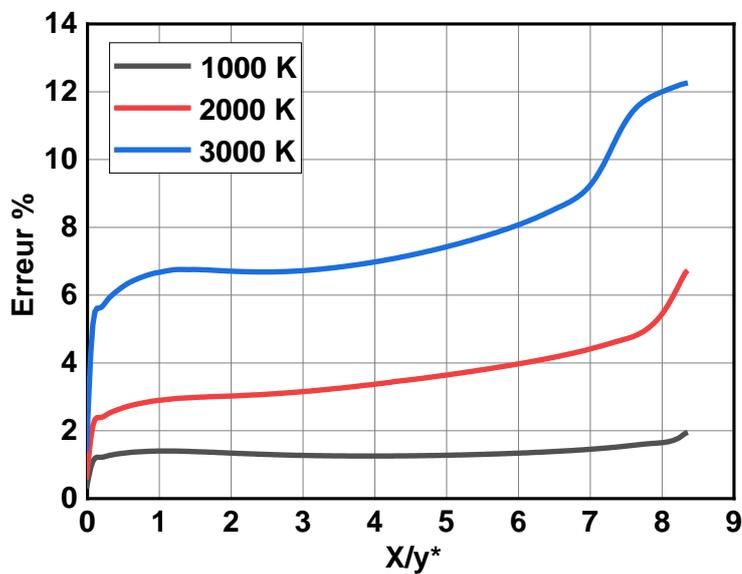


Figure 5. 22 : Variation d'erreur le long de la tuyère GP

Le tableau 5.4 représente le calcul d'erreur de la variation du nombre de mach le long du contour d'une tuyère GP pour les différentes températures (1000 K, 2000 K et 3000 K). On remarque que la température $T_0 = 3000$ K est celle qui prend la valeur la plus élevée (5.122 %) puis vient de 2000 K (2.043 %) puis 1000 K (0.993 %).

Tableau (5. 4) : Calcul d’erreur du nombre de Mach le long de la paroi entre le modèle GP et pour différentes températures (modèle HT)

Température	1000 K	2000 K	3000 K
Erreur (%)	0.993	2.043	5.122

La figure 5.23 ci-dessous représente la position de la ligne sonique le long de la tuyère à $T_0=1000\text{ K}$ et à un nombre de mach de sortie $M_s=3$. On remarque que l’évolution de la ligne sonique dans cette figure se présente de la même manière que les résultats de la tuyère GP. C’est-à-dire que la ligne sonique à $T_0=3000\text{ K}$ est le plus proche au col, puis celui de 2000 K puis 1000 K enfin GP. On constate que plus la température augmente plus la ligne sonique se déplacera vers l’avant.

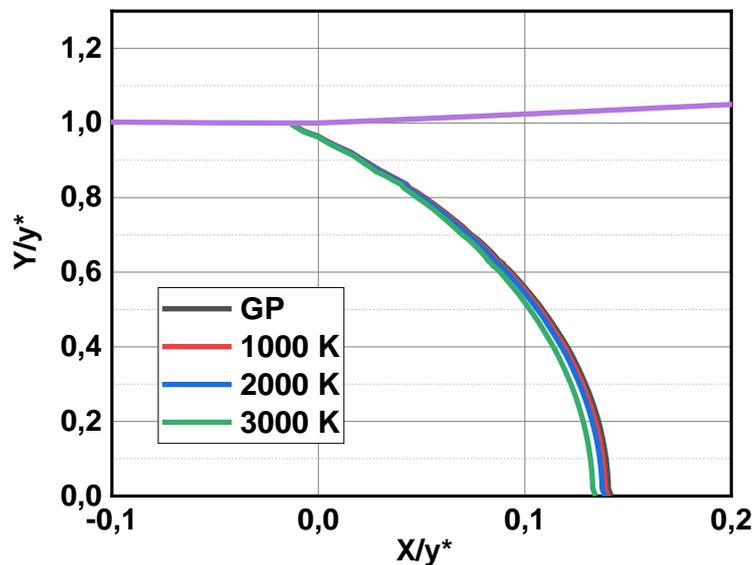


Figure 5. 23: Variation de la ligne sonique le long d’une tuyère HT à $T_0=1000\text{k}$

La figure 5.24 ci-dessus représente l’évolution du nombre de mach le long du contour de la tuyère pour les différentes températures.

On remarque que l’évolution de la courbe GP tend vers un mach de sortie supérieur égal à 3.00 avec celle où la température T_0 est de l’ordre de 1000K qui tend aussi vers 3.00. Par contre lorsque la température T_0 augmente progressivement, le nombre de Mach de sortie devient inférieur à 3.00.

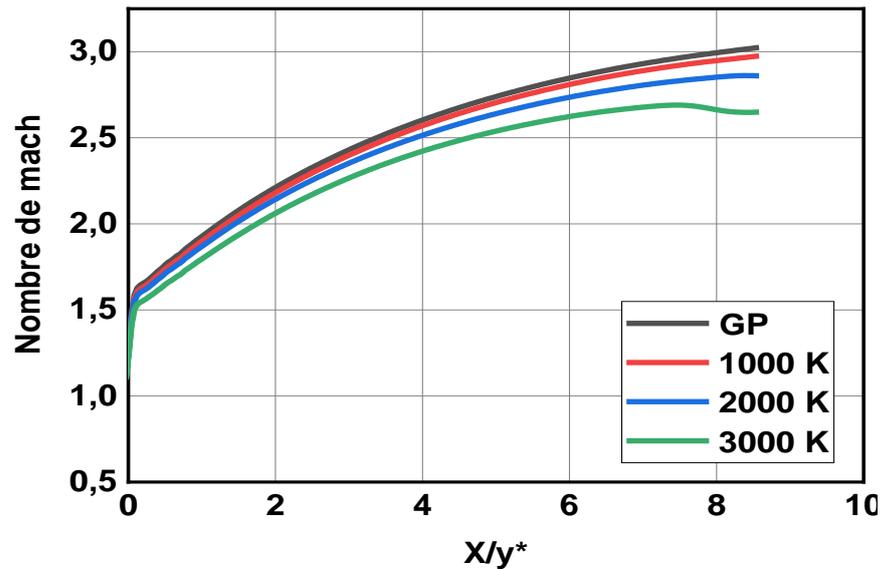


Figure 5. 24 : Variation du nombre de mach d’une tuyère HT à 1000 K

La figure 5.25 ci-dessous représente l’évolution d’erreur en pourcentage le long de la tuyère HT à 1000k pour les différentes températures.

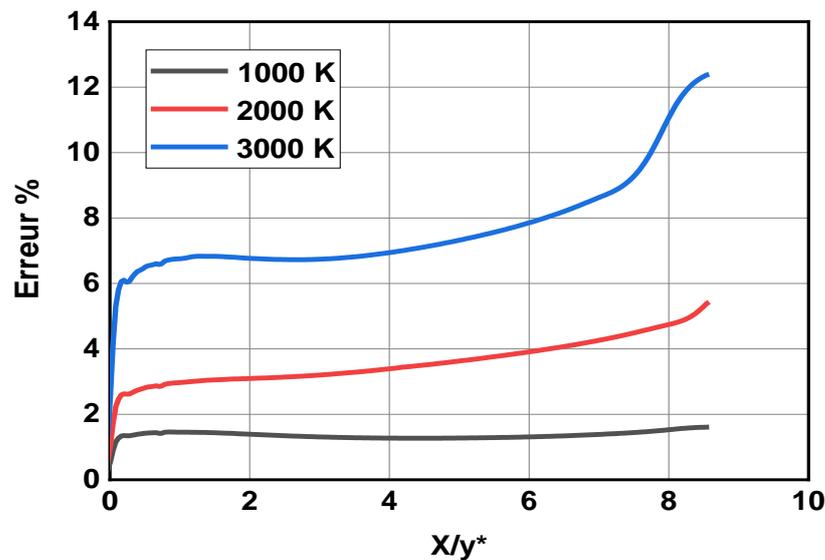


Figure 5. 25: Variation d’erreur le long de la tuyère HT à 1000k

Tableau (5. 5) : Calcul d’erreur du nombre de Mach le long du contour de la tuyère entre le modèle GP et pour différentes températures (modèle HT)

Température	1000 K	2000 K	3000 K
Erreur(%)	1.142	2.1437	5.30287

Le tableau précédent nous confirme que la courbe de 3000k est celle qui prend la valeur la plus élevée (5.30287%) puis vient de 2000k (2.1437) puis 1000k (1.142).

Les figures ci-dessous représentent la position de la ligne sonique et la variation du nombre de mach le long de la tuyère HT à 2000k et à un nombre de mach de sortie $M_s=3$. On remarque que l'évolution de la ligne sonique dans la figure précédente se présente tel que le graphe du modèle 3000 est le plus proche au col, puis celui de 2000 puis 1000 puis GP. Et on constate que plus la température augmente plus la ligne sonique se déplacera vers l'arrière et vice versa.

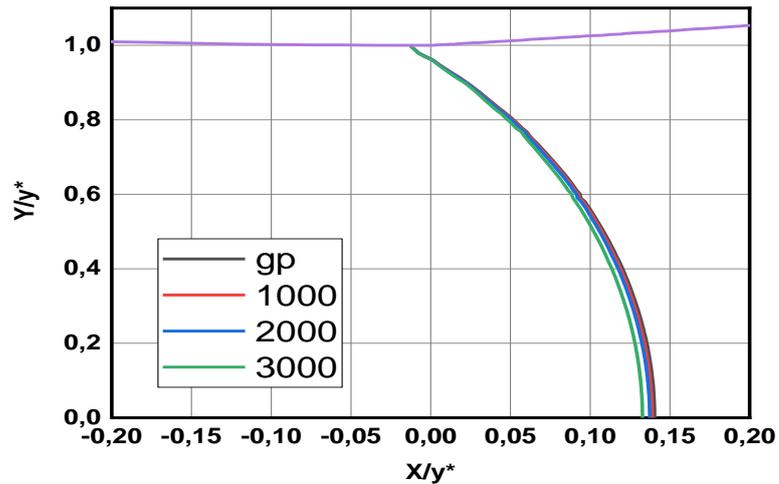


Figure 5. 26: Variation de la ligne sonique le long d'une tuyère HT à T=2000k.

Le graphe (5.27) ci-dessous représente l'évolution du nombre de mach le long de la tuyère HT pour les différentes températures. On remarque que l'évolution des courbes GP et celle de 1000k tendent vers un mach de sortie supérieur à 3, mais celle de 2000k tend vers 3 puis vient la courbe de 3000k.

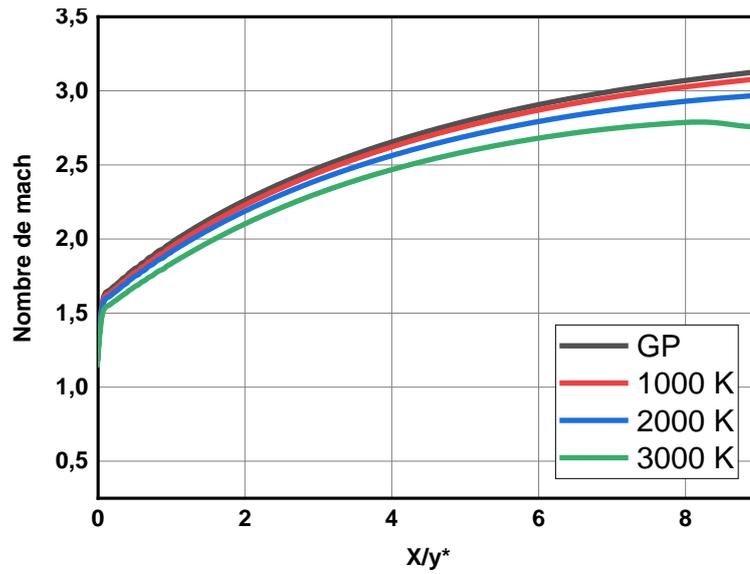


Figure 5. 27 : Variation du nombre de mach d'une tuyère HT à 2000k

5.4.2.2 CALCUL D'ERREUR

La figure ci-dessous représente l'évolution d'erreur en pourcentage le long de la tuyère HT à 2000k pour les différentes températures.

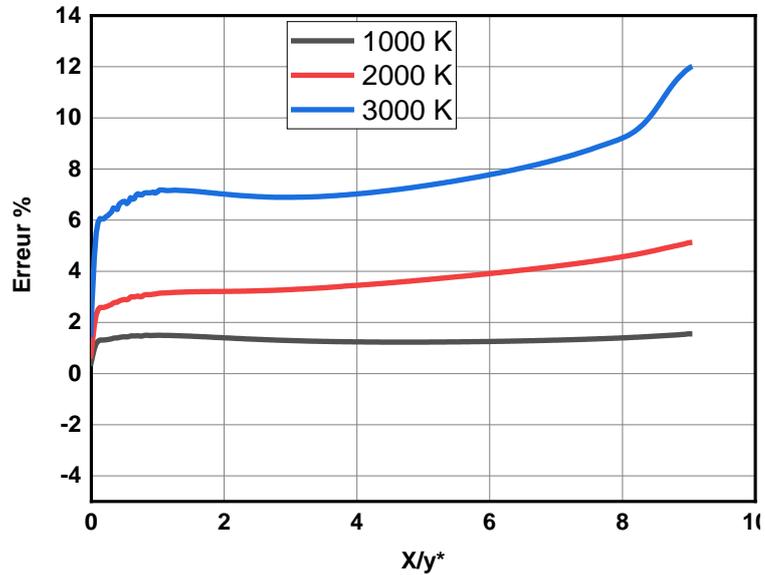


Figure 5. 28: Variation d'erreur le long de la tuyère HT à 2000k

Le tableau suivant représente le calcul d'erreur :

Température	1000	2000	3000
Erreur(%)	1.16	2.1864	5.4269

Le tableau précédent nous confirme que la courbe de 3000k est celle qui prend la valeur la plus élevée (5.4269%) puis vient de 2000k (2.1864%) puis 1000k (1.16%).

Les figures ci-dessous représentent la position de la ligne sonique le long de la tuyère HT à 3000k et à un nombre de mach de sortie $M_s=3$. On remarque que l'évolution de la ligne sonique dans la figure précédente se présente tel que le graphe du modèle 3000 est le plus proche au col, puis celui de 2000 puis 1000 puis GP. Et on constate que plus la température augmente plus la ligne sonique se déplacera vers l'arrière et vice versa.

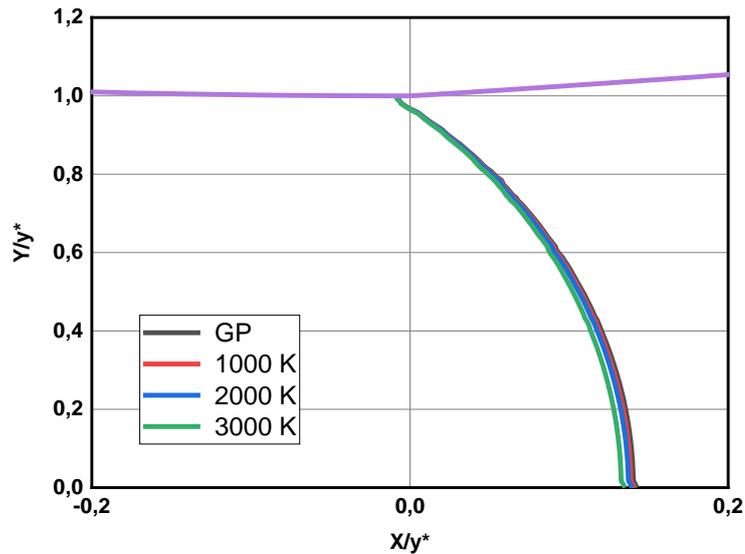


Figure 5. 29: variation de la ligne sonique le long d'une tuyère HT à $T=3000k$

Le tableau suivant représente le calcul d'erreur :

Température	1000	2000	3000
Erreur(%)	1.1353	2.1305	5.298

Le tableau précédent nous confirme que la courbe de 3000k est celle qui prend la valeur la plus élevée (5.298%) puis vient de 2000k (2.1305%) puis 1000k (1.1353%).

5.5 L'effet de gaz sur la ligne sonique

5.5.1 L'effet d'un gaz triatomique sur la ligne sonique

Un gaz triatomique est un gaz composé de molécules qui contiennent trois atomes. Ces molécules triatomiques sont formées par la liaison chimique de trois atomes ensemble. Les atomes peuvent être identiques ou différents, ce qui donne lieu à différents types de gaz triatomiques.

La figure (5.30) ci-dessous représente la position de la ligne sonique le long de la tuyère à gaz parfait pour les différents gaz air, H₂O, CO₂. On remarque que la position de la ligne sonique de gaz CO₂ est plus proche du col puis vient le gaz H₂O puis l'air.

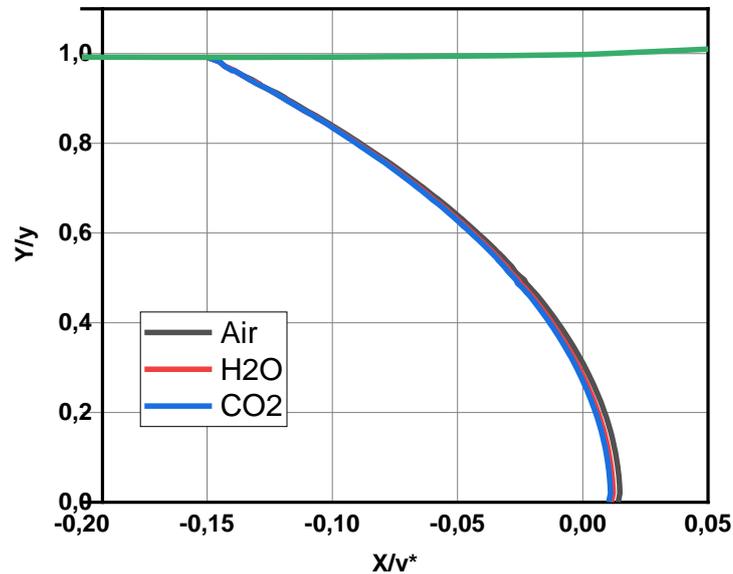


Figure 5. 30 : variation de la ligne sonique pour différents gaz triatomiques

Le tableau suivant représente le calcul d'erreur :

Type de gaz	H2O	CO2
Erreur(%)	19.1323	26.7425

Le tableau précédent nous montre que le pourcentage de CO₂ atteint une valeur de 26.7425 plus grande que celle de H₂O qui est 19.1323.

5.5.2 L'effet d'un gaz biatomique sur la ligne sonique

Un gaz biatomique est un gaz composé de molécules constituées de deux atomes identiques ou différents. Ces atomes sont liés chimiquement ensemble par une liaison covalente ou ionique. Les gaz biatomiques les plus courants sont l'oxygène (O₂), l'azote (N₂).

Les gaz biatomiques sont plus courants et se trouvent dans l'atmosphère terrestre ainsi que dans d'autres environnements naturels.

La figure (IV.31) ci-dessous représente la position de la ligne sonique le long de la tuyère à gaz parfait pour les différents gaz biatomiques air, H₂, CO, OH, N₂. On remarque que la position de la ligne sonique de tous les gaz biatomiques a une différence négligeable.

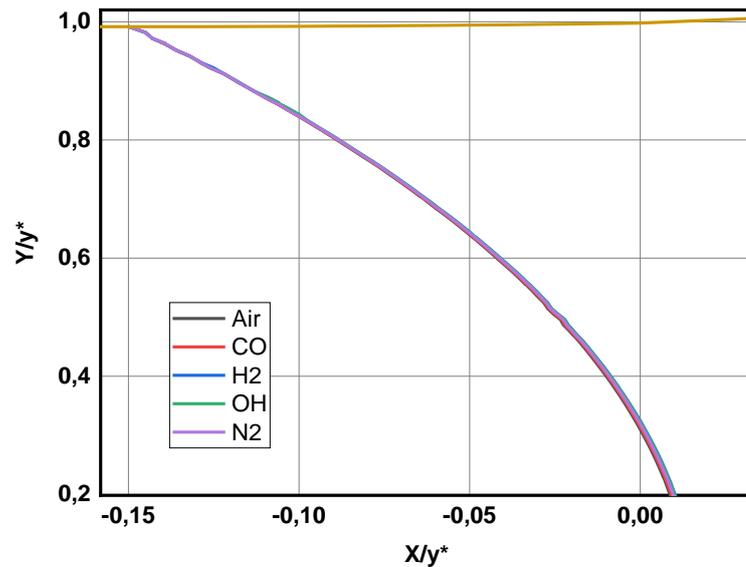


Figure 5. 31 : variation de la ligne sonique pour différents gaz biatomiques

Le tableau suivant représente le calcul d’erreur :

Type de gaz	CO	H2	OH	N2
Erreur(%)	3.168	9.872	9.056	6.516

5.5.3 L’effet d’un gaz monoatomique sur la ligne sonique

Un gaz monoatomique est un type de gaz constitué d'atomes individuels qui ne sont pas liés les uns aux autres. Chaque particule de gaz est un atome unique. Les gaz monoatomiques sont généralement des gaz nobles, également connus sous le nom de gaz inertes, tels que l'hélium (He), le néon (Ne). Ces gaz ont une configuration électronique stable avec une couche électronique externe complète, ce qui les rend très peu réactifs chimiquement.

La figure (IV.32) ci-dessous représente la position de la ligne sonique le long de la tuyère à gaz parfait pour les différents gaz monoatomiques air, H, O, N.

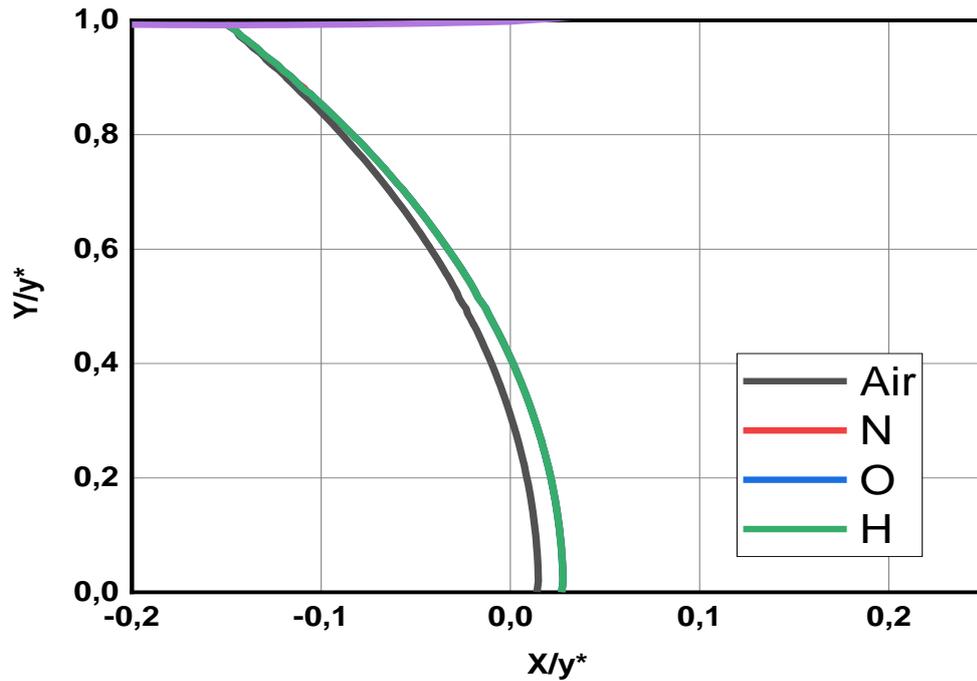


Figure 5. 32: variation de la ligne sonique pour différents gaz monoatomiques

Le tableau suivant représente le calcul d'erreur :

Type de gas	N	O	H
Erreur(%)	48.194	48.156	48.137

On remarque que l'erreur est de l'ordre de 48.194% pour le N et celle de O est 48.156% puis le H est de 48.137%.

5.6 Effet du nombre de mach

L'effet du nombre de Mach sur la ligne sonique dans une tuyère dépend de la configuration et des caractéristiques spécifiques de la tuyère. Cependant, en général, le nombre de Mach joue un rôle important dans le comportement du flux d'air.

Le nombre de Mach est une mesure de la vitesse relative d'un objet par rapport à la vitesse du son dans le milieu environnant. Lorsque le flux d'air atteint la vitesse du son, on dit qu'il atteint la "ligne sonique". Dans le contexte d'une tuyère, la ligne sonique est le point où la vitesse du gaz atteint la vitesse du son.

Le nombre de Mach affecte l'emplacement de la ligne sonique dans une tuyère, ainsi que les conditions de pression, de température et de vitesse du flux d'air. La conception de la tuyère et son profil doivent être soigneusement étudiés pour optimiser les performances en fonction du régime de vol (subsonique ou supersonique) souhaité.

La figure ci-dessous représente la position de la ligne sonique mach le long de la tuyère GP à différents nombres de mach de sortie $M_s=1.5, 2, 3, 4, 5$. On remarque que l'évolution de la ligne sonique présente une variation négligeable entre les différentes courbes du nombre de mach de sortie.

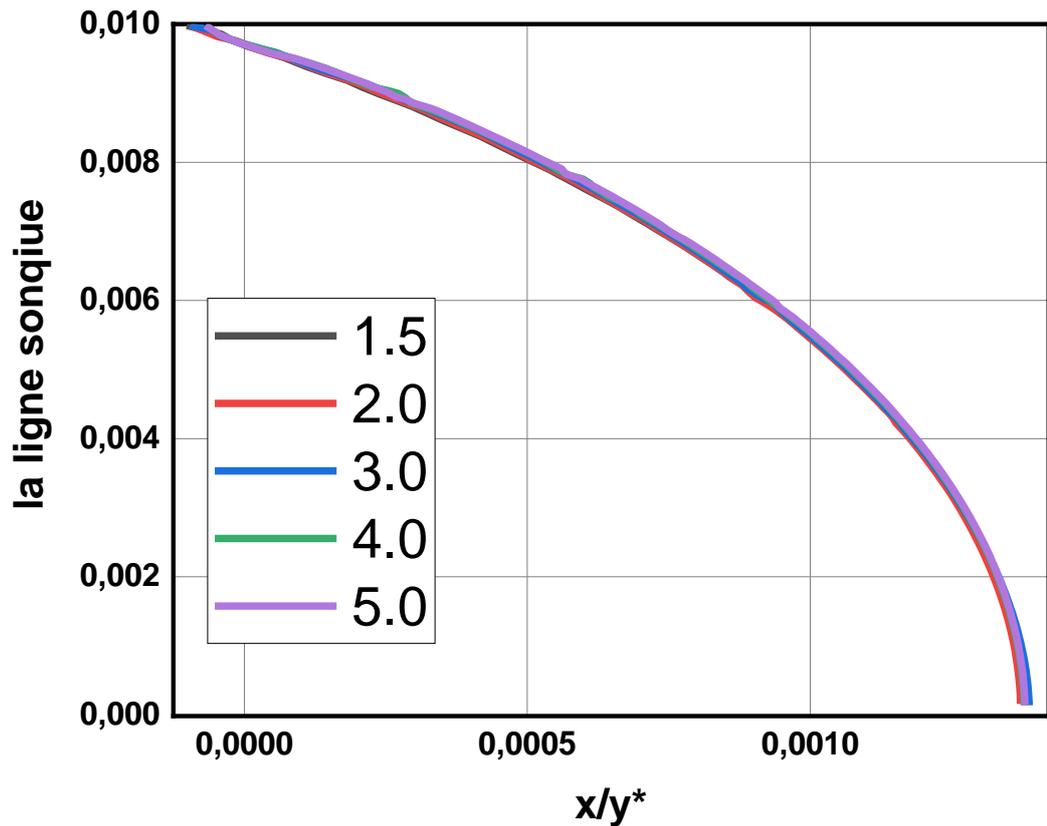


Figure 5. 33: variation de la ligne sonique à différents nombres de mach.

CONCLUSION GÉNÉRALE

Conclusion générale

Les tuyères supersoniques occupent une place cruciale dans la conception des engins aérospatiaux, jouant un rôle déterminant dans leurs performances. Au fil des décennies, les concepteurs se sont consacrés à l'amélioration des tuyères de propulsion grâce aux avancées expérimentales et numériques. Parmi les nombreuses formes de tuyères explorées, la configuration MLN axisymétrique a été identifiée comme particulièrement prometteuse. Cette conception innovante, caractérisée par une symétrie par rapport à l'axe x , présente des avantages notables en termes d'efficacité et de performance aérodynamique.

Ce mémoire présente une étude numérique (CFD) réalisée à l'aide d'un logiciel Ansys-Fluent sur l'écoulement à travers une tuyère axisymétrique. L'objectif était d'analyser l'évolution des paramètres clés tels que le nombre de Mach, la pression, la densité et la température du flux et l'influence de variation du nombre de mach, le rayon, la température et les gaz sur la ligne sonique à l'intérieur de cette tuyère. Des simulations ont été effectuées pour capturer et examiner les variations de ces paramètres tout au long du trajet de l'écoulement. Les résultats obtenus ont été soigneusement analysés afin de comprendre les caractéristiques de l'écoulement dans la tuyère et de fournir des informations précieuses sur son comportement et ses performances.

Notre étude est basée premièrement sur la simulation numérique de la tuyère MLN (Minimum Length Nozzle) axisymétrique à haute température à $T_0=2000K$ avec $M_s=3$ par le logiciel ansys fluent (19.0) en prenant en considération la variation des différents paramètres tels que (le nombre de mach, rapport de pression, rapport de température et rapport de densité) au niveau de la paroi(contour). Ensuite faire une comparaison aux résultats obtenus numériquement par un programme fortran. Et on a calculé l'erreur qui est défini comme étant la différence entre la valeur numérique et celle obtenue par simulation fluent comme vu précédemment.

Deuxièmement, on a vu l'effet de la température sur la conception de la tuyère MLN en tenant compte de la variation des différents paramètres d'écoulement tels que (le nombre de mach, rapport de pression, rapport de température et de densité) le long de la tuyère à gaz parfait et à haute température (différentes températures 1000K, 2000K, 3000K) sur le contour(paroi) et sur l'axe de symétrie.

Troisièmement, on a étudié la ligne sonique de la tuyère MLN axisymétrique et l'effet des différents paramètres tels que (le rayon, la température, les gaz et le nombre de mach) sur la ligne sonique et les calculs d'erreur.

La ligne sonique est influencée par plusieurs facteurs, notamment le rayon, la température et le gaz. Contrairement au nombre de Mach, qui n'affecte pas le linge sonique, ces paramètres ont une incidence .Ainsi, nous pouvons conclure que la line est affectée par les caractéristiques présentes avant sa formation (le rayon, la température, le gaz).

D'après notre étude on propose les perspectives suivant :

Faire une simulation pour un modèle visqueux bidimensionnelle.

RÉFÉRENCES

Références

- [1] Eutamen Salim. Etude numérique de l'écoulement d'un fluide compressible dans une tuyère. Mémoire de magister, département de génie mécanique, université Mentouri-Constantine.2010.
- [2] P.Carriere. « Aérodynamique interne Tuyère et Jes, » Deuxième partie. Toulouse Ecole nationale supérieure de l'aéronautique et de l'espace.1971.
- [4] STEPHANE MAILHOT,"conception mise en opération de l'installation supersonique à haute température de RDDC VALCARTIER", Univ Laval Québec ,2010.
- [3] MAHFOUDI EL-AHCENE thèse doctorat : contribution à l'étude des profils de tuyères en écoulements supersoniques visqueux par la méthode des volumes finis.
- [5] ABADA Omar thèse magister : conception des tuyères supersoniques à haute température – type détente centrée - par la méthode des caractéristiques.
- [6] PETERSON C.R. and Hill. P. G."Mechanics and Thermodynamics of Propulsion", 2 nd edition. Addition-Wesley Publishing Company Inc. New York, 1992.
- [7] Malina F. J., "Characteristics of the rocket motor based on the theory of perfect gases," J. Franklin Inst., Vol. 230, PP. 433-450, 1940.
- [8] Rao G. V. R., "Contoured Rocket Nozzles," Proc. 9Th Int. Astro-Fed. Congress, Amsterdam, 1958.
- [9]REIJASSE.P, "Aérodynamique des tuyères supersoniques", ENSAM.2007 web.paris.ensam.fr/IMG/pdf/Cours_ENSAM_Reijasse.pdf
- [10] Ralston A. and Rabinowitz P., "A First Course in Numerical Analysis," McGraw- Hill Book Company, 1985.
- [11] Zebbiche T. and Youbi Z., "Supersonic Two-Dimensional Minimum Length Nozzle Design at High Temperature. Application for Air," AIAA-2006-4599, 42st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, California, July 09-12, 2006.
- [12] Shapiro A. H., "Compressible Fluid Flow," Vol. 1, New York, the Ronald Press, 1953.
- [13] Rao G. V. R., "Recent development in Rocket Nozzle Configuration", ARS Journal,

Vol. 31, N° 04, PP. 1488-1494, 1961.

[14] S. M.HABIBALLAH « Liquide rocket trust Chambers», office national d'étude et de la recherché aérospatiales, Chatillon, France, 2004

[15]. Ar[grow B. M, G. Emanuel, "Comparison of Minimum Length Nozzles", Journal of fluids engineering, V.110, (September 1988), 1182-1194

[16]Dumitrescu, L. Z, "Minimum Length Axisymmetric Laval Nozzles", AIAA Journal, V. 13, (1975), 520-531.

[17]Zebbiche T, Youbi Z.E, "Supersonic Two dimentionnal Minimum Length Conception at High Temperature. Application for Air", German Aerospace

Congress, DGLR – 0257, (2005)

[18]Zebbiche T, Youbi Z.E, "Fonction de Prandtl Meyer à Haute température», Conférences Internationales de la mécanique avancée, Boumerdes, (2004), 30 XI-2XII.

[19] ABADA Omar thèse magister : conception des tuyères supersoniques à haute température – type détente centrée - par la méthode des caractéristiques.

[20] Abada .O, Zebbiche T, Abdallah El-hirts.A," Three-Dimensional Supersonic Minimum Length Nozzle Design at High Temperature for Arbitrary Exit Cross Section" Arabian Journal for Science and Engineering.2014

[21] Abada .O , Abada .A, Abdallah El-hirts.A," Effect of bipropellant combustion products on the rocket nozzle design" Institute of Aeronautics and Space Studies, University of Blida 1.2020

[22] Sauer, R. (1947). General characteristics of the flow through nozzles at near critical speeds (No. NACA-TM-1147).

