

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR

ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE ABDERRAHMANE MIRA BEJAIA

FACULTE DE TECHNOLOGIE

DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE

MEMOIRE

Présenté pour l'obtention du diplôme de

MASTER

Filière : Génie Mécanique

Spécialité : Energétique

Par :

MANADI Kheireddine

SADLI El-yas

Thème

Simulation numérique d'un écoulement dans la tuyère d'une fusée

Soutenu le 01 juillet 2024 devant le jury composé de :

M. F. NAIT BOUDA

Président

M. S. MOULOU

Rapporteur

M. M. ALLOUCHE

Examineur

Année Universitaire 2023-2024

Remerciements

Nous remercions d'abord ALLAH le tout puissant de nous avoir donné la force, la patience et la volonté pour nous avoir permis d'effectuer ce mémoire, de nous avoir achevé ce travail, aidé dans tous nos actes.

Nos vifs remerciements accompagnés de notre profonde gratitude vont notamment à notre encadrant, Mr. S. Mouloud, de nous avoir proposé ce sujet et de nous avoir offert l'opportunité de toucher à ce domaine d'actualité et de nous avoir encadrée,

Nous le remercions pour sa disponibilité et pour la confiance qu'il a mise en nous pour accomplir ce travail.

Nous tenons à remercier chacun des membres de jury pour nous avoir fait l'honneur d'examiner et d'évaluer notre travail.

Nous remercions également tous nos enseignants pour leurs efforts, ainsi que les responsables pédagogiques. Enfin, nous remercions tous nos amis A vous tous on dit :

MERCI



M.Kheireddine & S.El-yas -

Dédicaces

Avec un grand respect et un énorme plaisir, je dédie ce modeste travail à tous ceux qui me sont chers,

A mes chères parents ; ma mère et mon père pour leur amour, leur tendresse et leur sacrifices et l'affection dont mon toujours entouré pour ma réussite et mon bonheur.

A mes chers frères Farouk, Mourad, Yacine, Hicham et Abdelaali.

A mes sœurs Mahjouba et Wahiba. Rien ne pourra exprimer l'amour et la reconnaissance que je vous porte que dieu vous garde et vous protège.

Je tiens à remercier mes chères amis Charaf-eddine, Raouf, Djamil, Jolas, Zoubir, Iyad et en exception ceux de la chambre A105 (Yasser, Sofiane, Khaled, Hicham) pour leur soutien et encouragement tout au long de mes études, merci d'être toujours là pour moi que dieux vous protège.

A mon binôme El-yas et sa famille.



M.Kheireddine -

Dédicaces

Rien n'est aussi beau à offrir que le fruit d'un labeur qu'on dédie du fond du cœur à ceux qu'on aime et qu'on remercie en exprimant la gratitude et la reconnaissance durant toute notre existence.

En signe de respect et de reconnaissance,

Je dédie ce modeste travail à :

A ma chère mère décédée que je souhaite que le bon dieu la bénisse de sa grande miséricorde

A mon très cher père Abdelhamid ainsi que son épouse Farida pour leurs sacrifices et leurs soutiens

A mon frère Riad et sa femme ainsi que sa fille Amani et son fils Aksel

A ma sœur Hassiba ainsi que son mari Hachmi et son fils Younes

A mon cher frère Fateh

A ma sœur Souhila ainsi que son mari Mourad et ses trois fils Ayoub, Adem et Souhaib

A tous mes amis(es) sans exception

A mon binôme Khiro et sa famille.



Sommaire

Sommaire

Remerciements

Dédicaces

Sommaire

Liste d'abréviation

Liste des figures

Introduction Générale..... 1

Chapitre I

Recherche bibliographique sur les moteurs de fusées

Introduction 3

I.1. Fusée 3

I.1.1. Moteur–fusée..... 4

I.1.2. Fonctionnement d'un moteur – fusée..... 4

I.1.3. Types des moteurs de fusées 5

I.1.3.1. Moteur de fusée à propergol liquide 5

I.1.3.2. Moteur de fusée à propergol solide 7

I.2. Principes Fondamentaux de la Combustion des Moteurs fusées Hybrides..... 8

I.3. Tuyère 10

I.3.1. Structure d'une tuyère type de Laval 11

I.3.2. Choix de la tuyère 11

I.3.3. Différentes configurations de tuyères supersoniques..... 12

I.4. Synthèse des études numériques et expérimentales sur les moteurs de fusées 15

I.5. Les caractéristiques spécifiques à prendre en compte pour la propulsion spatiale 16

I.5.1. Ergol..... 17

I.5.2. Stockage d'ergol..... 17

I.5.3. Système d'alimentation d'ergol 17

I.5.4. Source d'énergie..... 17

I.5.5. Conversion d'énergie 17

I.5.6. Accélérateur 17

Conclusion 18

Chapitre II

Description de la tuyère et de la procédure numérique

Introduction 20

II.1. Description du problème..... 20

II.1.1. Modèle de Sutherland 21

Sommaire

II.1.2. Les équations gouvernantes	22
II.1.3. Modèle de turbulence k-epsilon.....	22
II.2. Procédure numérique	23
II.2.1. Création de la géométrie	23
II.2.2. Génération de maillage	23
II.2.3. Les modèles	25
II.2.4. Propriétés physiques	25
Conclusion	28

Chapitre III

Résultats et discussions

Introduction	30
III.1. Evolution de nombre de mach	30
III.2. Evolution de la pression	33
III.3. Evolution de la température.....	36
III.4. Evolution de la vitesse.....	39
III.5. Evolution du profil de vitesse.....	42
Conclusion	43
Conclusion Générale	44
Références bibliographiques.....	46

Liste d'abréviation

Liste d'abréviation

NOMENCLATURE

Abréviation	Définition
HTPB	Hydroxyl-terminated polybutadiene
IGS	Keynolds averged NAVIER-Stokes
IR	Référence à la mesure infrarouge
LOX	Oxygen liquid
O/F	Oxidizer to fuel ratio
PEHD	Polyéthylène haute densité
RANS	Rynolds averged NAVIER-Stokes
SST	Shear stress transport

Lettres latines

Symboles	Dénominations	Unité(SI)
A_e	Section de sortie de la tuyère	(m^2)
u. v.	Composant de la vitesse	(m/s)
g	Gravité	(m/s^2)
ρ	Densité du fluide	(kg/m^3)
T	Température	(K)
T_s	Paramètre du modèle	(K)
A_s	Coefficient du modèle	-
C_p	Capacité calorifique a pression constant	$(J/kg/K)$
C_v	Capacité calorifique a volume constant	$(J/kg/K)$
μ	Viscosité dynamique	$(Pa*s)$
α_h	Diffusivité thermique	(kg/ms)
∇	L'opérateur nabla (représentant le gradient)	(m^{-1})
∇	L'operateur de laplacien	(m^{-2})
f	La somme des forces appliqué sur les fluide	(N)

Liste d'abréviation

K	Conductivité thermique	(W/ (m*k))
F_{turb}	Le terme source de turbulence	-
μ_t	La viscosité turbulente	(Pa*s)
ϵ	La dissipation turbulente	(W/m ³)
$\sigma_\epsilon, \sigma_k$	Constante de modèle	-
K'	L'énergie cinétique turbulente	(W/m ³)

Liste des figures

Figure I.1 : Robert Goddard et une fusée à carburant liquide des années 1920	3
Figure I.2 : Le moteur de fusée le plus puissant du monde à l'essai	4
Figure I.3 : Principe d'action réaction	5
Figure I.4 : Organigramme schématique d'un moteur de fusée à propergol liquide avec un système d'alimentation de pression de gaz	6
Figure I.5 : Vue de trois quarts simplifiés de section de perspective d'un moteur typique de fusée de propergol solide	7
Figure I.6 : Concept de moteur-fusée hybride	8
Figure I.7 : Esquisse du processus de combustion par diffusion	9
Figure I.8 : Axe de symétrie	10
Figure I.9 : Tuyère conique	12
Figure I.10 : Tuyère à détente centrée	13
Figure I.11 : Tuyère annulaire	14
Figure I.12 : Tuyère type bouchon	14
Figure I.13 : Contour d'évolution de la Vitesse magnitude dans la tuyère	15
Figure I.14 : Champ de vitesse dans la région décollée	16
Figure I.15 : Le block diagramme d'un moteur fusée	16
Figure II.1 : Schéma de la tuyère	20
Figure II.2 : Cotation de la géométrie.	21
Figure II.3 : géométrie de fusée	23
Figure II.4 : structure du maillage.	24
Figure II.5 : Nomination des frontières	24
Figure II.6 : Les modèles utilisées	25
Figure II.7 : Propriétés physique du fluide	25
Figure II.8 : Pression d'entrée « inlet».	26
Figure II.9 : Température d'entrée« inlet».	26
Figure II.10 : Pression de sortie « outlet»	27
Figure II.11 : Température de sortie « Outlet »	27
Figure III.1 : La distribution du nombre de mach.	30
Figure III.2 : Evolution de nombre de mach sur l'axe de symetrie	31
Figure III.3 : Evolution de nombre de mach à différentes positions dans une tuyère	32
Figure III.4 : La distribution de la pression.	33
Figure III.5 : Evolution de la pression à l'axe de la tuyère.	34

Liste des figures

Figure III.6 : Evolution de la pression à différentes positions dans une tuyère	35
Figure III.7 : La distribution de la température	36
Figure III.8 : Evolution de température à l'axe de la tuyère.....	37
Figure III.9 : Evolution de la température dans une tuyère	38
Figure III.10 : La distribution de la vitesse.	39
Figure III.11 : Evolution de la vitesse à l'axe de symétrie de la tuyère	40
Figure III.12 : Evolution de la vitesse dans la tuyère.	41
Figure III.13 : Le profil de vitesse.....	42

Introduction Générale

Introduction Générale

L'exploration spatiale a toujours captivé l'humanité, symbolisant à la fois un défi technologique immense et une opportunité de découvertes scientifiques inédites. Au centre de cette quête se trouvent les moteurs de fusées, des dispositifs de propulsion capables de générer des forces considérables pour envoyer des charges utiles au-delà de l'atmosphère terrestre. Ce mémoire se concentre sur une étude approfondie de ces moteurs, en mettant en lumière les phénomènes complexes qui régissent leur fonctionnement.

Les moteurs de fusées s'appuient sur des principes fondamentaux de la mécanique des fluides, de la thermodynamique et de la combustion chimique. Leur conception nécessite une synergie entre divers domaines de l'ingénierie, allant de la modélisation numérique à l'expérimentation en laboratoire. L'objectif principal est d'optimiser les performances en termes de poussée, d'efficacité et de durabilité, tout en relevant les défis des environnements extrêmes rencontrés lors des missions spatiales.

Ce mémoire examine en détail les différents types de moteurs de fusées, y compris les moteurs à propergol liquide et solide, ainsi que les moteurs hybrides innovants. Une attention particulière est accordée aux principes de la combustion, aux phénomènes de transfert de chaleur et de masse, et aux aspects aérodynamiques des écoulements supersoniques et compressibles dans les tuyères.

L'approche adoptée combine des simulations numériques avancées utilisant des codes de calcul de mécanique des fluides numériques (CFD) et des études expérimentales en soufflerie. Cette méthode permet de valider les modèles théoriques et d'obtenir des données précieuses sur les performances réelles des moteurs de fusées.

En outre, ce mémoire explore les dernières avancées dans le domaine, telles que l'utilisation de nouveaux matériaux et les technologies de fabrication additive, qui ouvrent de nouvelles perspectives pour l'optimisation de la conception et de la production des moteurs de fusées. Les enjeux environnementaux et les défis liés à la durabilité sont également abordés, en mettant l'accent sur des solutions plus écologiques et respectueuses de l'environnement.

Chapitre I
Recherche bibliographique sur les
moteurs de fusées

Introduction

Les moteurs de fusées sont des dispositifs qui permettent de propulser une fusée dans l'espace. Ils utilisent le principe de la combustion chimique pour générer une poussée qui propulse la fusée en avant. Il existe différents types de moteurs de fusées, mais les deux principaux sont les moteurs à propergol liquide et les moteurs à propergol solide.

I.1. Fusée

Une fusée spatiale est un engin équipé d'un turboréacteur extrêmement puissant conçu pour transporter des personnes ou du matériel au-delà de l'atmosphère terrestre, dans l'espace. Cette définition repose sur le fait que l'espace est la région située au-delà de l'atmosphère terrestre, où il n'y a pas suffisamment d'oxygène pour soutenir un moteur conventionnel tel que celui que l'on trouve sur un avion à réaction. Ainsi, on peut considérer une fusée comme un type particulier de véhicule à réaction qui transporte son propre oxygène pour alimenter son moteur.



Figure I.1 : Robert Goddard et une fusée à carburant liquide des années 1920

I.1.1. Moteur–fusée

Le moteur-fusée est une catégorie de moteurs à réaction qui propulsent un fluide (gaz ou liquide) vers l'arrière, créant ainsi une poussée qui propulse le véhicule dans la direction opposée, vers l'avant. Ce type de moteur présente la particularité de rejeter une matière qui est entièrement stockée à bord du véhicule lui-même. Il est spécifiquement utilisé dans les fusées car il fonctionne de manière autonome, même dans des environnements dépourvus d'atmosphère, ce qui le rend adapté à une utilisation dans l'espace. Les missiles utilisent également ce type de moteur, car il permet d'atteindre des vitesses extrêmement élevées.



Figure I.2 : Le moteur de fusée le plus puissant du monde à l'essai

I.1.2. Fonctionnement d'un moteur – fusée

Lorsque le propulseur brûle dans le moteur de fusée, il libère l'énergie stockée dans le carburant sous forme chimique, ce qui augmente l'énergie interne des gaz produits. Cette augmentation de l'énergie interne entraîne une augmentation de la pression, et un bec est utilisé pour convertir cette énergie en énergie cinétique dirigée vers l'arrière. Cela crée la poussée exercée sur l'environnement ambiant lorsque les gaz s'échappent. Idéalement, l'échappement se fait dans la direction opposée pour générer la poussée.

À la sortie de la chambre de combustion, les gaz de combustion s'accélèrent, notamment grâce à la partie convergente du bec, où la pression diminue selon le principe de Bernoulli. Dans un moteur bien conçu, l'écoulement peut atteindre la vitesse du son à la gorge du bec. Au-delà de cette gorge, une partie évasée de la chambre de combustion permet

aux gaz de continuer à s'étendre, ce qui augmente la poussée. En accord avec la troisième loi de Newton, chaque action entraîne une réaction égale et opposée, donc les gaz en sortie exercent une force sur la fusée, ainsi l'accélération.

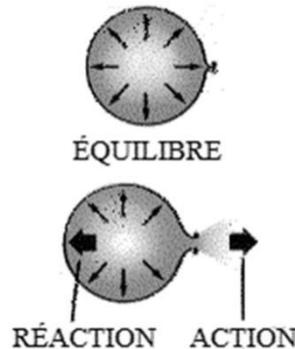


Figure I.3 : Principe d'action réaction [1]

I.1.3. Types des moteurs de fusées

Les systèmes de propulsion de fusée peuvent être catégorisés en fonction de divers facteurs tels que la source d'énergie utilisée (chimique, nucléaire, solaire), le type de véhicule (aéronef, fusée, véhicule spatial), la taille, le type de propulseur, le mode de construction ou encore le nombre d'unités de propulsion utilisées dans un véhicule spécifique.

Une autre approche de classification consiste à se baser sur la méthode de production de la poussée. La plupart des concepts de propulsion de fusée pratiques reposent sur une expansion thermodynamique dynamique du gaz. L'énergie interne du gaz est convertie en énergie cinétique dans le flux d'échappement, et la poussée est générée par la pression exercée par le gaz sur les surfaces exposées à celui-ci.

I.1.3.1. Moteur de fusée à propergol liquide

Les moteurs de fusées à propergol liquide utilisent des propulseurs stockés sous forme liquide, qui sont injectés sous pression depuis des réservoirs dans une chambre de combustion. Un exemple typique de ce système, appelé système pressurisé, est illustré dans la figure I.4. Le propergol peut être composé d'un comburant liquide (comme de l'oxygène liquide) et d'un combustible liquide (tel que du kérosène). Un monergol est un liquide simple qui se décompose en gaz chauds une fois correctement catalysé.

Les propulseurs chimiques réagissent pour former des gaz chauds à l'intérieur de la chambre de combustion, qui sont ensuite accélérés par une tuyère supersonique et éjectés à une vitesse élevée, fournissant ainsi la poussée nécessaire au véhicule. Les tuyères supersoniques sont constituées d'une section convergente, suivie d'une constriction ou gorge, et enfin d'une section divergente conique ou en forme de cloche. [2]

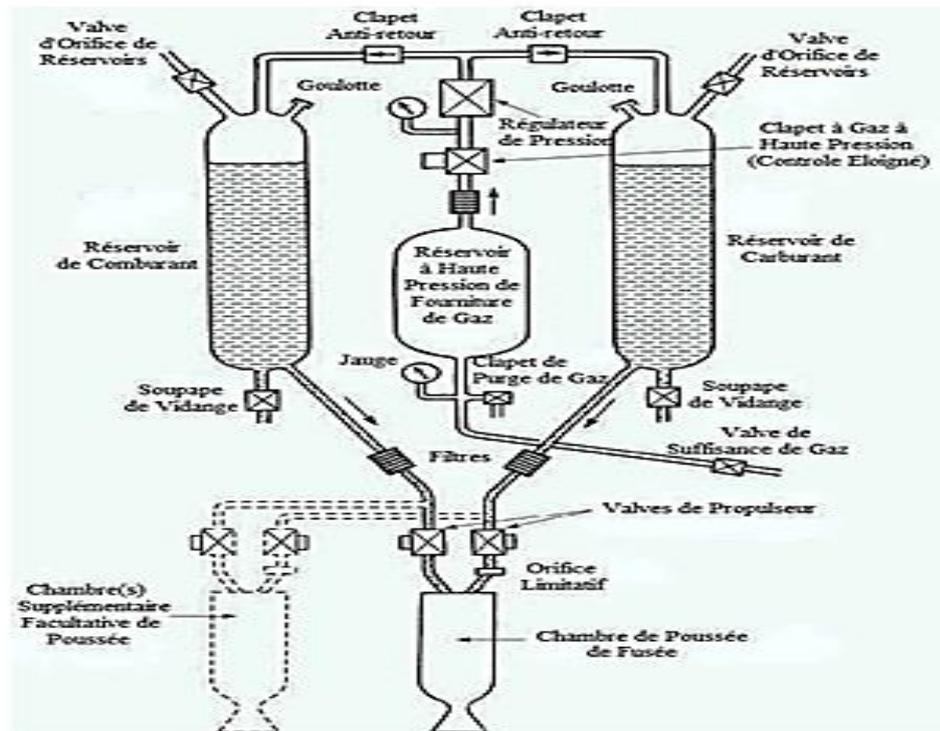


Figure I.4 : Organigramme schématique d'un moteur de fusée à propergol liquide avec un système d'alimentation de pression de gaz [3]

Les lignes en pointillés indiquent la présence d'une seconde chambre de poussée, bien que certains moteurs disposent de plus de chambres de poussée, parfois jusqu'à une douzaine, alimentées par le même système d'alimentation. [3] De plus, divers composants tels que les dispositifs de contrôle de la pression des réservoirs au démarrage et à l'arrêt, les systèmes de remplissage des propulseurs, les gaz de pressurisation, le vidage ou le rinçage des propulseurs restants, la décompression ou la mise à l'air libre des réservoirs, ainsi que plusieurs capteurs sont également représentés.

Les moteurs fusés utilisant des propulseurs gazeux stockés à haute pression, comme de l'air, de l'azote ou de l'hélium, comme fluide propulsif. Ces gaz stockés nécessitent des réservoirs relativement lourds. Ces propulseurs gazeux ont été largement utilisés dans les premiers véhicules spatiaux pour des manœuvres à faible poussée et pour les systèmes de contrôle d'attitude, et certains sont encore utilisés aujourd'hui. Le chauffage du gaz à l'aide

d'énergie électrique ou par la combustion de certains monergols dans une chambre améliorée leurs performances, ce qui est souvent appelé propulsion à gaz chaud dans le domaine des fusées.

I.1.3.2. Moteur de fusée à propergol solide

Les mécanismes d'alimentation complexes des fusées comprennent des pompes de propulseur, des turbines et des générateurs de gaz. Tous ces composants sont nécessaires pour la pressurisation du propulseur et le fonctionnement des chambres de combustion relativement complexes. Dans le cas des fusées à propergol solide, les ingrédients nécessaires à la combustion sont déjà stockés dans une chambre de combustion ou un boîtier, comme illustré dans la figure I.5. Le propergol solide, également appelé grain, contient tous les éléments chimiques nécessaires à une combustion complète. Une fois allumé, il brûle de manière régulière à un taux prédéterminé sur toutes les surfaces internes exposées du grain. Initialement, la combustion démarre sur les surfaces internes du cylindre perforé et des quatre fentes. La cavité interne s'agrandit au fur et à mesure que le propulseur est brûlé et consommé. Les gaz chauds traversent la tuyère supersonique pour produire la poussée nécessaire. [4-5] Une fois allumée, la combustion du moteur est conçue pour progresser de manière ordonnée jusqu'à ce que pratiquement tout le propulseur soit consommé. Aucun système ou valve d'alimentation n'est nécessaire dans ce processus.

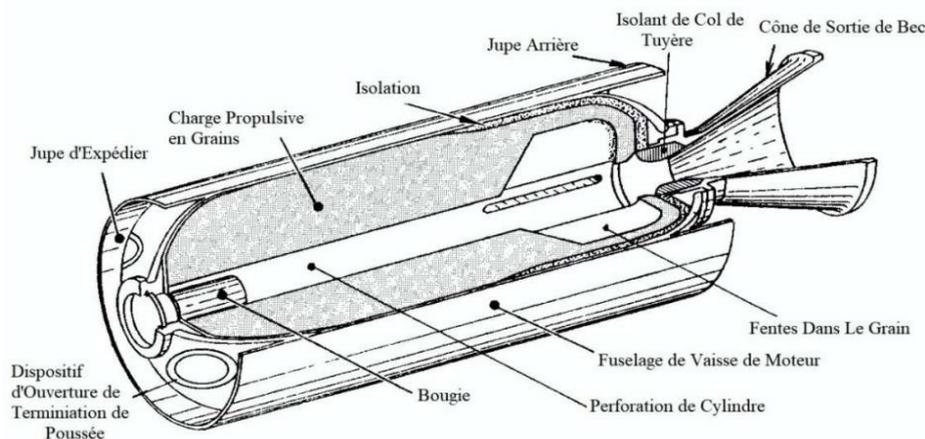


Figure I.5 : Vue de trois quarts simplifiée de section de perspective d'un moteur typique de fusée de propergol solide [6]

Le propulseur en grains est fixé sur le boîtier et la couche d'isolation, avec une tuyère d'échappement conique. Le boîtier cylindrique, avec ses dômes hémisphériques à l'avant et à l'arrière, constitue un conteneur sous pression pour la chambre de combustion.

I.2. Principes Fondamentaux de la Combustion des Moteurs fusées Hybrides

Les moteurs fusés hybrides fonctionnent en ayant les composants du propergol stockés dans deux états différents. C'est-à-dire que le carburant est sous forme de moule solide à l'intérieur de la chambre de combustion et un oxydant liquide dans un conteneur séparé. Avoir l'oxydant sous forme de fluide et le carburant sous forme solide est couramment appelé hybride classique. Une représentation visuelle est fournie par la Figure I.6. On pourrait avoir une configuration inverse où l'oxydant est stocké sous forme solide et où le carburant est injecté sous forme de fluide dans la chambre, bien que cela soit moins courant. La combustion se produit lorsque l'oxydant est injecté dans la chambre de combustion où il se mélange avec le grain de carburant pyrolyse provenant de la paroi du carburant. La pyrolyse est provoquée par le transfert de chaleur par rayonnement et convection depuis la flamme. Lorsque le carburant quitte la paroi et pénètre dans l'écoulement, il a un effet de blocage sur le transfert de chaleur vers la paroi. [7] Cela diminue à son tour l'effet de soufflage, augmentant ainsi le transfert de chaleur, rendant le flux massique de carburant autorégulateur.

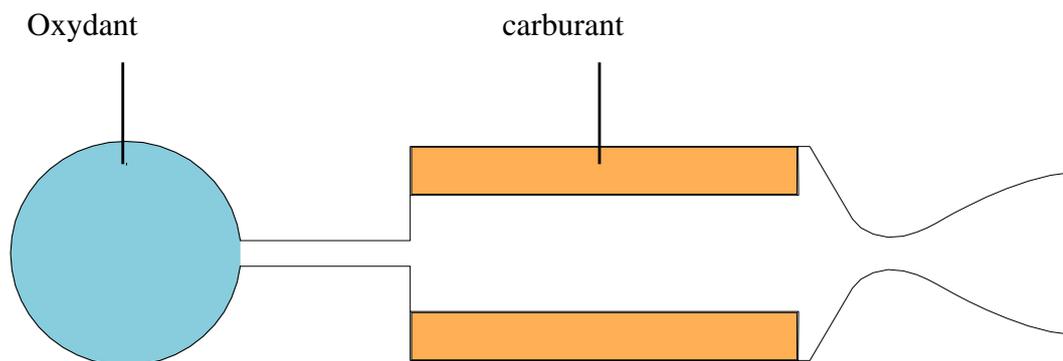


Figure I.6 : Concept de moteur-fusée hybride.

L'interaction unique entre l'oxydant et le propergol, contrairement à d'autres systèmes de propulsion, est l'existence d'une flamme de limite entre l'écoulement d'oxydant en "flux libre" et la paroi du carburant. La flamme réside dans la couche limite et provient du fait que la surface du carburant subit un changement de phase de solide (à liquide) à gazeux.

Le carburant est expulsé de la paroi du carburant dans l'écoulement. Cela conduit à avoir une région riche en carburant entre la flamme et la paroi du carburant et une région riche en oxydant au-dessus de la flamme dans le flux libre. [8] La pyrolyse du carburant est principalement entraînée par le transfert de chaleur vers la paroi du carburant par convection

et rayonnement. Le processus de combustion est illustré dans la Figure I.7, basée sur la description dans le texte.

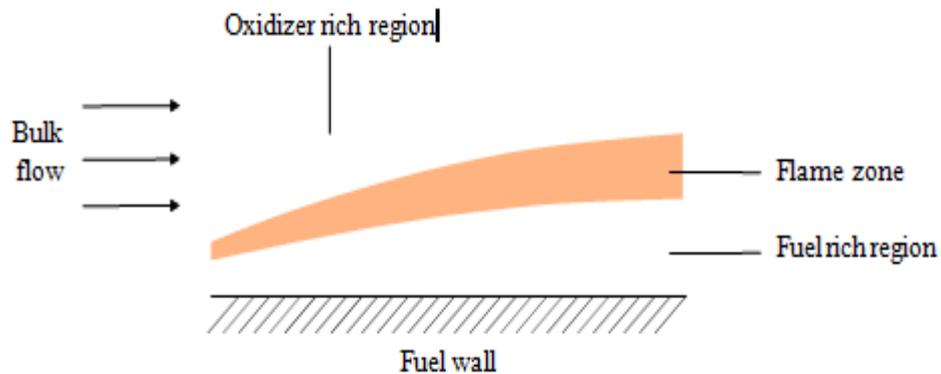


Figure I.7 : Esquisse du processus de combustion par diffusion.

Le système présente intrinsèquement un décalage du rapport oxydant/carburant (O/F) pendant la combustion en raison de la flamme de diffusion qui parcourt la longueur de la chambre, modifiant le contenu de l'écoulement à différentes positions. Le décalage O/F est également causé par le changement de taille de la surface exposée du carburant au fil du temps. Pour maximiser l'efficacité de la fusée, ce dernier doit être pris en compte en contrôlant le débit d'oxydant. Le choix du propergol de combustion et du carburant affecte le rôle joué par chaque phénomène de transfert de chaleur. Il est donc important de connaître les caractéristiques de l'oxydant et du carburant pour modéliser avec précision les mécanismes en jeu. Plusieurs propergols viables pour les moteurs fusés hybrides ont été expérimentés et documentés. Le choix de l'oxydant et du carburant aura un impact considérable sur plusieurs paramètres du moteur, tels que les performances et les propriétés d'échappement. Certaines combinaisons de propergols offrent la possibilité de fournir des performances élevées avec un échappement plus respectueux de l'environnement. Un carburant hybride populaire, le HTPB (polybutadiène hydroxyle-terminé), en combinaison avec le LOX (oxygène liquide), est un exemple qui produit un échappement non toxique et relativement faible en fumée. [9] Le HTPB est adapté aux moteurs à grande échelle comme substitut des propulseurs d'appoint. D'autres carburants couramment utilisés pour les expériences à l'échelle laboratoire sont la paraffine et le polyéthylène. La convection a été démontrée comme étant le principal facteur de transfert de chaleur vers la paroi du carburant pour les carburants non métallisés. Pour les carburants métallisés ou riches en carbone, les effets de rayonnement pourraient être significatifs, tandis que pour les carburants non métallisés, l'effet pourrait être négligeable dans les premières analyses. Une étude sur une conception spécifique de moteur-fusée hybride menée par Lazzarin. [10].

I.3. Tuyère

La tuyère d'une fusée incarne l'essence même de la simplicité sophistiquée. Sa principale fonction consiste à canaliser et à accélérer les gaz d'échappement générés par la combustion du propulseur, de manière à optimiser la vitesse d'écoulement à la sortie, atteignant souvent des vitesses supersoniques. La conception classique de la tuyère de fusée, également connue sous le nom de tuyère convergente-divergente ou tuyère de Laval, accomplit cet exploit remarquable grâce à sa géométrie ingénieuse. En ajustant simplement la section transversale (ou le diamètre), elle parvient à maximiser l'efficacité de l'évacuation des gaz. L'étude d'une tuyère de fusée implique la compréhension d'un écoulement compressible, stable et unidimensionnel de gaz idéaux.

- L'écoulement du fluide (gaz d'échappement et particules condensées) est constant et ne varie pas selon le temps durant la combustion.
- Un écoulement unidimensionnel signifie que la direction du flux suit une trajectoire linéaire. Dans le cas d'une tuyère, on suppose que le flux s'écoule le long de l'axe de symétrie.



Figure I.8 : Axe de symétrie

- L'écoulement est compressible. Cela signifie que les variations de la densité du fluide sont significatives. Ce concept est généralement utilisé pour décrire le mouvement des gaz à des vitesses élevées, souvent supersoniques. Il diffère du concept d'écoulement incompressible, qui s'applique aux liquides et aux gaz se déplaçant à des vitesses bien inférieures à la vitesse du son. Dans un fluide compressible, la densité peut changer de manière notable, tandis que dans un fluide incompressible, elle reste constante.
- Le concept d'un gaz idéal est une simplification utile qui permet d'établir une relation directe entre la pression, la densité et la température. Ces propriétés sont particulièrement cruciales dans l'analyse de l'écoulement au niveau de la tuyère.

I.3.1. Structure d'une tuyère type de Laval

Une tuyère peut être convergente, divergente ou à la fois convergente et divergente :

- Une tuyère convergente est conçue pour accélérer les gaz à des vitesses subsoniques.

Si la pression est suffisante, la vitesse peut atteindre une valeur de Mach égale à 1 à la sortie de la tuyère, mais elle a peu de chances de dépasser cette valeur.

- Une tuyère divergente est utilisée pour accélérer des gaz qui entrent déjà dans la tuyère à des vitesses supersoniques.

- Une tuyère convergente-divergente (tuyère de Laval), est utilisée pour accélérer les gaz d'une vitesse subsonique à une vitesse supersonique. Elle combine deux effets : la convergence et la divergence. Les gaz sont d'abord accélérés jusqu'à atteindre Mach 1 dans la section convergente de la tuyère, puis ils continuent à être accélérés au-delà de Mach 1 dans la section divergente.

I.3.2. Choix de la tuyère

La conception conique de la tuyère joue un rôle crucial dans l'accélération des gaz éjectés. Elle convertit efficacement l'énergie chimique des molécules en énergie cinétique, induisant ainsi une accélération significative des gaz.

Le choix de la longueur et de la section de sortie de la tuyère est crucial et nécessite un compromis. Pendant le décollage de la fusée et son évaison de l'atmosphère, la pression atmosphérique diminue progressivement. Ainsi, selon l'équation (1.1), lorsque la pression de sortie (P_e) est égale à la pression atmosphérique (P_a) - dans le cas de la "tuyère adaptée" - la poussée est maximale. Cependant, cette adaptation est temporaire, ne se produisant qu'à un moment précis. D'un autre côté, dès que la fusée quitte la Terre, elle est exposée à une pression atmosphérique nulle, ce qui signifie que toute extension de la tuyère entraîne une augmentation de la poussée.

$$F = QV_e + (P_e - P_a)S \quad (1.1)$$

Ou S : Section de sortie de la tuyère

P_e : Pression à la sortie de la tuyère

P_a : Pression ambiante

V_e : Vitesse d'éjection

Q : Débit massique

I.3.3. Différentes configurations de tuyères supersoniques

La force générée par un système propulsif dépend principalement de la quantité de produits de combustion expulsés à travers une tuyère. [11] Dans cette tuyère, l'écoulement passe continuellement d'un régime subsonique à un régime supersonique à la sortie. Il existe diverses configurations de ces dispositifs, et voici quelques exemples courants.

Tuyère conique : La forme géométrique la plus simple pour une section divergente est celle d'un cône tronqué. Bien que la vitesse des gaz de combustion éjectés par la tuyère conique soit égale à leur vitesse unidimensionnelle correspondante à la section donnée, leur direction à la sortie n'est pas parfaitement axiale. [11] Lorsque la tuyère est droite à la sortie, la poussée est maximale, mais en raison de l'inclinaison de la partie supersonique entre des angles de 15° à 30° pour une tuyère conique typique, il y a une perte significative de poussée. Dans la pratique, il est souvent préférable d'utiliser des tuyères coniques pour les petits moteurs propulsifs en raison de leur simplicité.

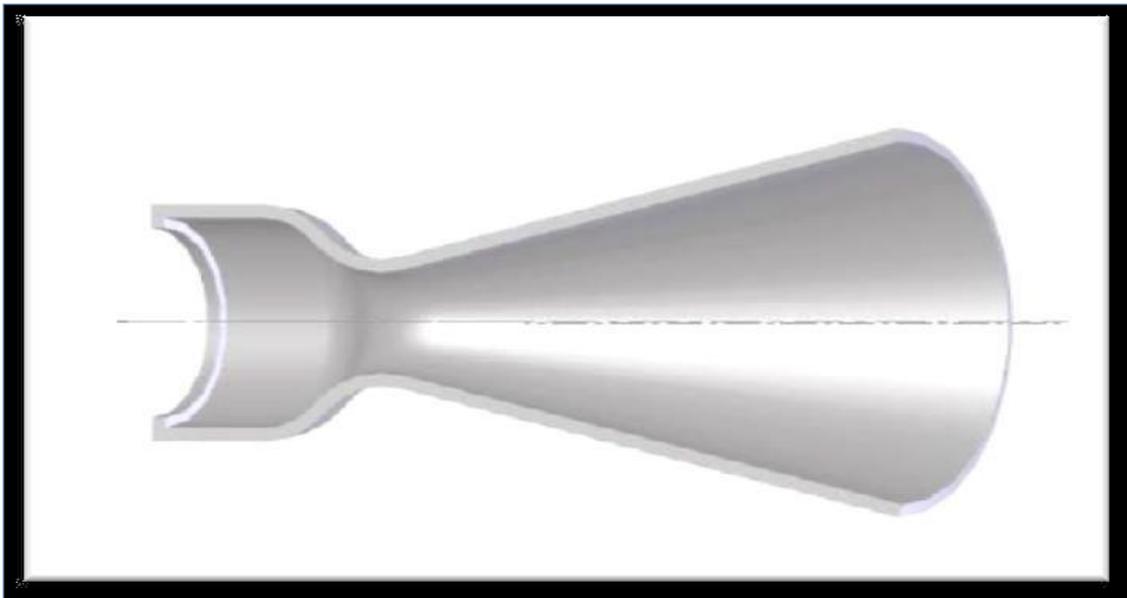


Figure I.9 : Tuyère conique. [11]

Tuyère à détente centrée : Les tuyères coniques fournissent une certaine poussée mais souffrent d'une perte notable car l'écoulement à la sortie n'est pas axial. Pour remédier à cela, on recherche une forme de tuyère qui garantit un écoulement uniforme et parallèle à la sortie, réduisant ainsi considérablement les pertes de poussée.

Dans ce contexte, on peut opter pour un angle de divergence relativement important près du col, généralement entre 20° et 30° , afin d'assurer une détente significative sans

compromettre l'axialité de l'écoulement à la sortie. La seconde partie du divergent, par sa forme courbée, guide l'écoulement dans une direction uniforme et parallèle.

Le défi du calcul de la section de sortie et de la forme optimale de la tuyère est abordé en spécifiant uniquement la longueur de la tuyère et la pression ambiante. [11] Une méthode de calcul variationnelle est alors utilisée pour résoudre le problème du champ d'écoulement requis à la sortie pour atteindre ces objectifs. Enfin, la méthode des caractéristiques est employée pour obtenir le contour de la tuyère supersonique.

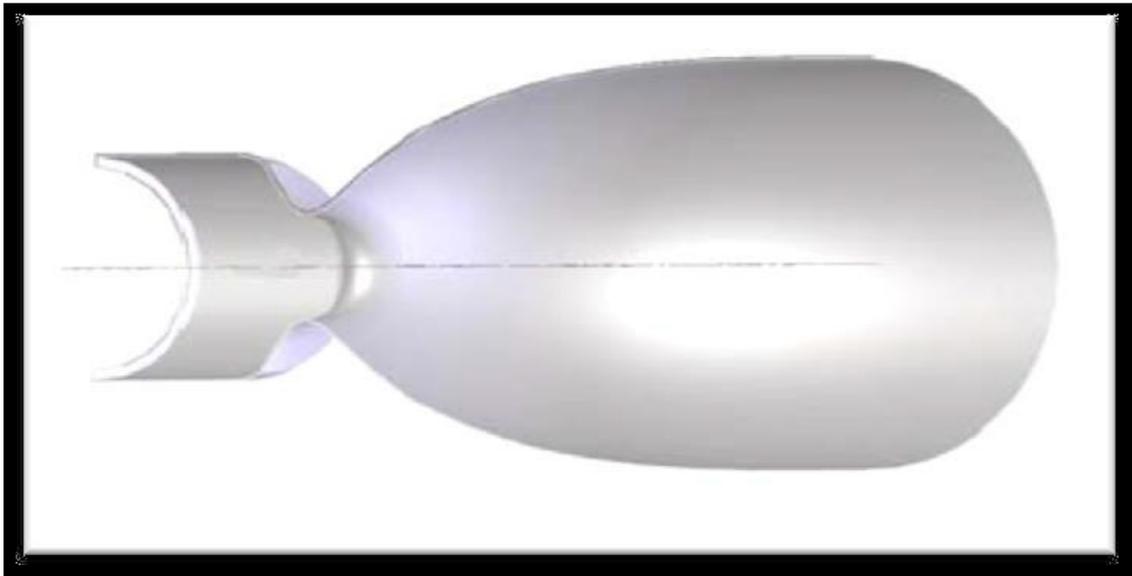


Figure I.10 : Tuyère à détente centrée. [11]

Tuyère annulaire : Un autre type de tuyère largement utilisé dans les turbomachines est la tuyère annulaire, où la section d'éjection n'est pas perpendiculaire à l'axe de la tuyère. Cette tuyère se compose d'un bouchon central entouré d'une conduite divergente externe, formant ainsi un espace annulaire. [11] La perte de poussée due à la divergence de l'écoulement est moins significative que celle observée dans une tuyère conique de même rapport de section et de longueur. Cependant, optimiser la forme géométrique de cette tuyère reste difficile, car il est nécessaire de réaliser une optimisation sur la paroi interne et externe successivement.

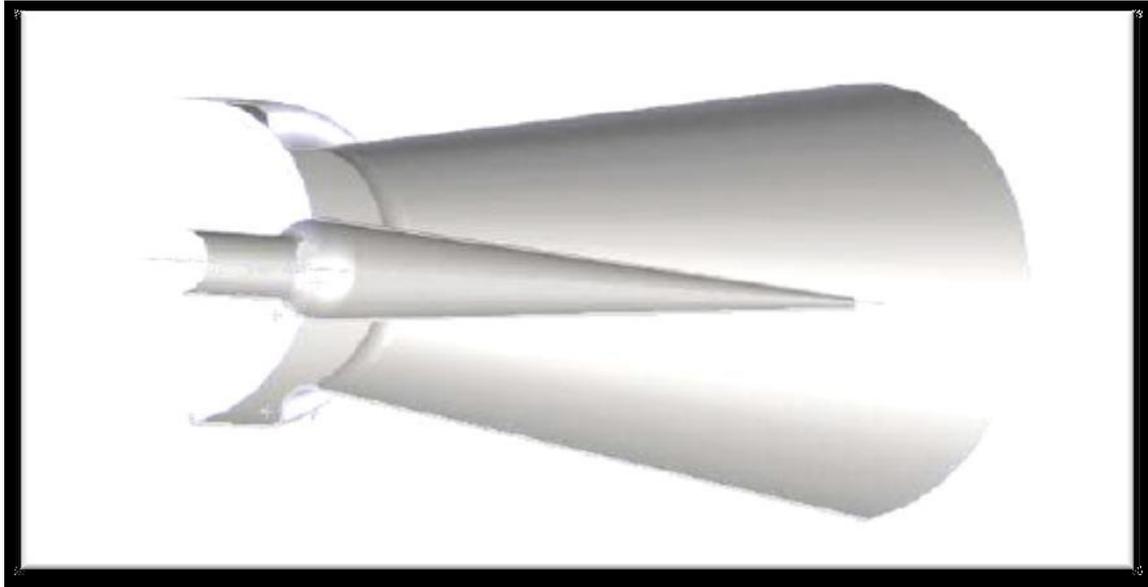


Figure I.11 : Tuyère annulaire. [11]

Tuyère type bouchon (Plug Nozzle) : Dans ce type de tuyère, l'écoulement à travers la paroi ne se redresse que d'un angle $\theta = \theta^*$ au col jusqu'à l'horizontal ($\theta = 0$) à la sortie. Contrairement à la tuyère convergente-divergente, cette configuration ne comporte pas de zone d'expansion, c'est-à-dire qu'elle se contracte en un point. Pour dévier l'écoulement au col, un "Lip" est introduit avec une inclinaison ψ par rapport à la verticale. [11] La poussée générée par ce type de tuyère est identique à celle d'une tuyère convergente-divergente.

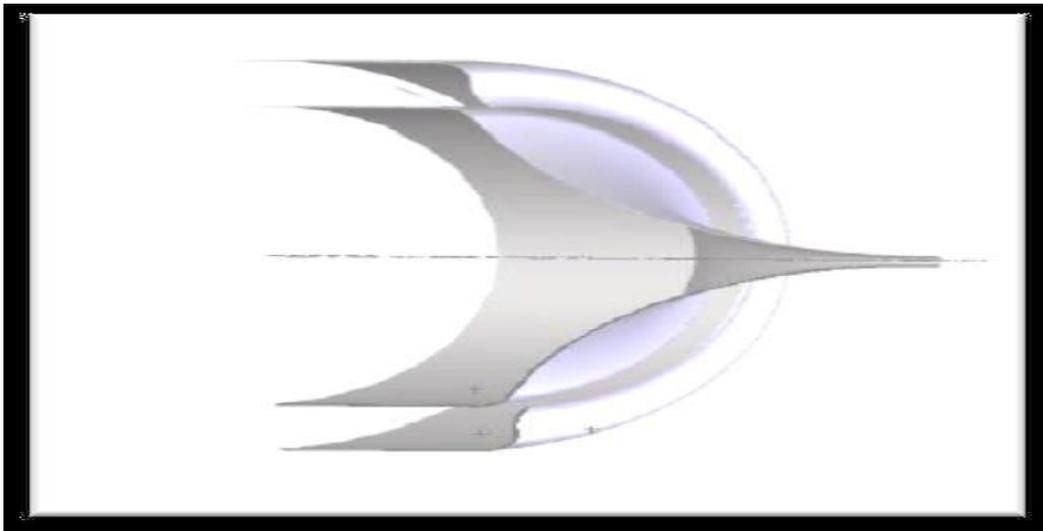


Figure I.12 : Tuyère type bouchon. [11]

I.4. Synthèse des études numériques et expérimentales sur les moteurs de fusées

Le présent travail consiste à simuler un écoulement compressible à travers une tuyère convergente-divergente, à l'aide d'un outil de conception assistée par ordinateur ANSYS 16.0. [12] Cette simulation s'est déroulée en quatre phases (Création de la géométrie surfacique, Maillage de la géométrie, Résolution Par FLUENT et la Visualisation des Résultats), elle est basée sur l'analyse paramétrique (Nombre de Mach, Pression Statique et vitesses). Présentée par: **BENSSAAD Malika, BOUAROUR Hakim et BOUDJEMA Kaissa.**

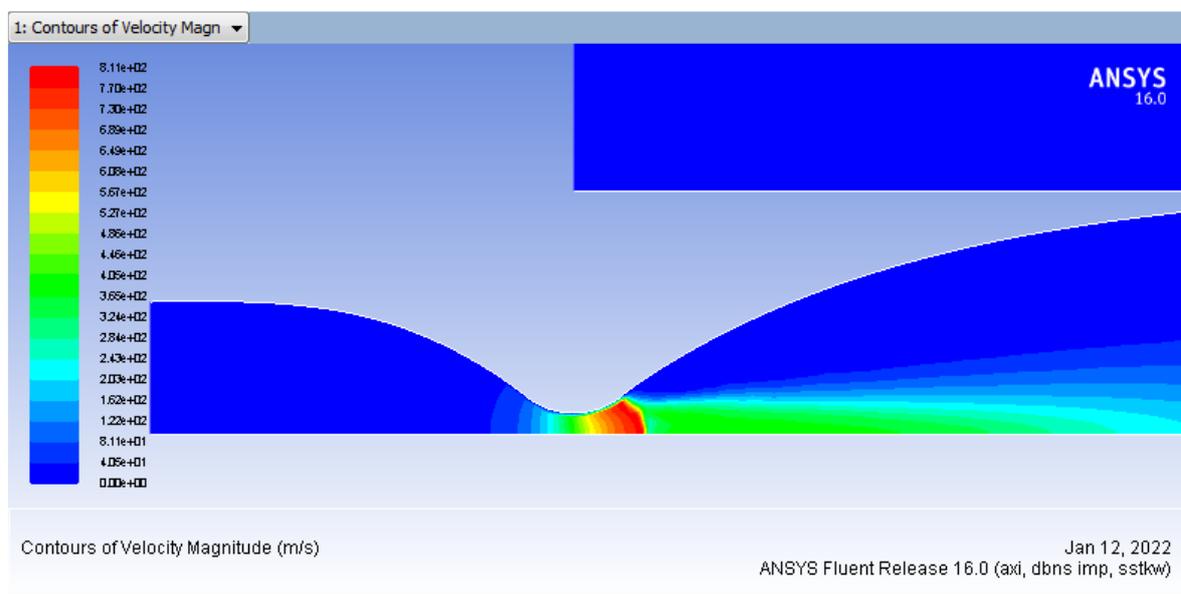


Figure I.13 : Contour d'évolution de la Vitesse magnitude dans la tuyère. [12]

La Figure I.13 représente le Contour d'évolution de la Vitesse le long de la tuyère. On voit que dans la partie convergent (la zone bleu) la vitesse est presque constante par la suite on remarque une augmentation rapide de la vitesse de l'écoulement juste après le col (la première partie du divergent (la zone rouge) puis dans la partie divergent la vitesse diminue (la zone verte) à cause de la présence d'une onde de choc.

ABDELLAH Hadjadj [13] a concentré sur l'étude des phénomènes aérospatiaux par simulations numériques, abordant les écoulements dans les tuyères de moteur fusée, les écoulements d'arrière-corps et les entrées d'air supersoniques. Les huit chapitres couvrent les modèles mathématiques et physiques, l'intégration numérique, les conditions aux limites, le décollement des jets, les structures tourbillonnaires, les écoulements d'arrière-corps et les

interactions de chocs. Une conclusion générale résume les objectifs et résultats principaux obtenus.

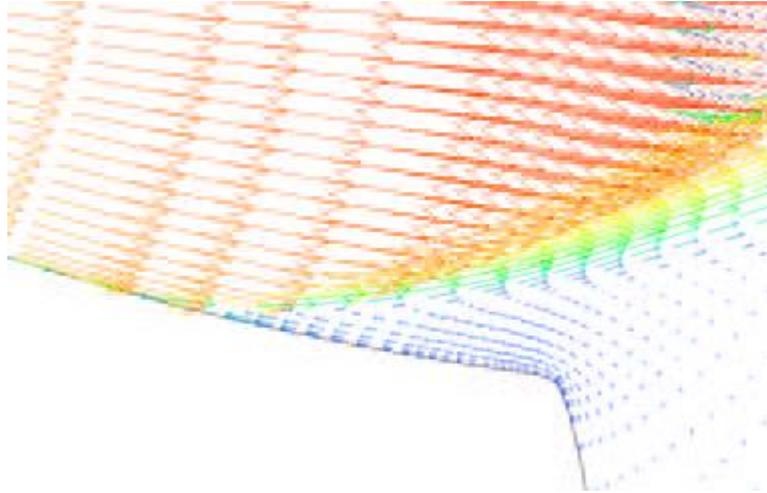


Figure I.14 : Champ de vitesse dans la région décollée [13]

La figure I.14 représente le champ des vitesses dans la zone décollée. On remarque la différence de vitesse entre le jet incident supersonique et l'écoulement aval de sens contraire. Le passage par l'état sonique se fait à travers la couche de mélange.

I.5. Les caractéristiques spécifiques à prendre en compte pour la propulsion spatiale

Le moteur fusé est le système propulsif utilisé pour la propulsion spatiale. Il est caractérisé par sa capacité à stocker des ergols et à les éjecter à travers des tuyères pour produire une force de poussée. Les micros propulseurs, qui sont de petites versions de moteurs fusées, fournissent des poussées allant jusqu'à quelques newtons au maximum, et sont principalement utilisés pour contrôler l'orientation des satellites. La figure I.17 illustre les différents composants fondamentaux d'un moteur fusée.

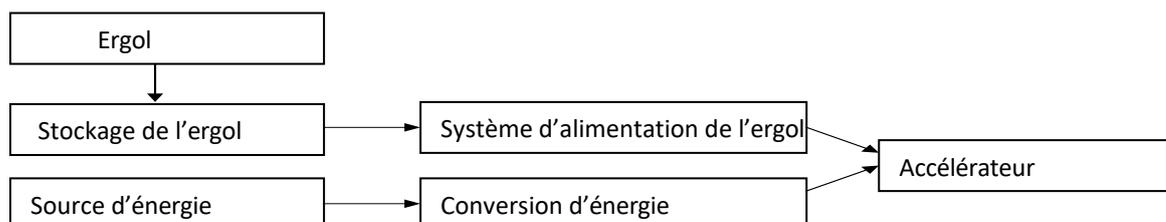


Figure I.15 : Le block diagramme d'un moteur fusée

I.5.1. Ergol

L'ergol, qu'il soit gazeux, liquide ou solide, est une substance homogène utilisée seule ou en combinaison avec d'autres pour fournir de l'énergie. On qualifie un ergol de cryotechnique lorsqu'il est produit, stocké et utilisé à des températures inférieures à 120 K. À l'inverse, un ergol est considéré comme stockable lorsque ses propriétés physico-chimiques permettent son transport et sa conservation sans nécessiter de mesures spéciales.

I.5.2. Stockage d'ergol

Ce système conserve l'ergol dans son état gazeux, liquide ou solide jusqu'à son utilisation, maintenant ainsi les conditions nécessaires à son emploi.

I.5.3. Système d'alimentation d'ergol

Ce système transporte l'ergol stocké, qu'il soit sous forme gazeuse ou liquide, du réservoir jusqu'à la chambre de combustion.

I.5.4. Source d'énergie

Les sources d'énergie les plus couramment utilisées proviennent de réactions chimiques (liées à l'ergol), de la pression d'un gaz, de l'énergie électrique ou nucléaire.

I.5.5. Conversion d'énergie

La source d'énergie détermine la méthode de conversion en force de poussée. Les systèmes chimiques utilisent des réactions chimiques pour générer de la chaleur et de la pression, converties en poussée par l'expansion et l'accélération des gaz. L'énergie électrique peut produire de la chaleur ou créer une force via un champ électromagnétique. L'énergie nucléaire est transformée en chaleur, puis transférée successivement à l'ergol.

I.5.6. Accélérateur

L'accélérateur confère aux particules de l'ergol la vitesse et la direction nécessaires pour générer la poussée. Il peut être de type thermodynamique ou électromagnétique. Les accélératrices thermodynamiques dilatent un gaz, transformant l'énergie thermique en

énergie cinétique. Les accélérateurs électromagnétiques accroissent la vitesse des particules grâce à l'application d'un champ électromagnétique.

Conclusion

En conclusion, ce premier chapitre a présenté une recherche bibliographique sur les moteurs de fusées et les fondements théoriques de la combustion. Nous avons exploré les principes de base des moteurs de fusées, suivi d'une discussion sur les fondements de la combustion chimique. Ensuite, on a parlé sur la théorie de la tuyère Laval. Enfin, nous avons examiné les caractéristiques spécifiques nécessaires pour la propulsion spatiale. Ce chapitre jettera les bases pour des discussions plus approfondies dans les chapitres suivants.

Chapitre II

Description de la tuyère et de la procédure numérique

Introduction

Dans ce chapitre, nous allons faire une simulation numérique de notre fusée afin d'investiguer le comportement de l'écoulement d'air, et les coefficients de portance et de trainée.

II.1. Description du problème

Dans notre simulation, nous opterons pour un écoulement bidimensionnel axisymétrique en régime supersonique. Le gaz sera considéré comme idéal et la viscosité, qui n'est pas constante, sera modélisée conformément à la loi de Sutherland.

Nous allons réaliser une étude sur la moitié de la tuyère, puis nous appliquerons un effet miroir pour obtenir l'ensemble.

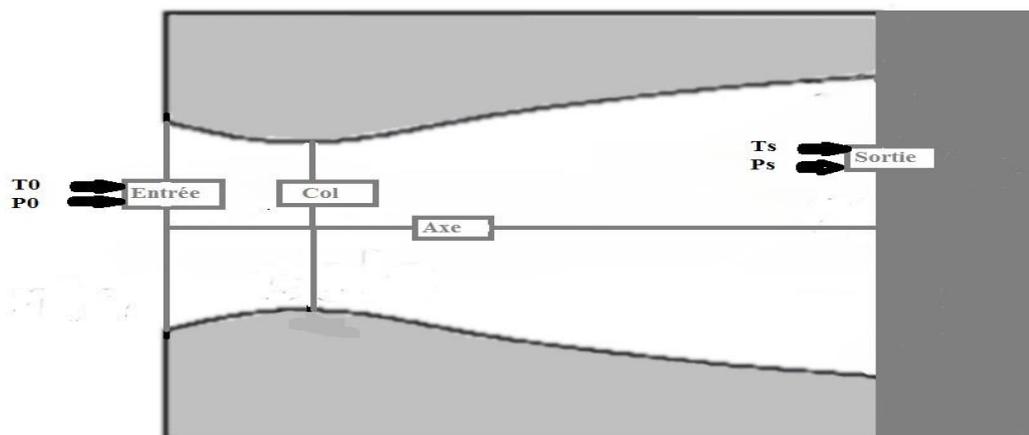


Figure II.1 : Schéma de la tuyère

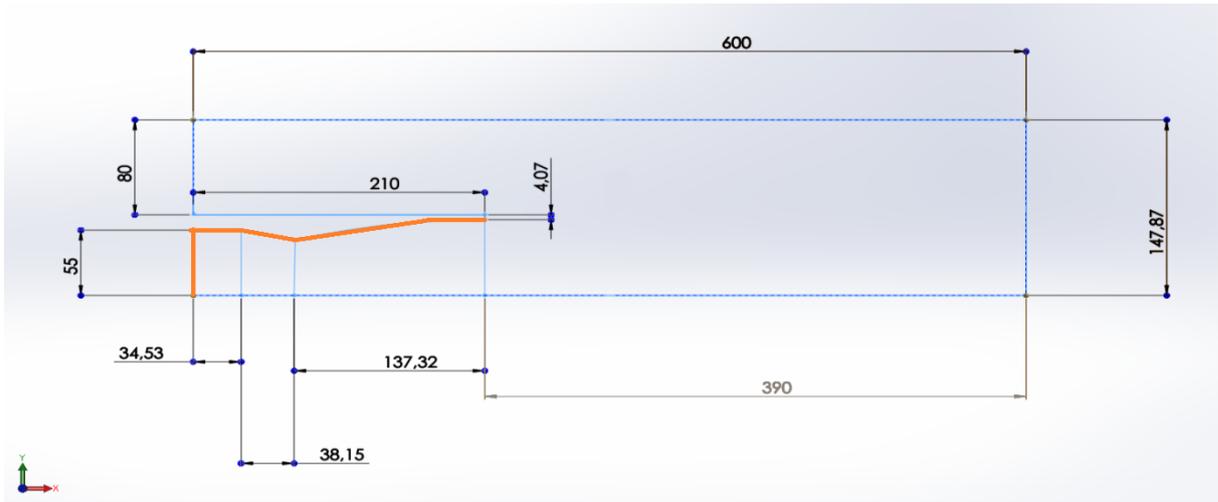


Figure II.2 : Cotation de la géométrie.

La figure II.2 représente les cotations de la géométrie réalisée avec SOLIDWORKS, étant donné que l'écoulement est axisymétrique, l'effet miroir est appliqué.

II.1.1. Modèle de Sutherland

Le modèle de Sutherland postule que la viscosité d'un gaz est proportionnelle à la racine carrée de sa température absolue et inversement proportionnelle à sa température absolue plus une constante spécifique au gaz. Cette relation est souvent utilisée pour estimer la viscosité des gaz à des températures et des pressions différentes de celles pour lesquelles des données expérimentales sont disponibles. [14]

Viscosité dynamique :

$$\mu = A_s \frac{\sqrt{T}}{1 + T_s/T} \tag{II.1}$$

A_s : Coefficient du modèle.

T_s : Paramètre du modèle en kelvin.

Conductivité thermique :

$$k = \mu C_v \left(1.32 + 1.77 \frac{R}{C_v} \right) \tag{II.2}$$

Diffusivité thermique :

$$\alpha_h = \frac{k}{C_p} \tag{II.3}$$

II.1.2. Les équations gouvernantes

Les équations de Navier-Stokes pour un écoulement turbulent avec le modèle k-epsilon sont basées sur la conservation de la quantité de mouvement et de l'énergie cinétique turbulente. Voici les équations :

L'équation de conservation de la masse :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u) = 0 \quad (\text{II.4})$$

Equation de conservation de la quantité de mouvement :

$$\rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + v \cdot \nabla v \right) = -\nabla_p + \mu \nabla^2 v + \vec{f} \quad (\text{II.5})$$

Equation de conservation de l'énergie

$$\frac{\partial \rho_e}{\partial t} + \nabla \cdot (k \nabla T) + \rho f \cdot v + \frac{\partial (pv)}{\partial t} \quad (\text{II.6})$$

Ces équations sont accompagnées de conditions aux limites appropriées et sont souvent résolues numériquement pour obtenir les profils de vitesse et autres propriétés de l'écoulement turbulent.

II.1.3. Modèle de turbulence k-epsilon

Le modèle de turbulence k-epsilon (k- ϵ) est le modèle le plus couramment utilisés dans la dynamique des fluides pour modéliser les écoulements avec un flux entièrement turbulent. Il s'agit d'un modèle à deux équations qui donnent une description générale de la turbulence au moyen de deux équations de transport. La première variable est l'énergie cinétique turbulente (k). La deuxième variable est le taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente (ϵ). Le modèle k- ϵ se concentre sur les mécanismes qui affectent l'énergie cinétique turbulente.

Equation de conservation de la quantité de mouvement :

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \cdot \nabla u \right) = -\nabla_p + \mu \nabla^2 u + \rho g + \rho F_{turb} \quad (\text{II.7})$$

Equation de conservation de l'énergie cinétique turbulente :

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho k' u) = \nabla \cdot \left[\frac{\mu_t}{\sigma_k} \nabla k' \right] + \rho \epsilon - \rho \epsilon_k \quad (\text{II.8})$$

Equation de dissipation turbulente :

$$\frac{\partial (\rho \epsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \epsilon u) = \nabla \cdot \left[\frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \nabla \epsilon \right] + \frac{\rho \epsilon}{k'} \nabla \cdot (k \nabla u) - \rho \epsilon_k \quad (\text{II.9})$$

II.2. Procédure numérique

II.2.1. Création de la géométrie

La Figure II.3 représenté la géométrie a été faite par SOLIDWORKS et exportée en tant que fichier IGES vers ANSYS Fluent.

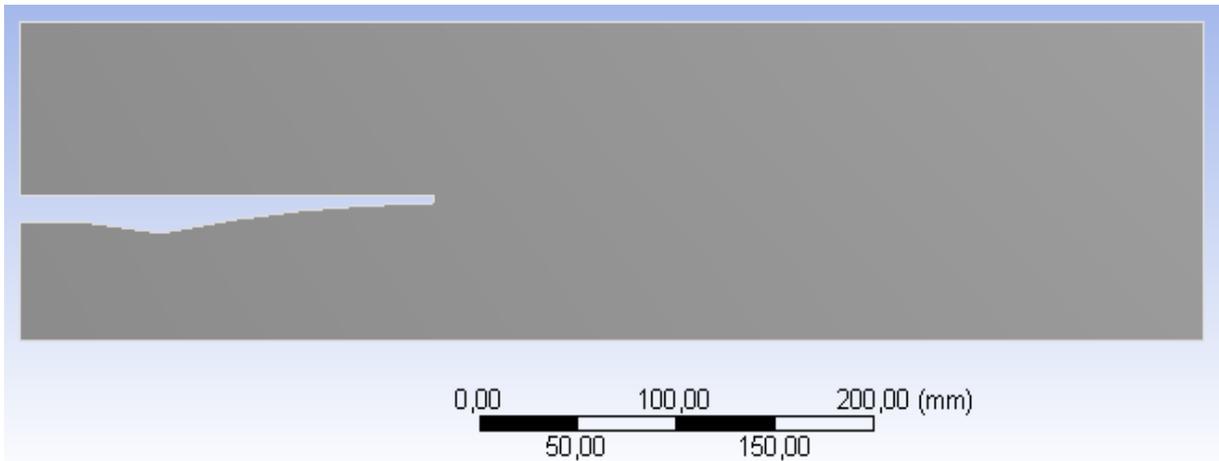


Figure II.3 : géométrie de fusée.

II.2.2. Génération de maillage

Nous nous intéressons à l'évolution de l'écoulement autour du profil, il faut donc rajouter un raffinement, ce qui permet d'ajouter de la précision au calcul. Plus le nombre de divisions est élevé, plus les temps de calculs sont considérables, nous avons donc dû faire une étude de maillage pour déterminer la valeur optimale (au sens précision/temps de calcul) de la longueur de volume de discrétisation.

- **Création de maillage :**

En double cliquant sur la fenêtre maillage on lance ANSYD Meshing, en suite on crée notre maillage. Le maillage est la phase la plus importante de la simulation numérique. Il est donc important de bien choisir un maillage qui s'adapte au mieux aux problèmes considérés.

Il y a plusieurs types et modèles de maillage, pour notre cas d'étude on va utiliser un maillage triangulaire.

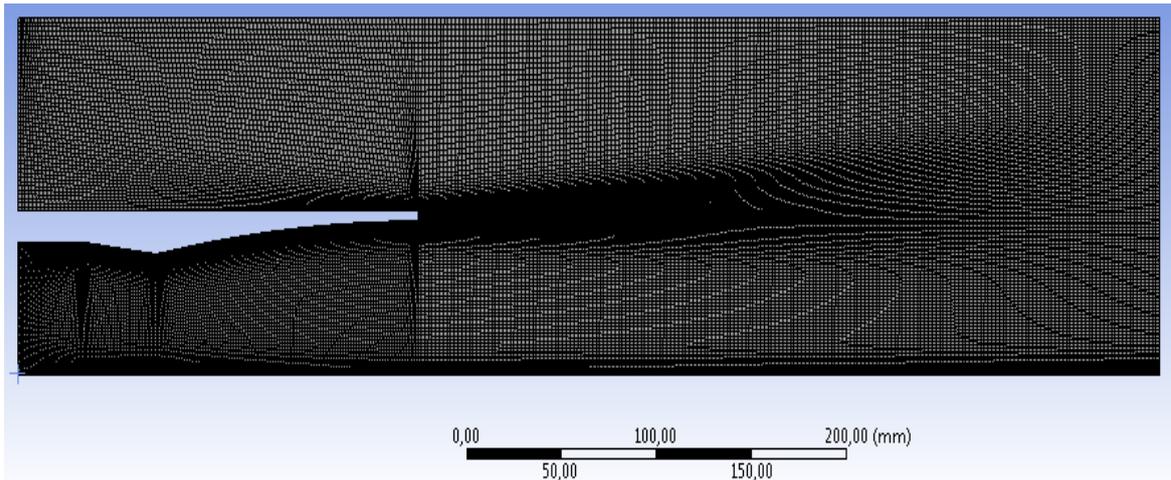


Figure II.4 : structure du maillage.

• **Statistique :**

Après avoir créé le maillage, nous obtenons ces statistiques

Nœuds : 40488

Eléments : 39890

• **Nomination des frontières :**

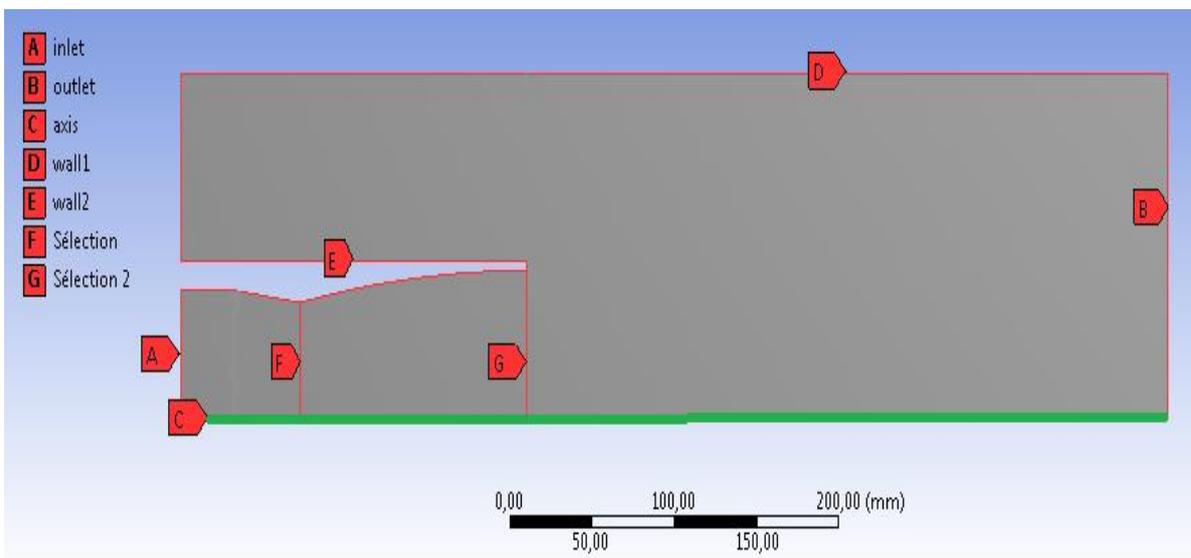


Figure II.5 : Nomination des frontières

- Le profil de type « inlet » : Considéré comme une entrée d'air.
- Le profil de type « outlet » : Considéré comme une sortie d'air.
- Le profil de type « axis » : Considéré comme un axe de symétrie.
- Le profil de type « wall 1 » : frontière de notre étude.
- Le profil de type « wall 2 » : Tuyère.

- Le profil de type « Sélection » : Ligne au col.
- Le profil de type « Sélection 2 » : Ligne de sortie.

II.2.3. Les modèles

La Figure II.6 représenté les modèles que nous avons utilisés dans notre simulation sont les suivantes :

- Le modèle énergie
- Le modèle viscosité k_epsilon.

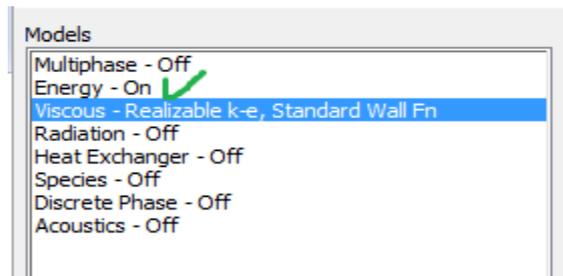


Figure II.6 : Les modèles utilisées.

II.2.4. Propriétés physiques

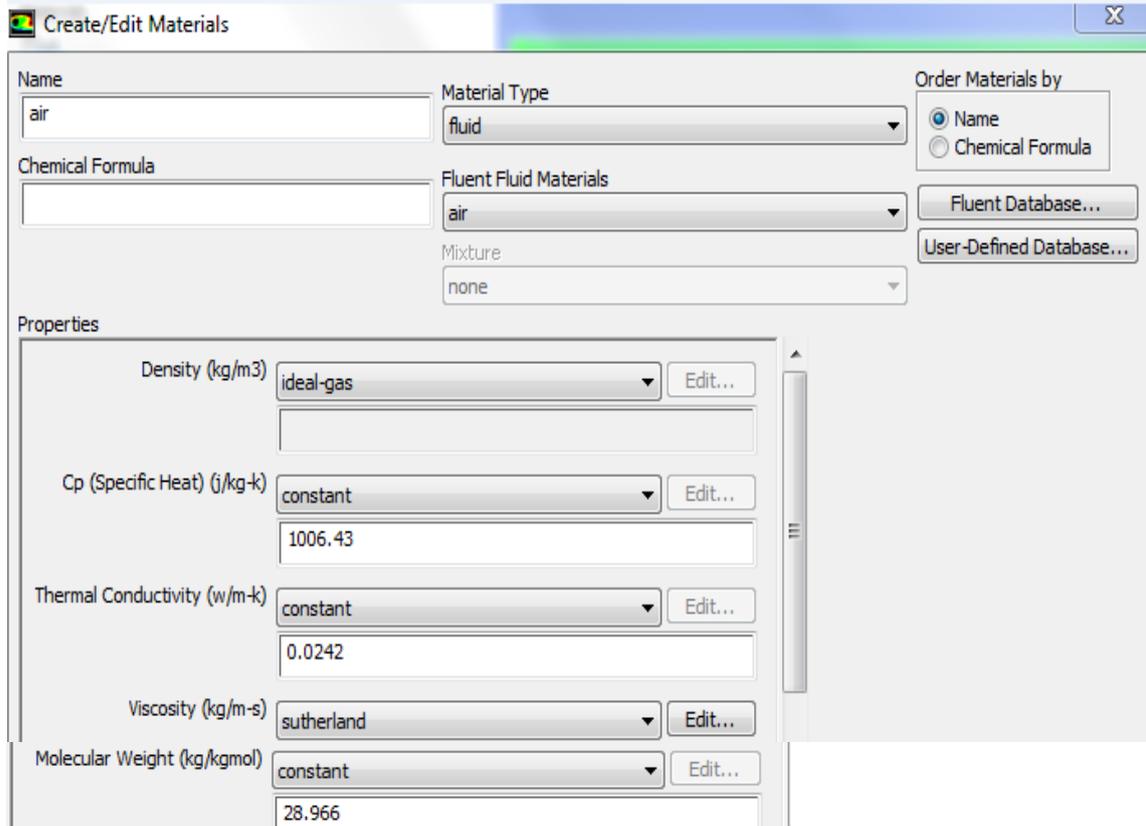


Figure II.7 : Propriétés physique du fluide

Conditions aux limites représentées dans (la Figure II.8, la Figure II.9, la Figure II.10, la Figure II.11):

- Le profil de type « inlet » : la pression varie de 2500000 Pa à 2499000 Pa et la température constante à 1500 k.

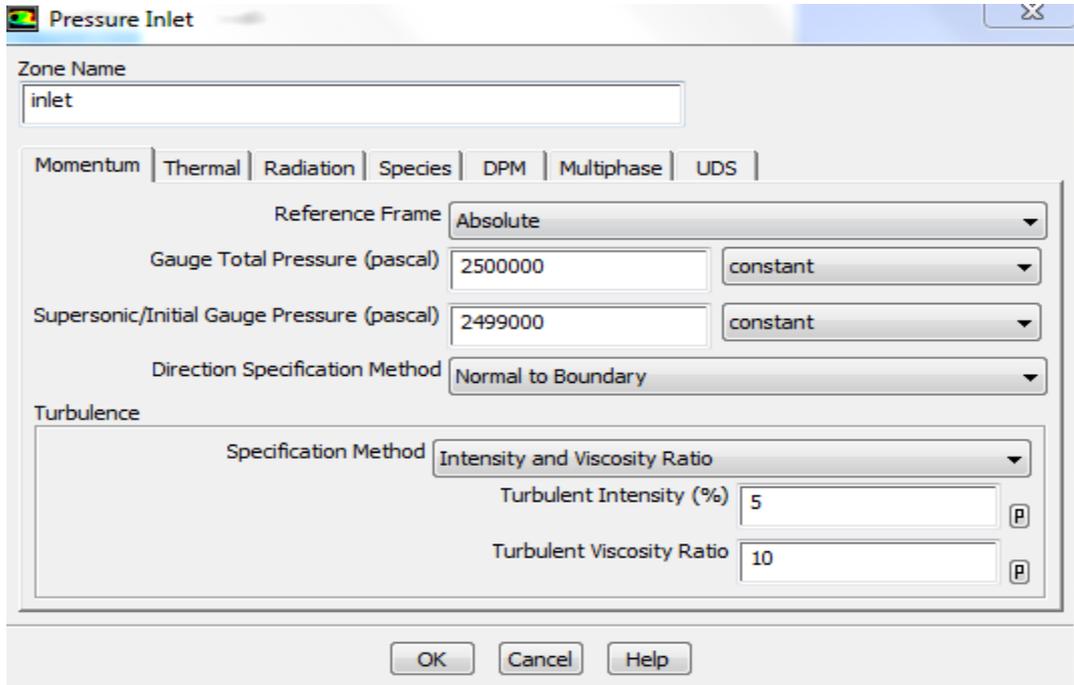


Figure II.8 : Pression d’entrée « inlet».

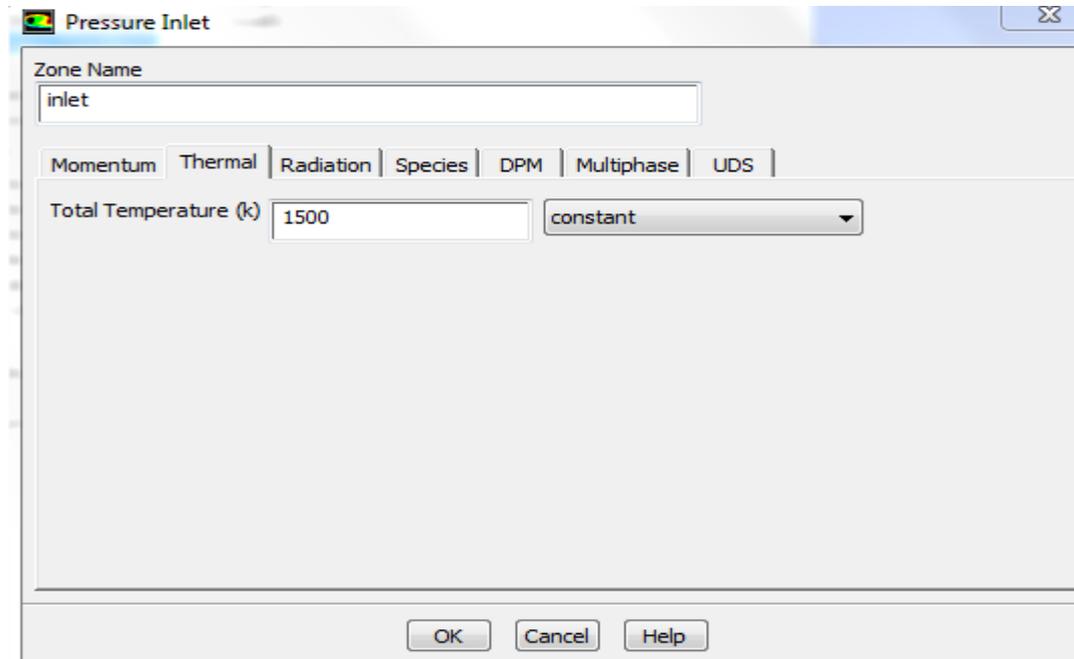


Figure II.9 : Température d’entrée« inlet».

- Le profil de type « outlet » : sortie d'air

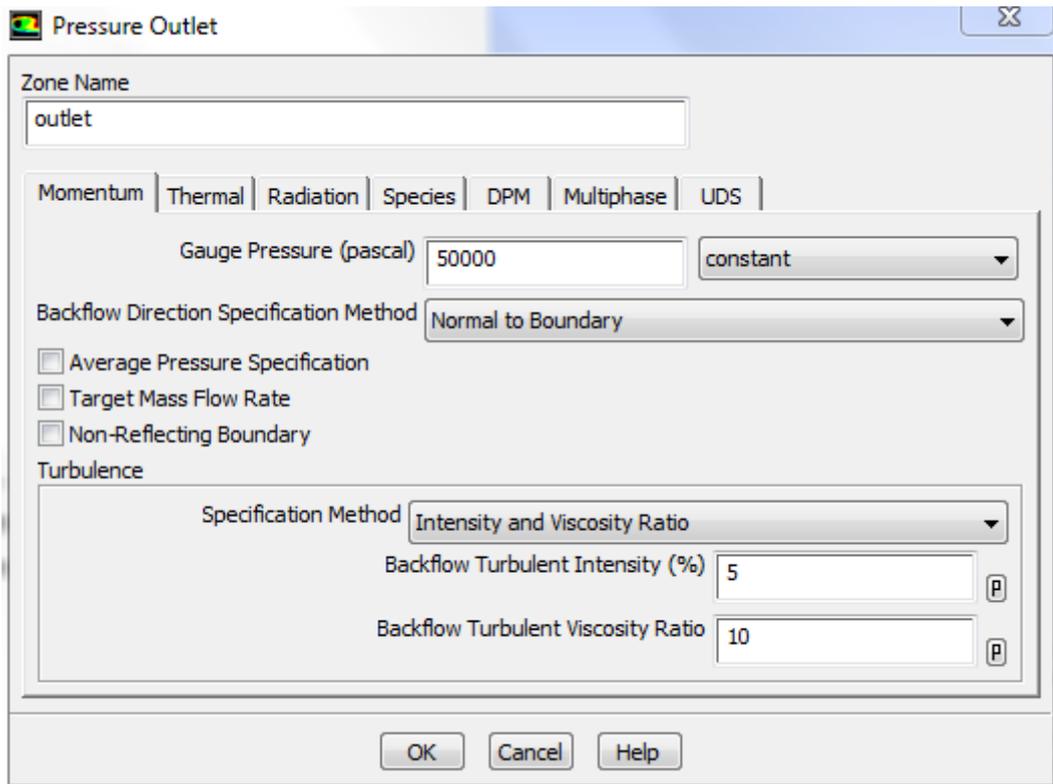


Figure II.10 : Pression de sortie « outlet».

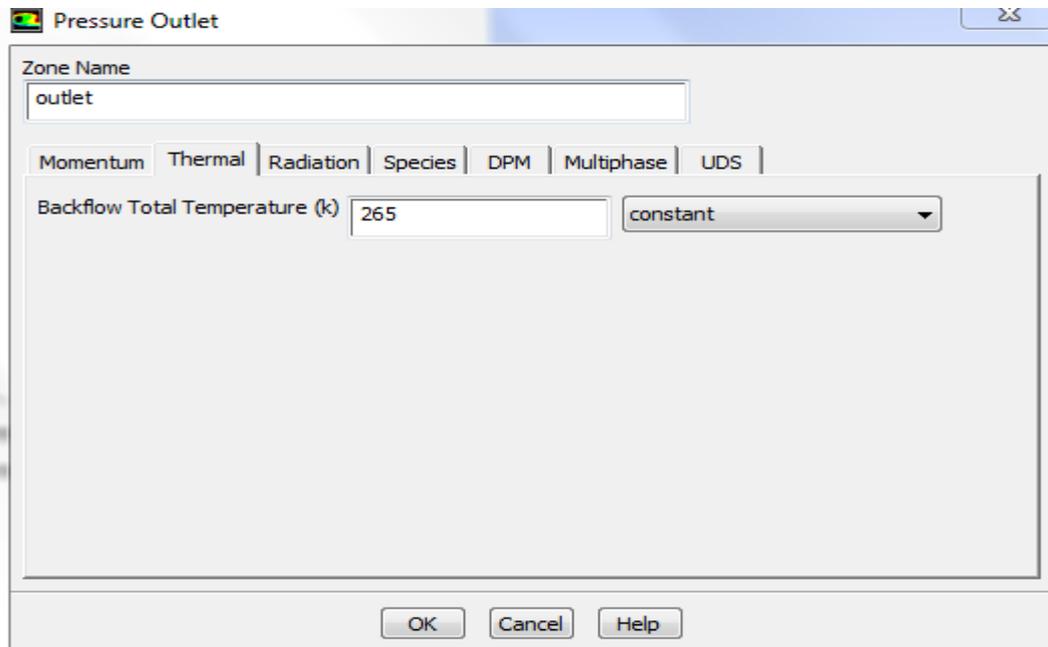


Figure II.11 : Température de sortie « Outlet ».

Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté notre travail. Ensuite on a cités les différentes étapes de la simulation numérique, tels que la génération de maillage utilisant ANSYS Meshing avec la mise en données utilisant le code calcul Fluent.

Chapitre III
Résultats et discussions

Introduction

Ce chapitre propose une analyse des écoulements dans les tuyères de moteurs fusées à partir de simulations numériques et de visualisations. Les tuyères transforment l'énergie chimique de la combustion en énergie cinétique des gaz éjectés à haute vitesse, générant la poussée.

L'étude porte sur l'évolution de paramètres clés le long des tuyères, tels que le nombre de Mach, la pression, la température et la vitesse. Ces grandeurs sont examinées à travers des distributions spatiales, des profils le long de l'axe de symétrie et des courbes à différentes positions. Les visualisations en codes de couleurs aident à comprendre les phénomènes complexes dans ces écoulements supersoniques et compressibles.

III.1. Evolution de nombre de mach

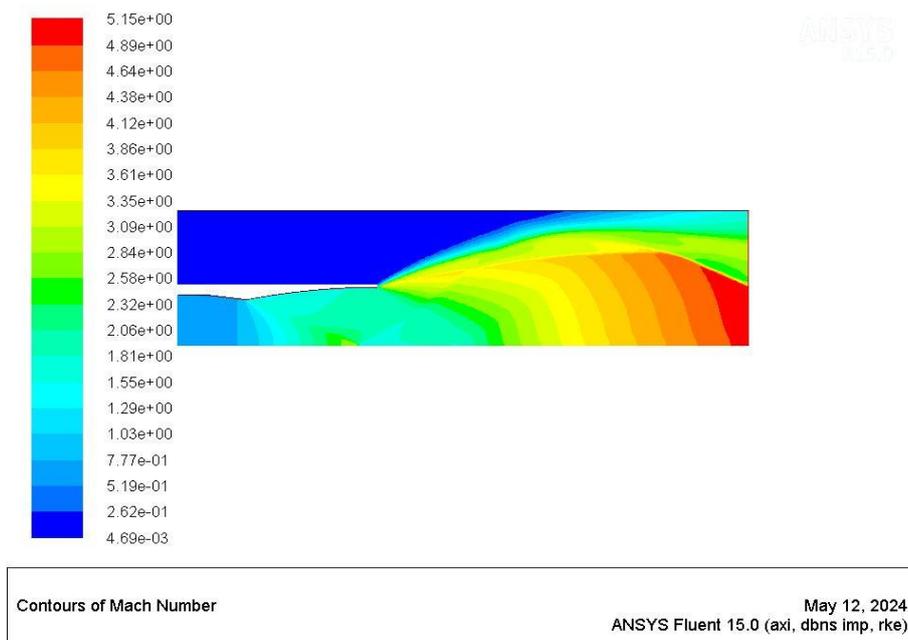


Figure III.1 : La distribution du nombre de mach.

Ce graphique représente la distribution du nombre de Mach dans tuyère ou un conduit convergent-divergent, celui d'une fusée. Les couleurs montrent les différentes valeurs du nombre de Mach, un nombre sans dimension important en aérodynamique et en propulsion qui représente le rapport entre la vitesse de l'écoulement et la vitesse du son dans le milieu concerné.

On peut observer une région bleue au centre où le nombre de Mach est relativement faible, correspondant probablement à la zone convergente de la tuyère où l'écoulement est

accélééré. Ensuite, on voit une région verte, jaune et rouge où le nombre de Mach augmente rapidement, ce qui indique une accélération supersonique de l'écoulement dans la partie divergente de la tuyère. Cette accélération à des vitesses supersoniques est cruciale pour générer la poussée dans les moteurs fusés.

Ce type de visualisation des distributions du nombre de Mach est utile pour analyser et optimiser l'écoulement dans les tuyères et autres composants aérodynamiques des systèmes de propulsion. Les gradients fournissent des informations précieuses sur le comportement de l'écoulement dans différentes régions du conduit.

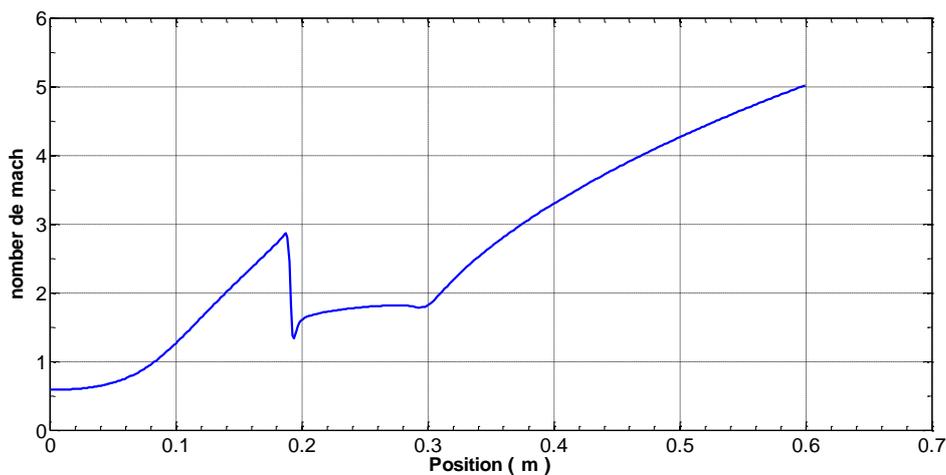


Figure III.2 : Evolution de nombre de mach sur l'axe de symétrie

La courbe représente la variation du nombre de Mach en fonction de la position sur l'axe de symétrie de la tuyère.

On observe que le nombre de Mach commence avec une valeur proche de 1 à la position 0 ou à l'entrée de la tuyère, ce qui correspond à un écoulement subsonique. Ensuite, la courbe présente un pic étroit où le nombre de Mach dépasse 1, indiquant une transition vers un écoulement supersonique dans cette région.

Après ce pic, le nombre de Mach augmente rapidement et de manière quasi-linéaire, atteignant des valeurs supérieures à 4, 5 à la fin du graphique. Cela signifie une accélération continue de l'écoulement à des vitesses largement supersoniques.

Ce type de variation du nombre de Mach le long de l'axe est caractéristique des tuyères de fusées, où le gaz est accéléré à des vitesses supersoniques pour générer une poussée. Le pic initial correspond probablement à la gorge de la tuyère, où l'écoulement passe du subsonique au supersonique, tandis que la montée ultérieure représente l'expansion et l'accélération du gaz dans la partie divergente de la tuyère.

Une telle représentation permet d'analyser et d'optimiser les profils de vitesse dans les systèmes de propulsion, afin d'obtenir une accélération efficace du flux à des vitesses d'éjection élevées pour maximiser la poussée.

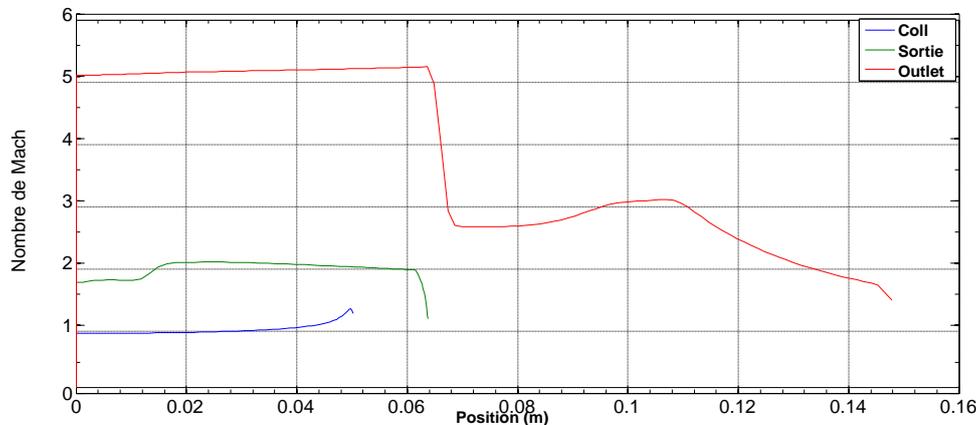


Figure III.3 : Evolution de nombre de mach à différentes positions dans une tuyère

Les trois courbes présentent les variations du nombre de Mach le long de l'axe y dans différentes positions de la tuyère. Les trois courbes représentent :

Courbe rouge (Outlet) : Cette courbe décrit le profil du nombre de Mach à la sortie de la tuyère. On observe une augmentation rapide du nombre de Mach jusqu'à des valeurs supérieures à 5, indiquant une forte accélération des gaz à des vitesses très supersoniques dans cette région divergente de la tuyère.

Courbe verte (Sortie) : Elle montre l'évolution du nombre de Mach proche de la sortie de la tuyère. Une première montée jusqu'à des valeurs légèrement supersoniques est suivie d'une chute, puis d'une nouvelle augmentation vers des vitesses supersoniques élevées à la sortie.

Courbe bleue (Col) : Cette courbe représente probablement le profil au col ou à la gorge de la tuyère. On observe une montée initiale jusqu'à un pic étroit où le nombre de Mach dépasse 1, caractéristique du passage de l'écoulement du subsonique au supersonique dans cette région critique.

Ces différents profils illustrent les variations complexes de la vitesse de l'écoulement le long de la tuyère, avec une accélération progressive du subsonique au supersonique dans la zone convergente, suivie d'une expansion et accélération supplémentaire dans la partie divergente pour atteindre les vitesses d'éjection élevées recherchées.

L'optimisation de ces profils de vitesse est cruciale pour maximiser les performances de la tuyère et la poussée générée par le moteur-fusée. L'analyse de telles données permet

d'ajuster la géométrie interne pour obtenir les conditions d'écoulement souhaitées à chaque position.

III.2. Evolution de la pression

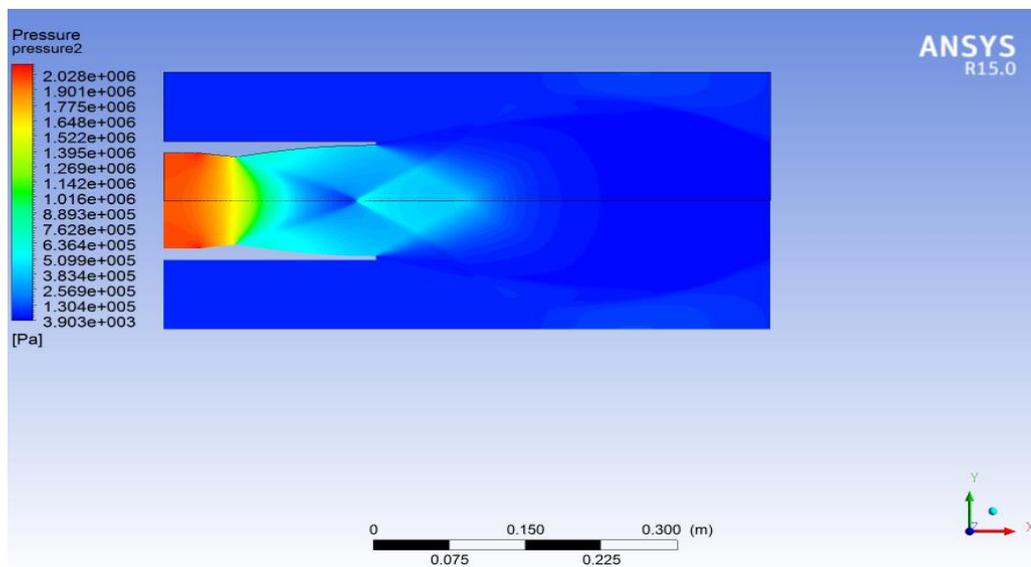


Figure III.4 : La distribution de la pression.

Cette figure représente la distribution de la pression à l'intérieur d'une tuyère de fusée, issue d'une simulation numérique. Les couleurs codent les différentes valeurs de pression, avec le bleu foncé indiquant les pressions les plus élevées et le rouge/jaune les pressions plus faibles.

On observe une région de pression très élevée, supérieure à 2 MPa , à l'entrée de la tuyère (à gauche). Cette haute pression est typique des conditions de combustion dans la chambre avant la détente des gaz dans la tuyère.

Ensuite, la pression diminue progressivement le long de la tuyère, avec une zone de transition rapide des pressions élevées aux pressions plus basses, représentée par le dégradé de couleurs de bleu à vert. Cette chute de pression est le résultat de l'expansion et de l'accélération supersonique des gaz dans la section divergente de la tuyère.

À la sortie de la tuyère (à droite), on atteint des pressions beaucoup plus faibles, de l'ordre de quelques milliers de pascals, correspondant à la poussée générée par l'éjection des gaz à très haute vitesse dans le vide.

Cette visualisation de la distribution de pression est essentielle pour comprendre et optimiser les écoulements dans les moteurs fusées, en s'assurant d'une détente appropriée des gaz chauds lors de la chambre de combustion pour maximiser la vitesse d'éjection et la poussée générée.

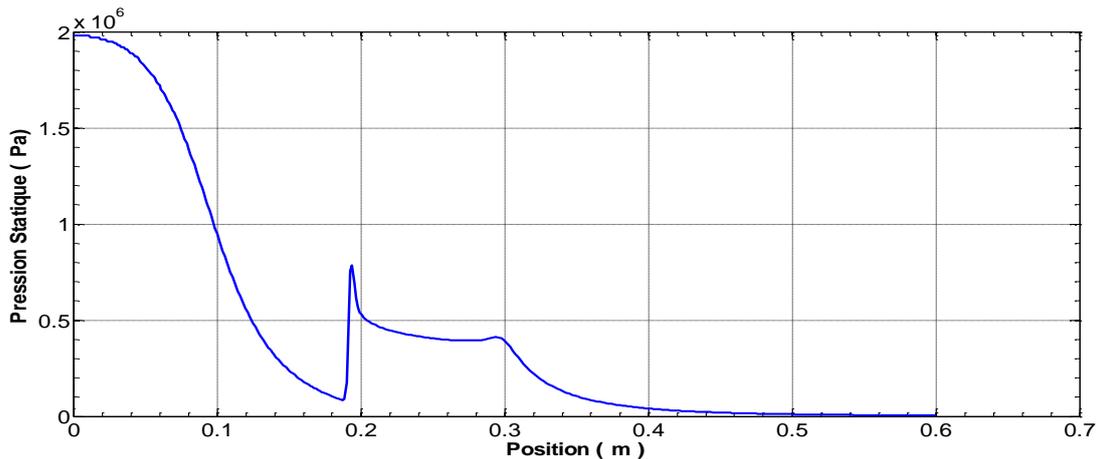


Figure III.5 : Evolution de la pression à l'axe de la tuyère.

La figure **III.5** représente la variation de la pression statique le long de l'axe de symétrie dans une tuyère de moteur-fusée. L'axe des abscisses indique la position le long de la tuyère, tandis que l'axe des ordonnées correspond à la pression statique.

On peut observer plusieurs régions caractéristiques :

- Une décroissance initiale très rapide de la pression à partir de valeurs extrêmement élevées (supérieures à $1,8 MP_a$), correspondant probablement à la pression de combustion dans la chambre.
- Un léger ralentissement de la chute de pression, qui pourrait être associé à la gorge ou au col de la tuyère où l'écoulement passe du subsonique au supersonique.
- Une nouvelle diminution abrupte de la pression, représentant l'expansion et l'accélération supersonique des gaz dans la partie divergente de la tuyère.
- Une région où la pression se stabilise à des valeurs très faibles (inférieures à $0,2 MP_a$), caractéristique des conditions d'éjection des gaz dans le vide à la sortie de la tuyère.

Ce profil de pression décroissante est typique du fonctionnement des tuyères de fusée, où les gaz chauds à haute pression subissent une détente supersonique pour être accélérés et éjectés à grande vitesse, générant ainsi la poussée.

L'optimisation de ce profil de pression, en ajustant la géométrie de la tuyère, est cruciale pour maximiser les performances du moteur et la poussée générée.

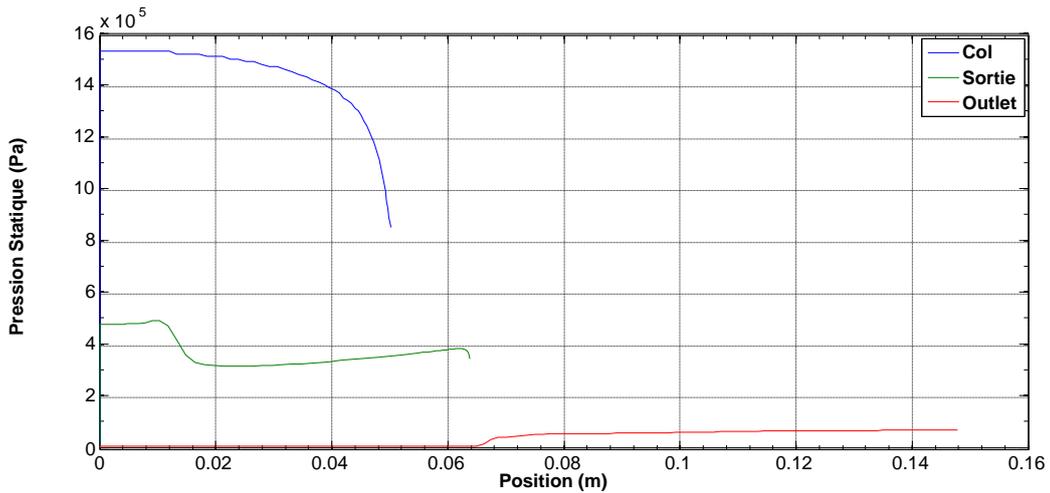


Figure III.6 : Evolution de la pression à différentes positions dans une tuyère

La figure III.6 représente la variation de la pression statique le long de l'axe d'un moteur-fusée.

La courbe bleue correspond à la région du col où les gaz atteignent des pressions très élevées, de l'ordre de $1.5 MP_a$ (15 bars), en raison de la petite section à cet endroit.

La courbe verte illustre la chute rapide de pression dans la tuyère divergente (sortie) où les gaz se détendent et accélèrent pour produire la poussée.

La courbe rouge montre qu'en aval de la tuyère (outlet), la pression retombe à la pression ambiante d'environ $100 KP_a$ (1 bar).

Cette répartition des pressions est typique du fonctionnement d'un moteur-fusée et permet d'obtenir une poussée maximale en convertissant efficacement l'enthalpie (pression élevée) des gaz à l'entrée en énergie cinétique à la sortie.

III.3. Evolution de la température

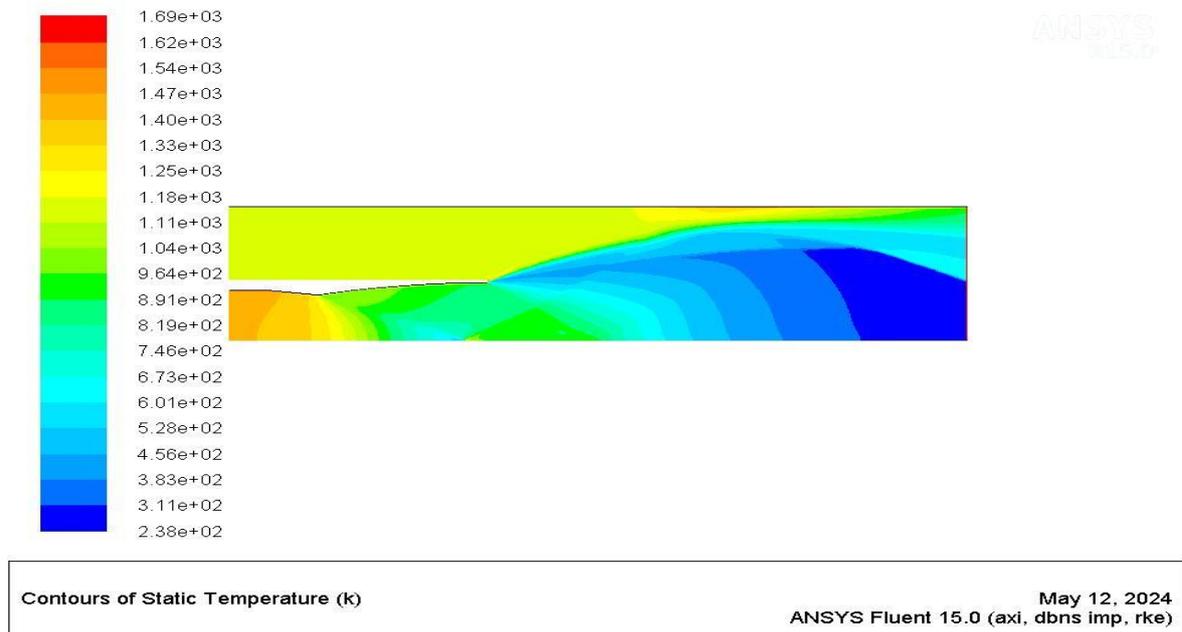


Figure III.7 : La distribution de la température

La figure ci-dessus représente un graphique de contours de température statique dans une tuyère de fusée. Les couleurs chaudes comme le rouge et le jaune indiquent les températures les plus élevées, tandis que les couleurs froides comme le bleu foncé représentent les températures les plus basses.

On peut observer un motif caractéristique avec des températures élevées au centre de la tuyère, où se produit la combustion des gaz propulsifs. Les températures diminuent progressivement vers les parois de la tuyère, comme indiqué par les nuances de couleurs passant du rouge/jaune au vert, bleu clair et finalement bleu foncé.

Ce type de distribution de température est typique du flux de gaz chauds à haute vitesse s'échappant par la tuyère lors du fonctionnement d'un moteur-fusée. Une conception optimale de la tuyère vise à maximiser la poussée tout en minimisant les contraintes thermiques sur les parois. Ce graphique fournit des informations précieuses pour l'analyse et l'optimisation du design de la tuyère.

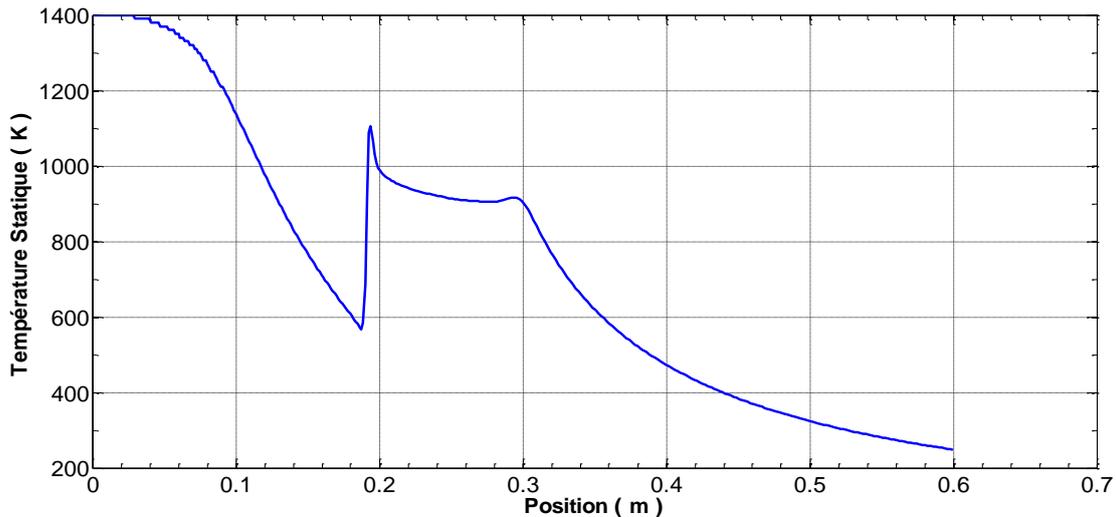


Figure III.8 : Evolution de température à l'axe de la tuyère

Ce diagramme représente la variation de la température statique le long de l'axe de symétrie dans la tuyère d'une fusée. Sur l'axe horizontal, nous avons la position axiale dans la tuyère, mesurée en mètres à partir de l'entrée. L'axe vertical indique la température statique correspondante en Kelvin.

Nous observons une diminution rapide de la température près de l'entrée de la tuyère, où se produit la combustion à très haute température des gaz propulsifs. Ensuite, la température décroît de manière plus graduelle le long de la tuyère à mesure que les gaz se détendent et accélèrent.

La figure **III.8** présente deux régions distinctes:

- Une chute abrupte de température juste après l'entrée, probablement due à un processus de refroidissement intense comme une injection pariétale de film liquide.
- Une décroissance plus lente et régulière sur le reste de la longueur, caractéristique de la détente supersonique des gaz chauds.

Ce profil de température axial est essentiel pour comprendre les charges thermiques subies par la tuyère et optimiser son refroidissement et sa conception aérodynamique afin de maximiser les performances de la fusée. Une analyse approfondie de ces données permet d'améliorer l'efficacité et la durabilité des moteurs fusées.

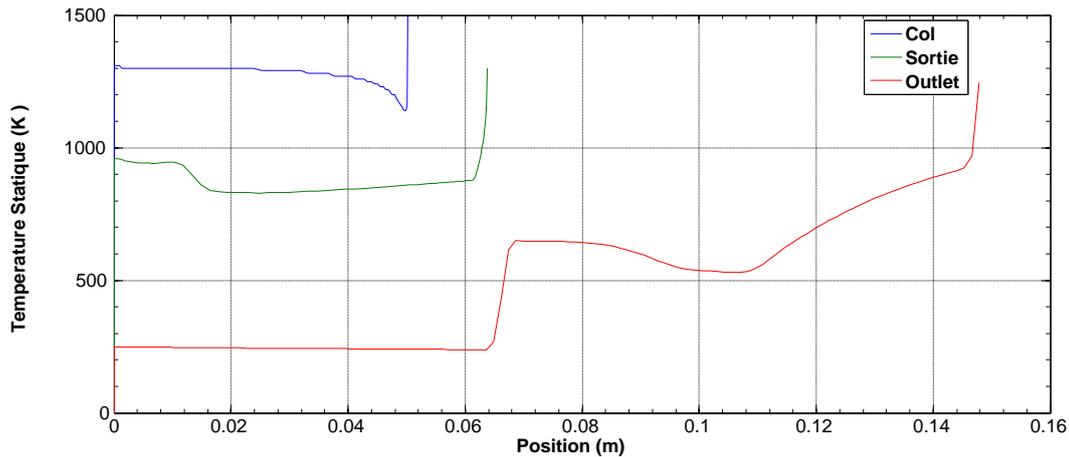


Figure III.9 : Evolution de la température dans une tuyère

Ce diagramme illustre les profils de température le long de la tuyère d'un moteur-fusée pour trois régions différentes : le Cole (courbe bleue), la sortie (courbe verte) et la tuyère proprement dite jusqu'à la sortie (courbe rouge).

On peut observer les caractéristiques suivantes :

Cole (bleu) : La température démarre très élevée, probablement due à la proximité avec la chambre de combustion. Elle chute rapidement sur une courte distance, ce qui suggère un refroidissement intensif de cette zone critique.

Sortie (vert) : Un pic de température assez prononcé est visible près de la sortie de la tuyère. Ceci est probablement lié au recompression et au réchauffement des gaz propulsifs lors de leur détente supersonique dans cette région.

Tuyère (rouge) : Après la chute initiale depuis la chambre, la température décroît progressivement le long de la tuyère, reflétant l'expansion et le refroidissement continu des gaz chauds accélérés. Une légère remontée est observable avant la sortie, en accord avec le pic de la courbe verte.

Ces profils thermiques distincts dans les différentes sections de la tuyère sont essentiels pour concevoir efficacement les systèmes de refroidissement et optimiser les matériaux et géométries utilisés, assurant ainsi une durée de vie et des performances maximales au moteur-fusée.

III.4. Evolution de la vitesse

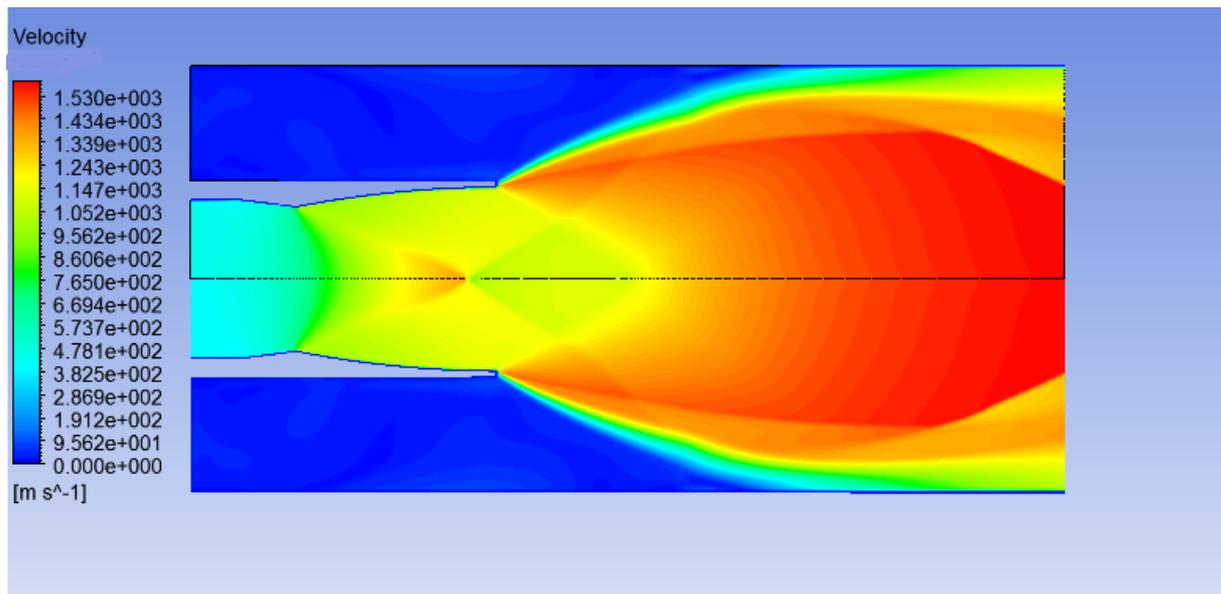


Figure III.10 : La distribution de la vitesse.

Cette figure représente la distribution de la vitesse (probablement la pression dynamique liée au carré de la vitesse) à l'intérieur d'une tuyère de fusée. Les couleurs chaudes comme le rouge et l'orange indiquent les régions de vitesses élevées, tandis que les couleurs froides comme le bleu foncé correspondent aux faibles vitesses.

On observe un motif caractéristique avec des vitesses relativement faibles près des parois de la tuyère en raison des effets de frottement visqueux. Les gaz accélèrent au centre de l'écoulement à mesure qu'ils se détendent et se réchauffent dans la section divergente de la tuyère. Cela crée une région annulaire de très hautes vitesses, représentée par les couleurs rouge/orange vif.

Cette distribution de vitesse est typique des écoulements supersoniques dans les tuyères aérospatiaux. Une conception optimale vise à maximiser les vitesses au centre de l'écoulement tout en minimisant les pertes par frottement aux parois afin d'obtenir une poussée maximale.

Des phénomènes complexes comme les ondes de choc et les couches limites turbulentes influencent grandement ces profils de vitesse. Une analyse approfondie de ces résultats numériques ou expérimentaux est cruciale pour améliorer les performances et l'efficacité des moteurs fusées.

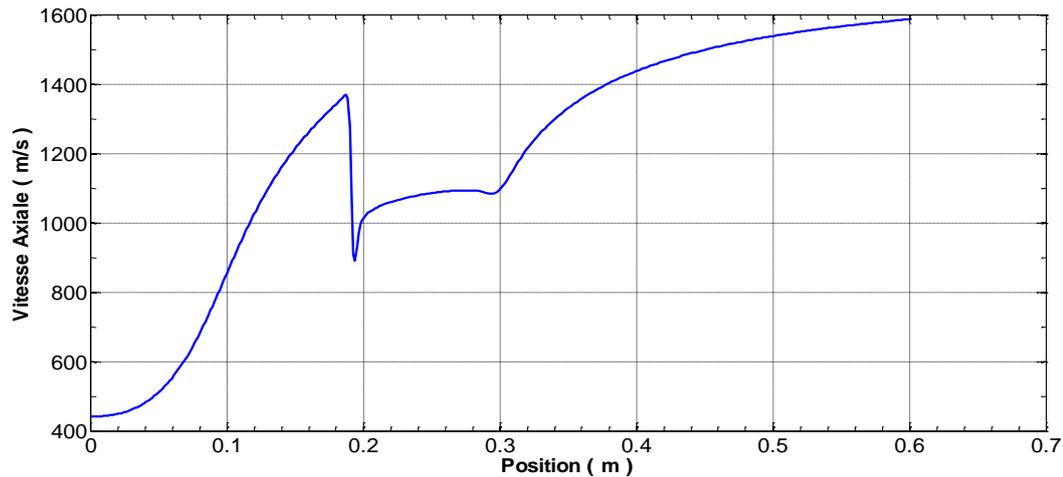


Figure III.11 : Evolution de la vitesse à l'axe de symétrie de la tuyère

Ce diagramme représente la variation de la vitesse axiale le long de l'axe central d'une tuyère de fusée. L'axe horizontal indique la position axiale dans la tuyère en mètres, tandis que l'axe vertical représente la vitesse axiale correspondante en m/s.

On peut observer les caractéristiques suivantes:

- Proche de l'entrée de la tuyère (à gauche), la vitesse est relativement faible, typiquement dans la gamme subsonique ou transsonique.
- Il y a ensuite une augmentation très rapide de la vitesse sur une courte distance axiale. Ceci correspond au passage du régime subsonique au régime supersonique, probablement à travers une série d'ondes de choc dans la région de la gorge de la tuyère.
- Une fois en régime supersonique établi, la vitesse continue d'augmenter de manière plus graduelle le long de la partie divergente de la tuyère, à mesure que les gaz se détendent et accélèrent.
- Vers la sortie de la tuyère (à droite), on observe une légère inflexion avec un taux d'accroissement de vitesse réduit, suggérant une légère recompression des gaz près de l'éjection.

Ce profil de vitesse axiale est typique du fonctionnement d'une tuyère de fusée supersonique. Il illustre les différents régimes d'écoulement rencontrés et souligne l'importance de la géométrie de la tuyère pour obtenir des hautes vitesses d'éjection et une poussée maximale.

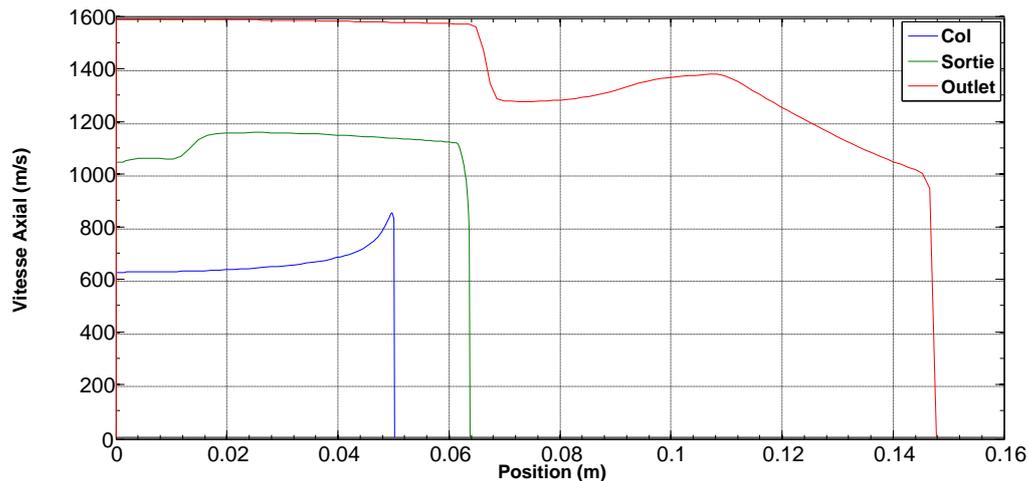


Figure III.12 : Evolution de la vitesse dans la tuyère.

Le diagramme illustre bien les variations de vitesse des gaz dans les différentes sections d'une tuyère de moteur-fusée. Permettez-moi d'analyser les principales caractéristiques observées :

- La courbe bleue ("Col") représente le col où se produit la combustion. On voit qu'à cet endroit, la vitesse augmente très rapidement, passant d'environ 0 à plus de 800 m/s en quelques centimètres seulement. C'est ici que l'énergie chimique est libérée et convertie en énergie cinétique.
- La courbe verte ("Sortie") correspond à la sortie de la tuyère. On constate que la vitesse continue d'augmenter de façon plus modérée jusqu'à atteindre un maximum d'environ 1350 m/s à la sortie. C'est cette vitesse supersonique élevée qui produit la poussée du moteur.
- La courbe rouge ("Outlet") représente la vitesse à la sortie de la tuyère d'éjection. On note une légère diminution par rapport au pic à la sortie de tuyère, probablement due aux pertes par frottement dans cette section.

En résumé, ce diagramme illustre bien l'accélération rapide des gaz brûlés dans la chambre, suivie d'une accélération plus progressive le long de la tuyère jusqu'à atteindre des vitesses supersoniques élevées à la sortie, produisant ainsi la poussée désirée du moteur-fusée.

III.5. Evolution du profil de vitesse

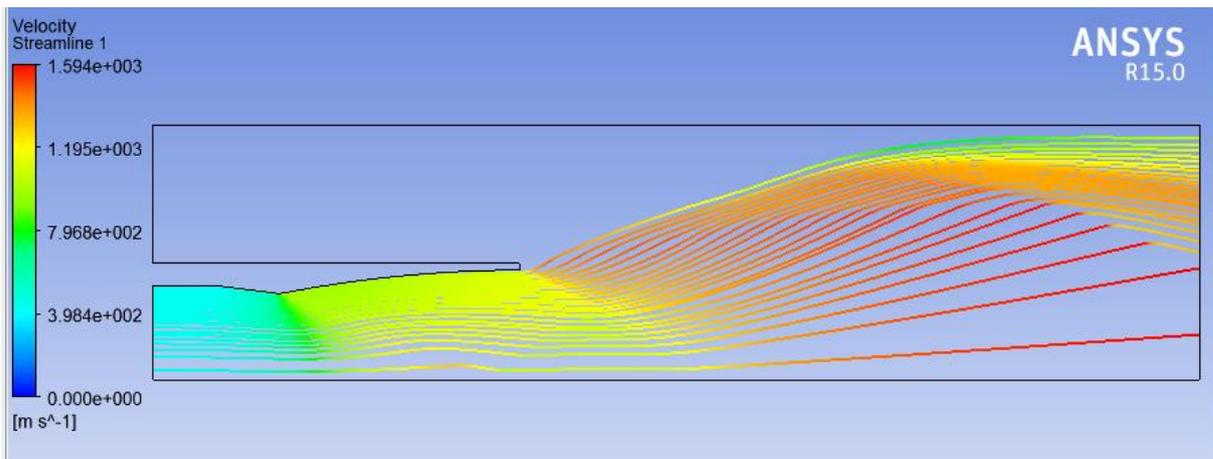


Figure III.13 : Le profil de vitesse.

Cette figure représente une simulation numérique du profil de vitesse des gaz dans une tuyère de moteur-fusée. Les couleurs indiquent les différentes gammes de vitesse, allant du bleu foncé pour les vitesses les plus basses jusqu'au rouge vif pour les vitesses les plus élevées.

On peut clairement distinguer les différentes zones caractéristiques d'une tuyère :

- La chambre de combustion (partie de gauche) où les gaz sont initialement au repos (bleu foncé) avant d'être fortement accélérés lors de la combustion (transitions jaune/orange).
- La tuyère convergente où les gaz sont comprimés et accélérés de façon supersonique (zone verte).
- La tuyère divergente ou détente où les gaz poursuivent leur accélération en se détendant jusqu'à atteindre des vitesses maximales typiquement supérieures à 3000 m/s (zone rouge).
- À la sortie de la tuyère, on observe une légère décélération attendue due aux effets de bord à l'éjection.

Ce type de visualisation par simulation CFD (mécanique des fluides numérique) permet d'optimiser les profils de tuyère afin de maximiser les performances de poussée tout en minimisant les pertes aérodynamiques. C'est un outil essentiel dans la conception des moteurs fusés modernes.

Conclusion

En conclusion, ce chapitre a fourni une analyse détaillée des écoulements supersonique dans les tuyères de moteurs fusées à l'aide de simulations numériques avancées. Les visualisations des distributions de nombre de Mach, pression, température et vitesse ont permis de mettre en évidence les caractéristiques clés de ces écoulements supersoniques et hautement compressibles.

Ces résultats sont essentiels pour optimiser la conception des tuyères, en ajustant leur géométrie interne afin de maximiser l'accélération des gaz propulsifs et la poussée générée, tout en minimisant les pertes aérodynamiques et les contraintes thermiques. Une compréhension approfondie de ces phénomènes complexes est cruciale pour améliorer les performances et la durabilité des moteurs fusées modernes.

Conclusion Générale

Conclusion Générale

Ce mémoire a examiné en profondeur les principes fondamentaux et l'analyse numérique des moteurs de fusées, en mettant particulièrement l'accent sur les tuyères. Après une recherche bibliographique exhaustive, les concepts théoriques clés ont été présentés, couvrant les différents types de moteurs, les mécanismes de combustion, et les équations régissant la propulsion.

Un examen approfondi de la tuyère de Laval a permis de comprendre son rôle essentiel dans l'accélération des gaz propulsifs jusqu'à des vitesses supersoniques élevées, générant ainsi la poussée nécessaire. Les diverses configurations possibles, telles que les tuyères coniques, à détente centrale, annulaires et de type bouchon, ont été étudiées.

Pour compléter l'analyse théorique, des simulations numériques avancées ont été réalisées à l'aide du logiciel ANSYS Fluent. Ces simulations ont permis de visualiser et d'étudier en détail les distributions spatiales des paramètres clés dans la tuyère, tels que le nombre de Mach, la pression, la température et la vitesse. Des profils le long de l'axe de symétrie et à différentes positions ont été générés, fournissant des informations précieuses sur le comportement des écoulements supersoniques et compressibles.

Les résultats numériques ont révélé des caractéristiques distinctives, notamment l'accélération rapide des gaz dans la section convergente, suivie d'une détente et d'une accélération continue dans la partie divergente jusqu'à atteindre des vitesses d'éjection élevées. Les visualisations ont également mis en évidence les zones critiques de températures et de pressions élevées, soulignant l'importance d'une conception optimale de la tuyère pour maximiser les performances.

En conclusion, cette étude a démontré l'importance cruciale de la compréhension approfondie des phénomènes complexes se produisant dans les tuyères de moteurs fusées. Les analyses théoriques et numériques présentées dans ce mémoire constituent une base solide pour le développement futur de systèmes de propulsion plus performants, plus fiables et plus durables. Cela ouvre de nouvelles perspectives pour l'exploration spatiale et les applications aérospatiales, en contribuant à des avancées technologiques significatives dans le domaine.

Références bibliographiques

Références bibliographiques

- [1] N.A.a.S.A. (NASA). (2020) .*NASAG lenn Research Center* [Online]. Available: www.nasa.gov.
- [2] G.P. Sutton *History of liquid propellant rocket engines*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [3] G.P. Sutton and O .Biblarz, *Rocket propulsion elements*. John Wiley & Sons, 2016.
- [4] A.M.Liparov, "Historical survey of solid-propellant rocket development in Russia, " *Journal of propulsion and power*, vol.19, no.6, pp.1067-1088, 2003.
- [5] A .Davenas, "Development of modern solid propellants, " *Journal of propulsion and power*, vol.19, no.6, pp.1108-1128, 2003.
- [6] T.Svitek, "Solar sailas OTV (Solar sail concept study-Phase II Report), "in *AIAA, SAE, and ASME, Joint Propulsion Conference, 19th, Seattle, WA*, 1983, vol.27, no.29.
- [7] Chiaverini, Martin. "Review of solid-fuel regression rate behavior in classical and non-classical hybrid rocket motors". In: *Progress in Astronautics and Aeronautics* 218(2007), p.37.
- [8] Marquardt, Timohty and Majdalani, Joseph. "A Primer on Classical Regression Rate Modeling in Hybrid Rockets". In: *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*.2020, p.3758.
- [9] Sutton, George P and Biblarz, Oscar. *Rocket propulsion elements*. Eng. 9th. New York:Wiley, 2016.ISBN:1118753658.
- [10] Lazzarin, M, Barato, F, Bettella, A, and Pavarin, D. "Computational fluid dynamics simulation of regression rate in hybrid rockets". In: *Journal of Propulsion and Power* 29. 6 (2013), pp.1445–1452.
- [11] IMEKRAZ LAMIA. et MEDJIOUA HANANE. Etude thermodynamique de propergol liquide pour l'application spatiale. Mémoire. Université de Blida -1-. 2016.
- [12] BENSSAAD Malika, BOUAROUR Hakim et BOUDJEMA Kaissa. Etude et simulation d'un écoulement compressible dans une tuyère de Lavale. Mémoire. Université MOULOUD MAMMRI TIZI-OUZOU.2021.
- [13] ABDELLAH Hadjadj. Analyse physique et simulation numérique des écoulements compressibles application aux tuyères de propulseurs. Thèse. Université de Rouen. 1997.
- [14] Sutherland, W. (1893). LII. La viscosité des gaz et la force moléculaire. The London,

Références bibliographiques

Edinburgh et Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science, 36 (223), 507-531.

Simulation numérique d'un écoulement dans la tuyère d'une fusée.

Résumé

Simulation numérique d'un écoulement dans la tuyère d'une fusée.

Le travail réalisé dans ce mémoire explore les moteurs de fusées à travers une recherche bibliographique et des simulations numériques. Il examine les principes fondamentaux des moteurs à propergol liquide et solide, ainsi que la théorie des tuyères de Laval. L'accent est mis sur la combustion dans les moteurs hybrides et l'analyse des phénomènes de transfert de chaleur. Les simulations numériques en mécanique des fluides numériques (CFD) analysent l'écoulement dans une tuyère typique, en visualisant les distributions du nombre de Mach, de la pression, de la température et de la vitesse le long de la tuyère. Les profils axiaux révèlent les régions subsoniques, supersoniques et les ondes de choc. L'objectif est d'optimiser la conception des tuyères pour maximiser la poussée en accélérant efficacement les gaz propulsifs à des vitesses supersoniques élevées. Les simulations aident à comprendre les phénomènes complexes et les compromis nécessaires pour atteindre des performances optimales.

Mots clés : Moteur de fusée (1), Propulsion spatial (2), Tuyère(3), Simulation numérique (4), Nombre de mach (5), Ecoulement axisymétrique (6).

Abstract

Numerical simulation of a flow in a rocket nozzle.

The aim of this thesis is to delve into rocket engines through bibliographical research and numerical simulations. It examines the fundamentals of liquid and solid propellant engines, as well as Laval nozzle theory. Emphasis is placed on combustion in hybrid engines and the analysis of heat transfer phenomena. Numerical Computational Fluid Dynamics (CFD) simulations analyze the flow in a typical nozzle, visualizing Mach number, pressure, temperature and velocity distributions along the nozzle. Axial profiles reveal subsonic, supersonic and shock wave regions. The aim is to optimize nozzle design to maximize thrust by efficiently accelerating propellant gases to high supersonic speeds. Simulations help to understand the complex phenomena and trade-offs required to achieve optimum performance.

Keywords: Rocket engine (1), Space propulsion (2), Nozzle (3), Numerical simulation (4), Mach number (5), Axisymmetric flow (6).