



RÉPUBLIQUE ALGÉRIENNE DÉMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE
AIN TĒMOUCHENT UNIVERSITY BELHADJ BOUCHAIB



Faculté des Sciences et de la Technologie
Département de Génie Mécanique

MEMOIRE DE MASTER

Filière : Génie Mécanique

Spécialité : Énergétique

THÈME

SIMULATION NUMÉRIQUE D'UN MOTEUR FUSÉE

Étudié par :

- Tinago Cleopatra Tariro
- Mukahanana Ashley Tadiwa

Devant le jury composé de :

Pr. A.BOUNIF	UAT.B.B (Ain Témouchent)	Président
Pr. T.NEHARI	UAT.B.B (Ain Témouchent)	Examineur
Pr. F.BOUAFIA	UAT.B.B (Ain Témouchent)	Encadreur

ANNEE 2022/2023



RÉSUMÉ



RÉSUMÉ

La simulation des performances d'un moteur-fusée est essentielle pour la conception, le développement et l'optimisation des systèmes de propulsion pour l'exploration spatiale. Ce résumé donne un aperçu des méthodologies utilisées pour simuler la combustion dans un moteur fusée à ergol liquide utilisant du méthane et de l'air, en se concentrant sur la mécanique des fluides numérique (CFD, computational fluid dynamics,) et les techniques de modélisation numérique dans le logiciel Ansys Fluent. Un maillage d'une géométrie 2D montrant la chambre de combustion, les injecteurs de propergol et la tuyère est généré à l'aide d'Ansys Workbench pour capturer la dynamique de la combustion, l'écoulement des fluides et la thermodynamique à l'intérieur du moteur. Le processus de simulation commence par la formulation des équations gouvernantes qui décrivent l'écoulement des fluides, la combustion et le transfert de chaleur dans le moteur. Ansys Fluent est utilisé pour résoudre ces équations qui comprennent les équations de Navier-Stokes, les équations énergétiques et la cinétique des réactions chimiques. En outre, des modèles spécialisés sont utilisés pour tenir compte de la turbulence, les modèles k- ϵ et de combustion non prémélangée, ce qui améliore la précision et la fiabilité des simulations. Ansys Fluent fournit des informations détaillées sur le champ d'écoulement à l'intérieur du moteur-fusée. Des paramètres tels que la pression, la température, la vitesse, la densité et le nombre de Mach sont visualisés et analysés pour comprendre le comportement des propergols et des gaz de combustion. Les courbes de la pression, température, densité et du nombre de Mach sont tracés en fonction de la position. Cette analyse révèle la séparation des flux, la variation de la température et de la pression. Les résultats obtenus à partir de la simulation peuvent guider l'affinement de la conception du moteur et contribuer à assurer son fonctionnement sûr et efficace.

Mots-clés : Système de propulsion, Moteur fusée à ergol liquide, Tuyère convergente-divergente, Simulation numérique, ANSYS Fluent, Combustion, Variation des paramètres.

ABSTRACT

Simulation of a rocket engine performance is essential for designing, developing, and optimizing propulsion systems for space exploration. This abstract provides an overview of methodologies used in simulating combustion in a liquid rocket engine using methane and air, focusing on computational fluid dynamics (CFD) and numerical modeling techniques in software Ansys Fluent. A mesh of a 2D geometry showing combustion chamber, propellant injectors, and nozzle is generated using Ansys Workbench to capture the dynamics of combustion, fluid flow, and thermodynamics within the engine. The simulation process begins with formulating governing equations that describe fluid flow, combustion, and heat transfer within the engine. Ansys Fluent is used to solve these equations which include the Navier-Stokes equations, energy equations, and chemical reaction kinetics. Additionally, specialized models are employed to account for turbulence, k- ϵ and non-premixed combustion model, enhancing the accuracy and reliability of the simulations. Ansys Fluent provides detailed information about the flow field within the rocket engine. Parameters such as pressure, temperature, velocity, density and Mach number are visualized and analyzed to understand the behavior of the propellants and combustion gases. Pressure, temperature, density and Mach number graphs are plotted against position. This analysis reveals flow separation, variation of temperature and pressure. The results obtained from the simulation can guide the refinement of the engine design and help ensure its safe and efficient operation.

Keywords: Propulsion system, Liquid rocket engine, Convergent-Divergent nozzle, Numerical simulation, ANSYS Fluent, Combustion, Parameter variation.

ملخص

تعد محاكاة أداء محرك الصواريخ أمرًا ضروريًا لتصميم وتطوير وتحسين أنظمة الدفع لاستكشاف الفضاء. يقدم هذا الملخص نظرة عامة على المنهجيات المستخدمة لمحاكاة الاحتراق في محرك صاروخي يعمل بالوقود السائل باستخدام الميثان والهواء ، مع التركيز على ديناميكيات السوائل الحسابية (CFD) وتقنيات النمذجة الرقمية في برنامج Ansys Fluent. يتم إنشاء شبكة هندسية ثنائية الأبعاد تُظهر غرفة الاحتراق وحقن الوقود والفوهة باستخدام Ansys Workbench لالتقاط ديناميكيات الاحتراق وتدفق السوائل والديناميكا الحرارية داخل المحرك. تبدأ عملية المحاكاة بصياغة المعادلات الحاكمة التي تصف تدفق السوائل والاحتراق وانتقال الحرارة في المحرك. يستخدم Ansys Fluent لحل هذه المعادلات التي تشمل معادلات Navier-Stokes ومعادلات الطاقة وحركية التفاعل الكيميائي. بالإضافة إلى ذلك ، تُستخدم النماذج المتخصصة لحساب الاضطرابات ، ونمذجة الاحتراق غير المختلط مسبقًا ، مما يحسن دقة وموثوقية عمليات المحاكاة. يوفر Ansys Fluent معلومات مفصلة حول مجال التدفق داخل محرك الصاروخ. تم تصور وتحليل المعلمات مثل الضغط ودرجة الحرارة والسرعة والكثافة ورقم الماك لفهم سلوك الدوافع وغازات الاحتراق. يتم رسم الرسوم البيانية للضغط ودرجة الحرارة والكثافة ورقم الماك مقابل الموضع. يكشف هذا التحليل عن فصل التدفقات وتغير درجة الحرارة والضغط. النتائج التي تم الحصول عليها من المحاكاة يمكن أن توجه صقل تصميم المحرك وتساعد على ضمان تشغيله الآمن والفعال.

الكلمات المفتاحية: نظام الدفع ، محرك صاروخي يعمل بالوقود السائل ، فوهة متقاربة متباعدة ، محاكاة عددية ، ANSYS Fluent ، احتراق ، تباين المعلمات.

REMERCIEMENTS

Avant tout nous remercions Dieu le tout puissant.

*En premier lieu, nous tenons à remercier notre encadreur, **Pr. F.Bouafia**, pour avoir proposé un sujet aussi intéressant, ses conseils exceptionnels et son mentorat.*

*Nous sommes également reconnaissants à **Pr. A.Bounif** pour son temps et son expertise dans l'évaluation de notre recherche.*

*Nous remercions **Allam Bachir** pour son temps et son aide.*

Nous remercions le personnel et les professeurs du département de génie mécanique d'Université Ain Témouchent Belhadj Bouchaib. Ils ont grandement contribué à notre mémoire grâce à leur volonté de partager leurs connaissances et leur expertise dans leurs domaines respectifs.

Nous tenons à remercier les membres de jury qui nous ont fait l'honneur de présider et d'examiner ce modeste travail.

De le part de :

Tinago Cleopatra T & Mukahanana Ashley T

DÉDICACES



Je dédie ce modeste mémoire :

À ma famille

Qui a été une source constante d'amour, de soutien et d'encouragement. J'apprécie sincèrement leurs innombrables sacrifices, leurs conseils et leur confiance en moi.

À mes amies

Pour leur soutien moral tout au long de la préparation de ce mémoire.

Tinago Cleopatra T & Mukahanana Ashley T

SOMMAIRE

RÉSUMÉ	ii
REMERCIEMENTS	v
DÉDICACES	vi
LISTE DES FIGURES	x
LISTE DES TABLEAUX	xi
NOMENCLATURE	xii
INTRODUCTION GÉNÉRALE	xv
CHAPITRE 1 GÉNÉRALITÉS SUR LES FUSÉES	1
1.1 INTRODUCTION.....	2
1.1.1 Définitions.....	2
1.1.2 Composants d'une fusée.....	2
1.1.3 Classification.....	3
1.2 ÉTAGEMENT.....	4
1.3 MOTEUR FUSÉE CHIMIQUE.....	6
1.3.1 MOTEUR À PROPERGOL SOLIDE.....	6
1.3.2 MOTEUR À ERGOLS LIQUIDES	8
1.3.2.1 Le système d'alimentation	9
1.3.2.2 Système d'injection.....	13
1.3.3 SYSTÈME DE PROPULSION HYBRIDE.....	15
1.4 MOTEUR FUSÉE NON-CHIMIQUE.....	16
1.4.1 SOLAIRE THERMIQUE.....	16
1.4.2 FUSÉE ÉLECTRIQUE	17
1.4.3 NUCLÉAIRE	20
1.5 TUYÈRE DE MOTEUR FUSÉE.....	21
CHAPITRE 2 LES ÉQUATIONS FONDAMENTALES	23
2.1 INTRODUCTION.....	24
2.2 LA THERMODYNAMIQUE	25
2.3 TRANSFORMATION ISENTROPIQUE.....	27

2.4 ÉCOULEMENT ISENTROPIQUE D'UN GAZ PARFAIT	28
2.4.1 La vitesse de son	28
2.4.2 Le nombre de Mach.....	29
2.4.3 État générateur.....	30
2.4.4 Rapport des sections.....	33
2.5 L'AÉRODYNAMIQUE DES FUSÉES	36
2.6 ÉQUATION DE POUSSÉE DE LA FUSÉE	37
2.6.1 La force de Poussée.....	37
2.6.2 Vitesse d'échappement.....	38
2.7 LES PARAMÈTRES DES PERFORMANCES	39
2.7.1 Coefficient de poussée.....	39
2.7.2 Vitesse caractéristique	39
2.7.3 Coefficient de décharge.....	39
2.7.4 L'impulsion totale.....	40
2.7.5 L'impulsion spécifique	40
2.7.6 La consommation spécifique de propergol	41
2.7.7 Rapport de masse	41
2.7.8 Rapport impulsion-poids	41
2.8 ÉQUATION DE LA FUSÉE DE TSIOLKOVSKI	42
CHAPITRE 3 SIMULATION NUMÉRIQUE ET L'ANALYSE DES RÉSULTATS	45
3.1 INTRODUCTION.....	46
3.2 LE LOGICIEL : ANSYS FLUENT	47
3.3 APPLICATION D'ANSYS FLUENT.....	48
3.3.1 Création de la géométrie :	48
3.3.2 Maillage de la geometrie	49
Types des éléments de maillage	49
Classification des maillages	50
3.3.3 Configuration de la simulation.....	51
3.3.3.1 Les principes de modélisation de la turbulence.....	52
3.3.4 L'itération de la solution.....	53

3.4 SIMULATION DE MOTEUR FUSÉE	54
3.4.1 La géométrie.....	55
3.4.2 Le maillage.....	56
3.4.3 Configuration de la physique	57
3.4.4 Conditions aux limites.....	58
3.4.5 L'initialisation et l'itération de la solution	60
3.5 RÉSULTATS ET DISCUSSION	60
3.5.1 Le graphe des résiduelles	60
3.5.2 Les contours	62
3.5.3 Evolution des paramètres de l'écoulement au niveau de l'axe	66
3.5.3.1 Effet de Température	67
3.5.3.2 L'effet de pression	72
3.6 CONCLUSION	78
CONCLUSION GÉNÉRALE	79
BIBLIOGRAPHIE	81

LISTE DES FIGURES

Figure 1-1: composants d'une fusée.....	2
Figure 1-2: étages en série.....	4
Figure 1-3: étages en parallèle	5
Figure 1-4 :Lanceur SLS de NASA (en série) et le lanceur Starship de SPACEX (en parallèle)	5
Figure 1-5: La moteur fusée	6
Figure 1-6: Moteur à propergol solide	6
Figure 1-7: Bloc à combustion frontale.....	7
Figure 1-8: Bloc à combustion interne	7
Figure 1-9: Configurations de blocs: (a) star (neutral), (b) multi perforated, (c) dog bone, (d) wagon wheel, (e) three conical port, and (f) double anchor	7
Figure 1-10: système d'alimentation par pressurisation	10
Figure 1-11: Cycle à générateur de gaz.....	11
Figure 1-12: Cycle à combustion étagée	12
Figure 1-13: Cycle à extension.....	12
Figure 1-14: Système de propulsion hybrid ¹	15
Figure 1-15: Configurations de blocs.....	16
Figure 1-16: Moteur fusée solaire	16
Figure 1-17: Moteur à résistance électrique	17
Figure 1-18: Moteur à arc électrique.....	18
Figure 1-19: Moteur fusée ionique.....	19
Figure 1-20: Moteur fusée électromagnétique	19
Figure 1-21: Moteur fusée nucléaire	20
Figure 1-22: Diagramme d'une tuyère de Laval, montrant la vitesse d'écoulement (v) augmentant dans le sens de l'écoulement, avec des diminutions de température (t) et de pression (p). Le nombre de Mach (M) augmente de subsonique, à sonique au col, à supersonique	21
Figure 1-23: Types de tuyère.....	22
Figure 2-1: Volume de contrôle d'un moteur fusée.....	25
Figure 2-2: Sections de la tuyère.....	33
Figure 2-3: forces sur une fusée	36
Figure 2-4: lois de Newton.....	37
Figure 2-5: Courbe de poussée en fonction de temps	40
Figure 2-6: Diagramme des forces dans un plan bidimensionnel pour un moteur de fusée	42
Figure 3-1: Menu principal de Ansys Workbench New Designer Modeler geometry	48
Figure 3-2: Type d'élément bidimensionnels, 2D.	49
Figure 3-3 : Type d'élément tridimensionnels, 3D.....	50
Figure 3-4: Les trois types de maillage ; maillage structuré, maillage non structuré et maillage hybridé respectivement.	51
Figure 3-5: Comparaisons des modèles de turbulence.....	53

Figure 3-6 : Les calculs de la simulation en régime transitoire et stationnaire respectivement.....	54
Figure 3-7: profil du moteur fusée	56
Figure 3-8: maillage du moteur fusée	56
Figure 3-9: Les modelés utilisés.....	57
Figure 3-10: conditions aux limites.....	58
Figure 3-11: Le nombre et la taille du pas de temps	60
Figure 3-12: Le graphe des résidus de simulation.....	61
Figure 3-13: contour de la pression statique	62
Figure 3-14 : le contour de température	63
Figure 3-15: le contour de nombre de Mach	64
Figure 3-16: le contour de masse volumique	65
Figure 3-17: le contour de rayonnement	66
Figure 3-18: Variation de la température statique	67
Figure 3-19: variation de la pression statique	68
Figure 3-20: Variation de masse volumique.....	69
Figure 3-21: Variation de nombre de Mach.....	70
Figure 3-22: Variation de rayonnement.....	71
Figure 3-23: Variation de température statique	72
Figure 3-24: Variation de la pression statique	73
Figure 3-25: Variation de la masse volumique.....	74
Figure 3-26: Variation de nombre de Mach.....	75
Figure 3-27: Variation de rayonnement.....	76

LISTE DES TABLEAUX

Table 1-1 : Récapitulatif des principaux injecteurs de moteur fusée (1/2).....	13
Table 1-2 : Récapitulatif des principaux injecteurs de moteur fusée (2/2).....	14
Table 3-1: Les dimensions du moteur fusée	55
Table 3-2: tableau de conditions aux limites	59
Table 3-3: variation de température à l'entrée de propergols.....	67
Table 3-4: Variation de pression initiale.....	72
Table 3-5 : Résultats de la simulation Fluent	77

NOMENCLATURE

Liste des symboles

a	vitesse de son [m/s] / l'accélération [m/s²]
a[*]	vitesse du son critique [m/s]
a₀	vitesse de stagnation du son [m/s]
A	section de la tuyère [m²]
A[*]	section de la tuyère ou M=1 [m²]
A_e	section de sortie [m²]
C[*]	vitesse caractéristique [m/s]
C_d	coefficient de décharge
C_F	coefficient de poussée
C_P	chaleur spécifique à pression constante [J/kg.K]
C_V	chaleur spécifique à volume constante [J/kg.K]
F	force de la poussée [N]
G	accélération de la gravité [m/s²]
h₀	enthalpie de stagnation [J]
H	enthalpie [J]
I_{sp}	impulsion spécifique [s]
I_t	impulsion totale [N.s]
E_C	énergie cinétique [J]
m	la masse [kg]
m_f	masse initiale de fusée [kg]
m₀	masse finale de fusée [kg]
m_p	masse utile de propergol [kg]
ṁ	débit massique [kg/s]
M	nombre de Mach
P	pression de l'écoulement [Pa]
E_P	énergie potentielle [J]
P_a	pression ambiante [Pa]
P_e	pression d'échappement [Pa]

P_o	pression de stagnation [Pa]
P[*]	pression à l'état critique [Pa]
Q	chaleur [J]
R	constante du gaz [J/kg.K]
S	Entropie [J/K]
t	temps [s]
T	température de l'écoulement [K]
T_o	température de stagnation [K]
T[*]	température à l'état critique [K]
U	énergie interne [J]
u	vitesse de vol [m/s]
V	vitesse de l'écoulement [m/s]
V_{eff}	vitesse effective [m/s]
V_e	vitesse d'échappement [m/s]
V_o	vitesse initiale [m/s]
W	le travail [J]/ le poids [N]

Lettres grecs

ε	taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulent
γ	rapport des chaleurs spécifiques
ρ	masse volumique de stagnation [kg/m³]
ρ_o	masse volumique de référence [kg/m³]
ρ[*]	masse volumique à l'état critique [kg/m³]
θ	angle d'inclinaison [deg]
Δ	variation finie

Indices

f	état final
o	état initial /état de stagnation
eff	effective
*	état critique
a	ambiante
e	échappement
rev	réversible

Abréviations

CFD	Computational Fluid Dynamics
RM	Rapport de masse
CAO	conception assistée par ordinateur



INTRODUCTION GÉNÉRALE



INTRODUCTION GÉNÉRALE

Starship, la plus grande et la plus puissante fusée jamais construite, a décollé pour la première fois depuis le Texas le Jeudi 20 Avril 2023, pour un premier vol test de ce véhicule développé par SpaceX pour transporter des personnes vers Mars. Elle a explosé en vol quelques minutes plus tard, alors qu'il attendait la séparation des étages, mais cela reste une réussite. ^[1]

Depuis les premiers jours de la découverte et de l'expérimentation, les fusées ont évolué, passant de simples dispositifs à poudre à de gigantesques véhicules capables de voyager dans l'espace. Les fusées ont ouvert l'univers à l'exploration directe par l'humanité. Aujourd'hui, les fusées sont responsables du déploiement de satellites de télécommunication et d'internet, ainsi que d'astronautes et de stations spatiales. Au-delà de l'orbite terrestre, elles sont utilisées pour envoyer des missions d'exploration robotique vers chaque planète du système solaire. Elles sont également essentielles dans les applications militaires. Sans les fusées, nous ne pourrions pas utiliser nos téléphones portables, obtenir les prévisions météorologiques, naviguer avec le système de positionnement mondial (GPS, Global Positioning System) ou explorer notre système solaire. ^[2]

Un moteur-fusée produit une poussée par réaction à l'échappement de gaz à grande vitesse. La poussée est générée sur la base de la troisième loi du mouvement de Newton. Les moteurs fusées fonctionnent entièrement avec les propulsifs transportés à l'intérieur du véhicule ; ainsi, une fusée peut voler dans le vide de l'espace. La propulsion des fusées peut être largement classée en fonction du type de source d'énergie (chimique, solaire, électrique ou nucléaire). Les seules qui ont été utilisées avec succès au cours des dernières décennies sont les fusées chimiques et les propulseurs à propulsion électrique. Les fusées chimiques sont les plus courantes, créant généralement un échappement de gaz à grande vitesse par la combustion de carburant avec un oxydant. Le carburant stocké peut être un simple gaz sous pression ou un carburant liquide unique qui se dissocie en présence d'un catalyseur (monergol), deux liquides qui s'enflamment spontanément au contact (ergols hypergoliques), deux liquides qui doivent être allumés pour réagir, une combinaison solide de carburant avec un oxydant (propergol solide) ou un carburant solide avec un oxydant liquide ou gazeux (système de propulsion hybride). ^[3]

Les systèmes de propulsion fournissent des forces à un véhicule de vol et le font accélérer (ou parfois décélérer), surmonter les forces de traînée ou changer de direction de vol ^[4]. Les performances d'une fusée sont mesurées par quelques variables importantes. Les performances d'une fusée désignent l'évaluation et l'analyse des capacités d'une fusée, y compris sa capacité à atteindre des objectifs spécifiques tels que l'atteinte d'une orbite souhaitée ou la livraison de charges utiles dans l'espace. Cela implique l'évaluation de divers paramètres et facteurs qui influencent les performances de la fusée, tels que la poussée, l'impulsion spécifique et le rapport masse.

Un moteur-fusée est une machine très complexe et sa conception nécessite un processus de recherche et d'optimisation très long pour atteindre son plus haut potentiel. Par exemple, le moteur Vulcain pour la fusée Ariane 5 a nécessité près de dix ans de recherche et développement. Chaque mécanisme est essentiel au bon fonctionnement d'un moteur-fusée. Ces dernières années, de plus en plus de travaux de recherche sont réalisés par simulation numérique, car c'est un excellent outil de conception utilisé dans de nombreux domaines de l'ingénierie ^[5]. La simulation numérique de la combustion est essentielle pour une meilleure compréhension de la physique complexe impliquée dans l'écoulement réactif du moteur-fusée et contribue à réduire les coûts de développement de ces moteurs.

La mécanique des fluides numérique (CFD, Computational Fluid Dynamics) est une simulation et une analyse réalisées à l'aide d'un logiciel de conception assistée par ordinateur (CAO) pour étudier l'écoulement de liquides ou de gaz dans ou autour d'un objet ^[6]. La CFD était autrefois le domaine des spécialistes avec des années de formation et d'expérience dans le domaine. Cependant, les avancées récentes ont permis aux concepteurs et aux ingénieurs d'effectuer leurs propres simulations CFD sans l'aide d'experts. De plus, les simulations qui prenaient autrefois des heures à calculer peuvent maintenant être réalisées en quelques minutes ou quelques secondes.

Ce mémoire concerne la simulation numérique du processus de combustion dans un moteur-fusée à ergol liquide. La recherche a été réalisée en utilisant le logiciel ANSYS Fluent. ANSYS Fluent offre une interface moderne conviviale qui facilite le processus de CFD de la préparation au post-traitement, dans un flux de travail à fenêtre unique. ^[7]

Notre étude est structurée comme suit : le premier chapitre décrit une présentation générale des fusées et de leur construction. Le deuxième chapitre présente les équations fondamentales. Le troisième chapitre est consacré à la simulation numérique utilisant le logiciel ANSYS Fluent que nous avons décrit en détail, et nous présentons les différents contours des paramètres thermodynamiques importants. Finalement on a passé à la discussion des résultats numériques. On a terminé notre travail par une conclusion générale.



CHAPITRE 1

GÉNÉRALITÉS SUR LES FUSÉES



1.1 INTRODUCTION

1.1.1 Définitions

Dans le langage courant, le terme « fusée » désigne un véhicule spatial propulsé par un moteur à réaction de grande puissance. En réalité, il est plus exact d'utiliser le mot « lanceur ». L'engin est en effet destiné à « lancer » une charge (satellite, sonde spatiale, vaisseau habité) au-delà de l'atmosphère terrestre.^[8]

La propulsion est l'action de fournir une poussée à un corps pour qu'il se déplace dans l'espace environnant. Les fusées se propulsent en utilisant le principe : « Action = réaction ». C'est la troisième loi de Newton, principe selon lequel à toute action correspond une réaction égale et de direction opposée.^[9]

Le moteur-fusée éjecte de la matière (du gaz) vers l'arrière, ce qui transmet par réaction une poussée au véhicule, de force égale et de direction opposée, donc vers l'avant. L'énergie provient de la combustion d'un carburant avec un comburant, l'énergie peut également être fournie par le rayonnement solaire et par réaction nucléaire.

Cette combustion est très exothermique (elle dégage énormément de chaleur) et les gaz produits s'échappent, puis passent par une tuyère qui permet d'accroître leur vitesse. L'expulsion de ces gaz à grande vitesse génère une poussée sur la fusée.^[8]

1.1.2 Composants d'une fusée

Pour la conception et l'analyse, les ingénieurs regroupent les pièces qui ont la même fonction en systèmes. Une fusée comporte quatre systèmes principaux : le système de propulsion, le système de charge utile, le système de guidage et le système structurel.^[10]

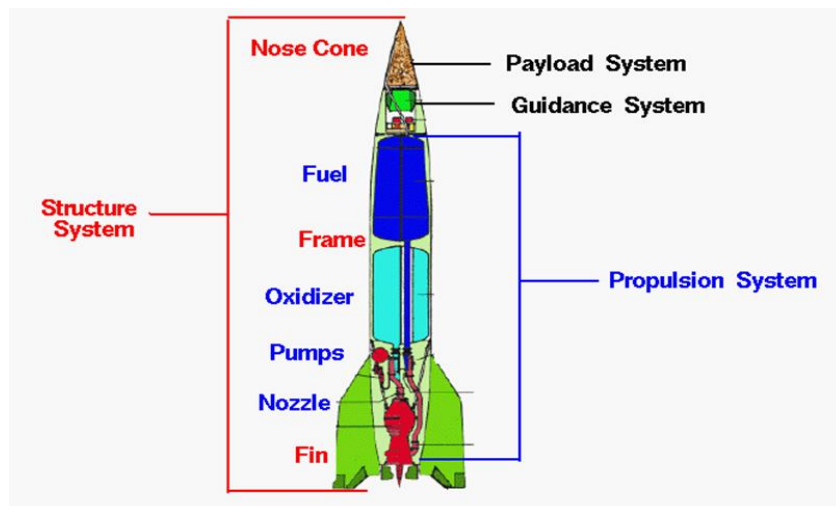


Figure 1-1: composants d'une fusée^[11]

Systeme de charge utile

La charge utile se trouve le plus souvent au sommet ; la coiffe qui la recouvre est de forme aérodynamique ^[8]. La charge utile dépend de la mission de la fusée. La charge utile d'une fusée fait référence à toute forme de cargaison/objet/individu(s) qu'un lanceur doit livrer ou transporter. Si l'objectif est de mettre un satellite en orbite, le satellite servira comme une charge utile. ^[12]

Systeme structurel

Le système structurel transmet les forces à travers le cadre de la fusée. Il doit être très solide pour maintenir le véhicule en place et résister à toutes les forces dynamiques qui s'exercent sur lui, tout en étant léger. C'est pourquoi des matériaux solides et légers tels que le titane, l'aluminium et les composites à base de carbone sont généralement utilisés pour construire les parties les plus critiques ^[11].

Systeme de guidage

Le système de guidage a deux fonctions principales : maintenir la stabilité de la fusée en vol et contrôler la trajectoire de la fusée. Il se compose d'une série de capteurs, d'ordinateurs de bord, de radars et d'autres équipements de navigation qui lui permettent de détecter l'orientation et la direction de la fusée et de procéder aux ajustements nécessaires. ^[12]

Systeme de propulsion

Le système de propulsion génère la poussée qui est utilisée pour vaincre le poids de la fusée. Il se compose principalement du moteur de la fusée, des réservoirs de carburant et de comburant, des pompes et de la tuyère de la fusée. ^[12]

1.1.3 Classification

Au cours du siècle dernier, plusieurs dispositifs de propulsion basés sur différents principes ont été conçus et développés, et sont utilisés dans les avions et les engins spatiaux modernes. Les dispositifs de propulsion peuvent être divisés en deux catégories : les moteurs aérobies et les moteurs anaérobies. Dans un moteur aérobie, l'air ambiant est utilisé comme comburant pour son fonctionnement. Dans un moteur anaérobie, les oxydants sont plutôt transportés à bord du véhicule. La plupart des moteurs qui ne respirent pas dans l'air sont généralement appelés moteurs fusées. ^[13]

Les moteurs fusées peuvent être classés de plusieurs façons, par exemple

Selon la source d'énergie

- chimique (solide, liquide et hybride)
- non chimique (moteurs solaires, électriques et nucléaires)

Selon leur fonction de base

- Booster
- contrôle d'altitude
- manœuvre orbitale

Selon le nombre d'étages

- mono-étage
- multi-étages

1.2 ÉTAGEMENT

La plupart des fusées terrestres, comme les feux d'artifice, sont à un seul étage et utilisent une réaction chimique suffisante pour permettre à la fusée de parcourir la distance souhaitée. Toutefois, pour les fusées de plus grande taille destinées à voyager dans l'espace, une fusée à un étage est insuffisante et une fusée à plusieurs étages est nécessaire. Les fusées à deux étages sont assez courantes, des fusées comportant jusqu'à cinq étages distincts ont été lancées avec succès. [14]

Il y a plusieurs étages, car lorsqu'un réservoir est vide, il n'est plus utile de la faire monter. En effet ce réservoir a une masse importante (ainsi que la moteur qui va avec), or faire monter de la masse demande beaucoup d'énergie. [15]

Il existe deux types d'étages pour les fusées

- en série
- en parallèle

Série

Le premier étage se trouve en bas et est généralement le plus grand, le deuxième étage et les étages supérieurs suivants se trouvent au-dessus et sont généralement de taille décroissante^[11].

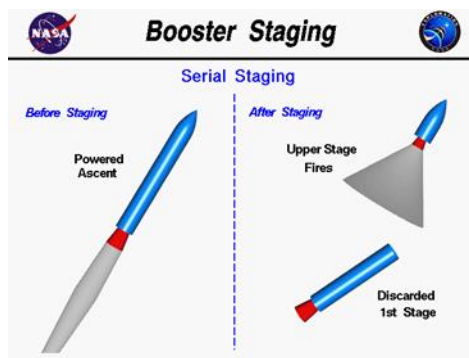


Figure 1-2: étages en série^[11]

Parallèle

Plusieurs petits premiers étages sont attachés à une fusée centrale. Au moment du lancement, tous les moteurs sont allumés^[11].

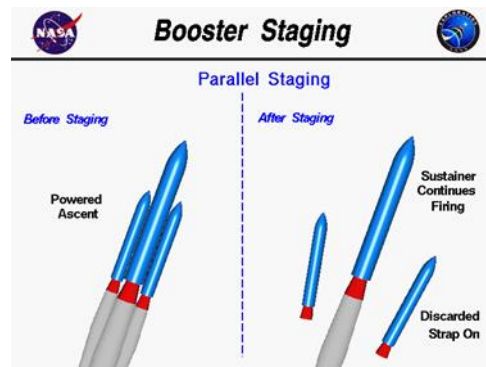


Figure 1-3: étages en parallèle ^[11]

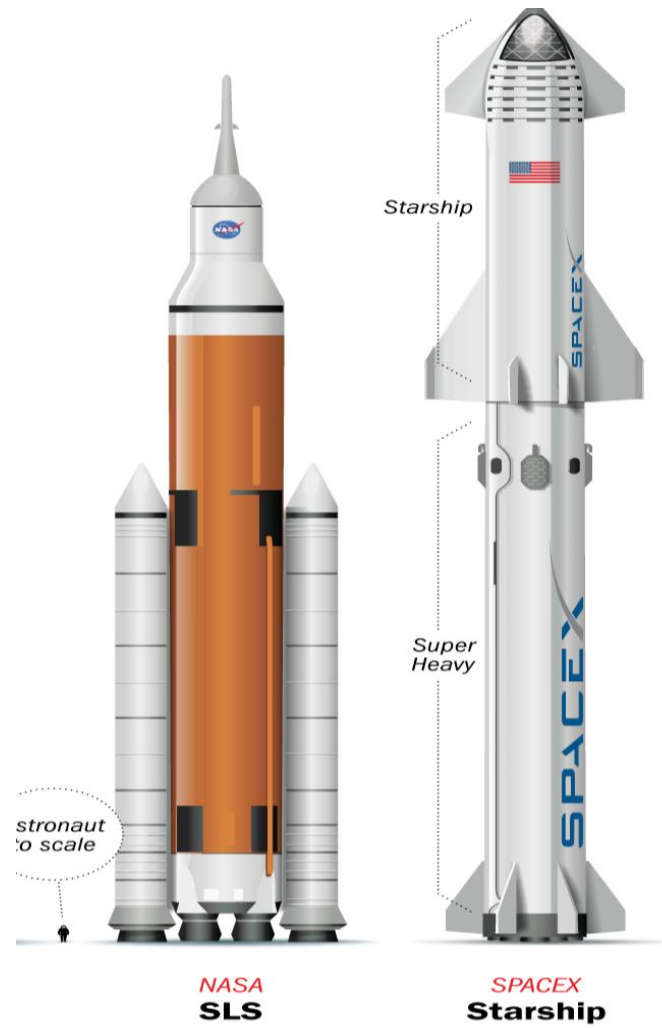


Figure 1-4 :Lanceur SLS de NASA (en série) et le lanceur Starship de SPACEX (en parallèle)^[16]

1.3 MOTEUR FUSÉE CHIMIQUE

Les principaux composants du moteur sont constitués de deux éléments, une chambre de combustion et une tuyère convergente-divergente. Le processus de combustion est supposé être un processus à pression constante. L'écoulement dans l'expansion de la tuyère est supposé être une expansion isentropique ou un processus adiabatique. ^[14]

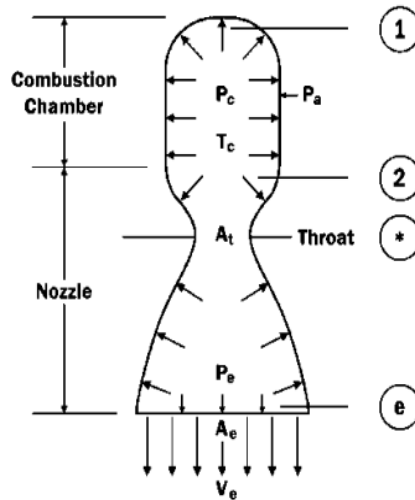


Figure 1-5: La moteur fusée ^[13]

1.3.1 MOTEUR À PROPERGOL SOLIDE

Les fusées à propergol solide sont le type de fusée le plus ancien et remontent à la Chine ancienne. Leur construction est relativement simple. ^[14]

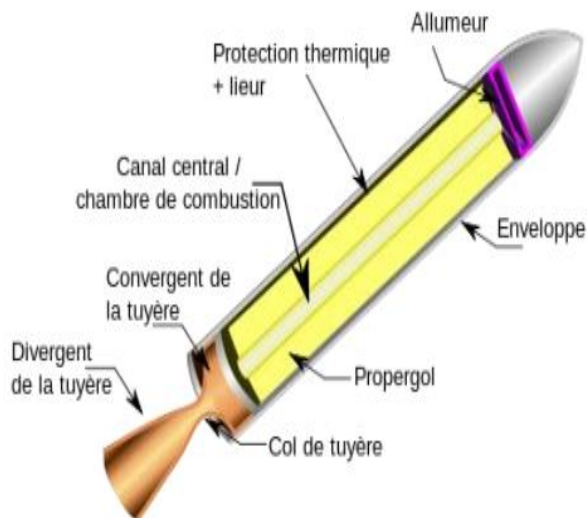


Figure 1-6: Moteur à propergol solide^[17]

Un moteur à propergol solide simple se compose d'une enveloppe, de propergol, d'un allumeur et d'une tuyère ^[14]. Le corps de la fusée est tout à la fois l'unique réservoir et la chambre de combustion ^[18]. Dans ce type de moteur, l'énergie propulsive provient de la combustion d'un bloc de poudre qui englobe de comburant, de carburant, et de liant.

Un revêtement placé entre l'enveloppe et le propergol protège l'enveloppe des températures élevées qui se développent à l'intérieur des couches de propergol. Un signal électrique est envoyé à l'allumeur. Quand l'allumeur est mise en marche, la température s'échauffe dans la chambre de combustion et le propergol commence à brûler. Au fur et à mesure que le propergol brûle, un "front de flamme" se produit et se déplace dans le propergol jusqu'à ce que tout le propergol soit brûlé. Les gaz d'échappement chauds produits par la combustion sont utilisés pour propulser la fusée. ^[14]

➤ Les principaux types de blocs

Bloc à combustion frontale- le corps de la fusée est intégralement rempli, le bloc brûle en 'cigarette'. ^[19]

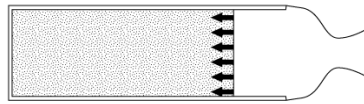


Figure 1-7: Bloc à combustion frontale ^[19]

Bloc à combustion interne- avec un canal central, canal peut être de différent profil. ^[19]

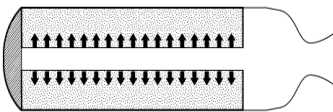


Figure 1-8: Bloc à combustion interne ^[19]

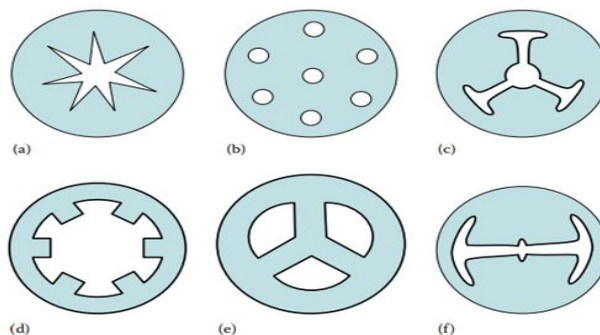


Figure 1-9: Configurations de blocs: (a) star (neutral), (b) multi perforated, (c) dog bone, (d) wagon wheel, (e) three conical port, and (f) double anchor ^[13]

Il existe essentiellement trois types de grains propulseurs

1. les propergols homogènes ou colloïdaux. Le carburant et l'oxydant sont contenus dans la même molécule qui se décompose lors de la combustion. La nitroglycérine (NG) et la nitrocellulose (NC) sont des exemples typiques. Les propergols homogènes sont classés en deux catégories :

(1) simple base et (2) double base. ^[14]

2. Propergols composites ou hétérogènes. Il s'agit de mélanges de cristaux oxydants et d'un carburant (généralement de l'aluminium) réunis dans un liant (caoutchouc synthétique ou plastique). Des poudres de métaux légers sont parfois ajoutées pour augmenter l'énergie du processus de combustion et la densité du carburant. ^[14]

3. Propergols composites modifiés à double base, Il s'agit d'une combinaison hétérogène de propergols homogènes (colloïdaux) à double base et de propergols composites. ^[14]

La forme et la taille du grain de propergol, outre sa composition et sa vitesse de combustion, déterminent les performances du moteur-fusée.

1.3.2 MOTEUR À ERGOLS LIQUIDES

Le moteur fusée à ergol liquide est un type de moteur fusée utilisant des ergols liquides pour son fonctionnement^[20]. Les ergols liquides sont utilisés depuis longtemps dans les moteurs fusées en raison de leur impulsion spécifique plus élevée. Ils ont été conçus pour la première fois en 1915 par Robert Goddard, qui a démontré le lancement d'un moteur-fusée à ergol liquide utilisant de l'oxygène liquide et de l'essence comme agents propulsifs le 16 mars 1926. ^[13]

Le moteur est constitué d'une chambre de combustion, de réseaux d'injecteurs, d'un allumeur, d'une tuyère, de réservoirs, d'un système d'alimentation et le système de refroidissement ^[13].

La chambre de combustion dans laquelle sont brûlés le ou les ergols. Les injecteurs qui diffusent les ergols (carburant et comburant) dans la chambre de combustion. Le système d'allumage qui initialise la combustion si les ergols ne sont pas hypergoliques. Le circuit de refroidissement qui refroidit la chambre de combustion et tout ou partie de la tuyère. La tuyère dans laquelle se réalise la détente des gaz qui sont accéléré. ^[20]

Les ergols liquides sont classés en deux catégories :

(a) Monergol

(b) Biergol

Un biergol se compose de deux ergols liquides distincts, un oxydant et un carburant. C'est le type le plus courant. Ils sont stockés séparément et sont mélangés à l'intérieur de la chambre de combustion. Une combinaison biergol hypergolique s'enflamme spontanément au contact de l'oxydant et du combustible liquide. Une combinaison biergol non hypergolique a besoin

d'énergie pour commencer à brûler (par exemple, la chaleur d'une décharge électrique) et de tels moteurs ont besoin d'un système d'allumage.^[13]

Un monergol peut contenir un oxydant et un combustible dans une seule liquide. Il peut s'agir d'un mélange stocké de plusieurs composés ou d'un matériau homogène, comme le peroxyde d'hydrogène ou l'hydrazine. Les monergols sont stables dans les conditions de stockage ambiantes, mais ils se décomposent et produisent des gaz de combustion chauds lorsqu'ils sont chauffés ou catalysés dans une chambre.^[13]

Dans les systèmes de moteurs fusées biergols, les ergols sont stockés dans des réservoirs de carburant et d'oxydant séparés. Les systèmes de moteurs fusées monergol n'ont, par définition, qu'un seul réservoir.

1.3.2.1 Le système d'alimentation

Les fonctions du système d'alimentation sont les suivantes.

- Augmenter la pression des ergols
- Amener les ergols dans la chambre de combustion

Les systèmes d'alimentation peuvent être classés en deux catégories :

(1) système d'alimentation par pressurisation des réservoirs :

- système à gaz froid
- système à gaz chaud
- système d'alimentation en gaz généré chimiquement

(2) système d'alimentation par turbopompe

- cycle à générateur de gaz
- cycle à expandeur
- cycle à combustion étagée

Tout système d'alimentation est constitué de tuyauterie, d'une série de vannes, de dispositifs pour la remplissage et le vidage des ergols, ainsi que des dispositifs de contrôle pour commencer, arrêter, régler son fonctionnement.

Les systèmes d'alimentation par turbopompe sont généralement préférés lorsque le moteur a une impulsion totale relativement élevée. Les systèmes d'alimentation par pressurisation conviennent mieux aux moteurs fusées dont l'impulsion totale est relativement faible^[14]

➤ SYSTÈME D'ALIMENTATION PAR PRESSURISATION

Dans ce système, un réservoir de gaz est ajouté aux côtés du réservoir de carburant et de celui de comburant. Ce gaz va pressuriser les réservoirs de carburants, donc les "pousser" vers le fond du réservoir, les amenant vers la chambre de combustion. Pour maintenir une combustion stable et complète, il faut que la pression dans les réservoirs soit plus forte que celle dans la chambre de combustion. Pour le lancer, il suffit d'ouvrir quelques valves. Si le mélange n'est pas hypergolique, un allumeur sera nécessaire^[21]. L'hélium est couramment utilisé comme gaz de pressurisation en raison de sa disponibilité et de son faible poids moléculaire, ce qui permet de réduire le poids total du gaz pressurisé.^[13]

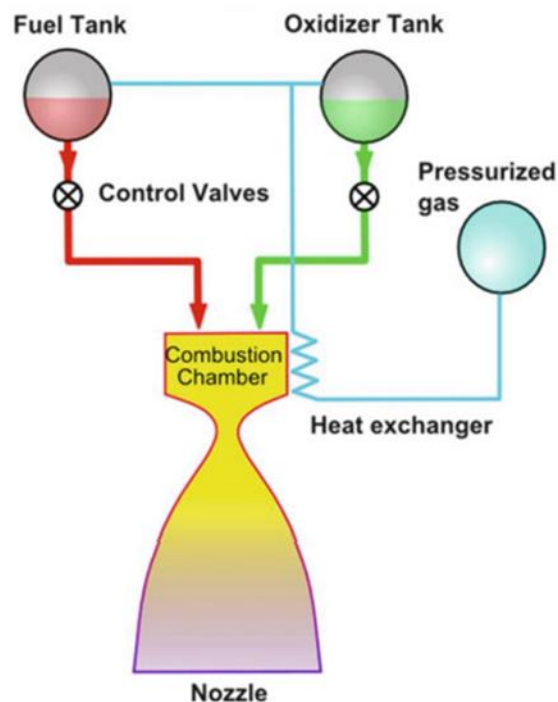


Figure 1-10: système d'alimentation par pressurisation^[14]

➤ SYSTÈME ALIMENTÉ PAR TURBOPOMPE

Les turbopompes constituent l'élément principal du système d'alimentation par pompe. Une turbopompe est une turbine à gaz qui comprend essentiellement deux éléments : une pompe qui alimente la chambre de poussée en carburant ou en oxydant et une turbine. L'ensemble turbine/pompe est en un seul bloc et arbre.

Il existe deux types de cycles de fonctionnement :

- les cycles ouverts
- les cycles fermés

Cycle à générateur de gaz

Dans ce système, les turbopompes sont mises en action par une petite chambre de précombustion fonctionnant avec de petits flux d'ergol, qui crée donc une combustion en dehors de la chambre de combustion principale dans l'objectif d'animer uniquement les turbopompes. Les gaz créés dans la chambre de précombustion sont ensuite utilisés dans la turbine et évacués de manière séparée de la tuyère principale, il s'agit donc d'un type de montage qui réalise un cycle ouvert. [22]

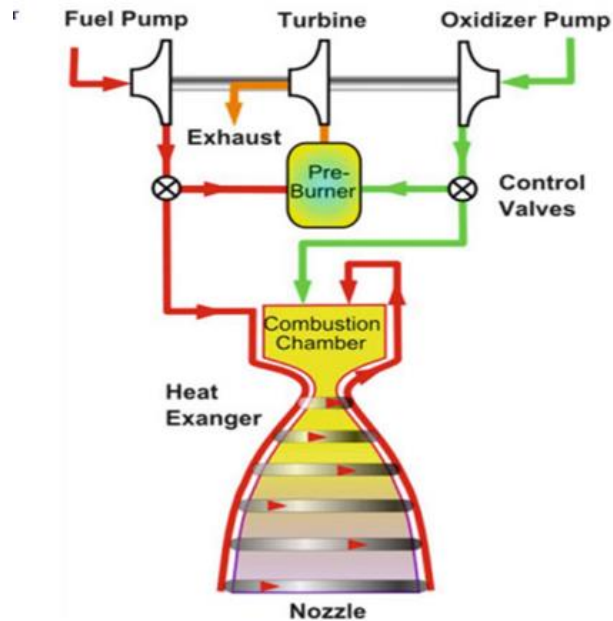


Figure 1-11: Cycle à générateur de gaz^[14]

Cycle fermé :

Les moteurs à cycles fermés fonctionnent comme les moteurs à générateur de gaz ouverts, la seule différence est que les gaz d'échappements sont redirigés dans la chambre de combustion^[21]. Ainsi, ils ne sont pas perdus pour la propulsion.

Cycle à combustion étagée

Ce type de cycle de combustion de moteur-fusée est le plus technique et permet d'avoir des moteurs très performants avec des pressions très importantes dans la chambre de combustion^[22]. Ce cycle s'apparente à un cycle fermé, cependant tout le carburant sert à faire tourner la turbine dans un générateur de gaz, et ce n'est que le gaz d'échappement du générateur qui va s'enflammer avec l'oxydant dans la chambre de combustion principale.

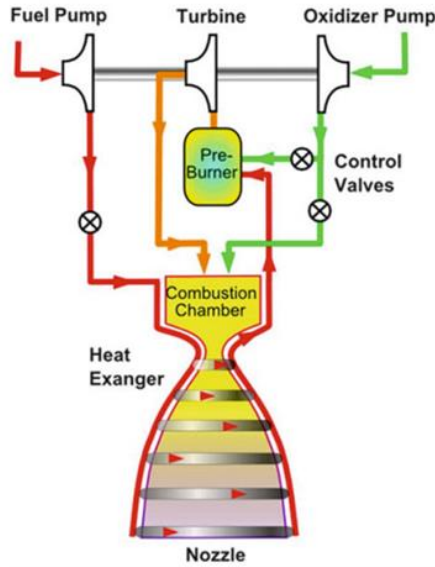


Figure 1-12: Cycle à combustion étagée^[14]

Cycle à extension :

Ce cycle, plus connu en tant que Expander Cycle, utilise la chaleur de la tuyère pour réchauffer le carburant, ce carburant passé de liquide à gaz via la chaleur absorbée va faire tourner la turbine puis sera réinjecté dans la chambre de combustion, Son utilisation reste limitée à des ergols cryotechniques comme l'hydrogène ou le méthane.^[21]

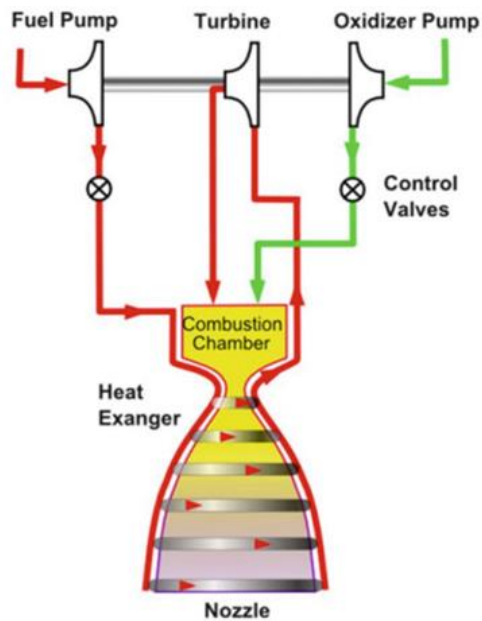


Figure 1-13: Cycle à extension^[14]

1.3.2.2 Système d'injection

Le système d'injection est composé de platine d'injection et d'injecteurs.

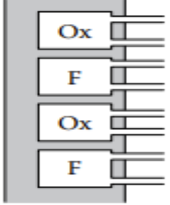
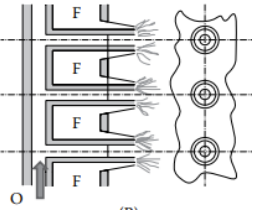
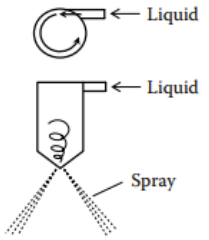
La platine d'injection contient les trous avec chaque injecteur. Le motif de ces trous est très important pour assurer l'efficacité de la combustion dans le corps de chambre. ^[23]

Le rôle principal de l'injecteur est de délivrer les ergols dans la chambre de combustion, dans les bonnes proportions et dans de bonnes conditions afin de produire un processus de combustion efficace et stable ^[24].

Plusieurs types d'injecteurs ont été conçus pour les moteurs fusées. Ils peuvent être divisés en deux catégories

- les injecteurs sans impact ('non-impinging')
- les injecteurs à impact ('impinging').

Trois types d'injecteurs 'non-impinging'

<p>Shower-head ('pommeau de douche')</p> <p>Le carburant et l'oxydant sont éjectés de la tête de l'injecteur normale à sa face. Les injecteurs en pommeau de douche utilisent une série de petits trous dans une plaque pour répartir uniformément le carburant et l'oxydant dans la chambre de combustion. Cela crée un haut niveau de mélange et aide à favoriser une combustion efficace.</p>	
<p>Coaxial</p> <p>Les injecteurs coaxiaux utilisent un agencement concentrique d'injecteurs de carburant et d'oxydant, avec un injecteur situé à l'intérieur de l'autre. Le carburant est injecté à travers l'injecteur intérieur et l'oxydant à travers l'injecteur extérieur. Les deux flux se mélangent et brûlent dans la chambre de combustion. Utilisé principalement pour les ergols non hypergoliques.</p>	
<p>swirl atomizers:</p> <p>Dans ce cas, le liquide pénètre dans la chambre d'injection par une entrée tangentielle par rapport à son axe.</p>	

F-carburant, Ox-oxydant, ^[13]

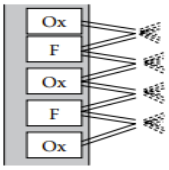
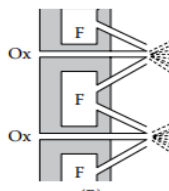
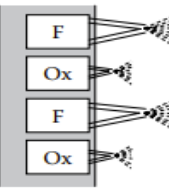
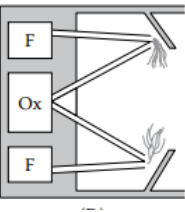
Table 1-1 : Récapitulatif des principaux injecteurs de moteur fusée (1/2)

Injecteurs à impact : Ces injecteurs utilisent une série de petits trous ou orifices pour créer une pulvérisation de carburant et d'oxydant qui se heurtent à grande vitesse dans la chambre de combustion. L'impact du carburant et de l'oxydant crée un haut niveau de mélange, ce qui aide à favoriser une combustion efficace.

Deux types d'injecteurs 'impinging'

(a) 'unlike-impinging'- Dans ce cas, deux/trois flux de liquide différents s'entrechoquent lorsqu'ils sortent de deux/trois orifices angulaires.

(b) 'like-impinging'- Dans ce cas, deux/trois ou plus de deux flux liquides identiques sont en contact les uns avec les autres lorsqu'ils sortent de leurs orifices angulaires respectifs.

<p>Unlike-impinging doublets:</p> <p>Deux jets de carburant et d'oxydant se heurtent l'un l'autre. L'impact des liquides permet d'améliorer le processus d'atomisation et la distribution du carburant et de l'oxydant dans la chambre de combustion.</p>	
<p>Unlike-impinging triplets</p> <p>Ce type d'injecteur peut avoir soit deux flux de combustible entrant en contact avec le flux d'oxydant (F-Ox-F), soit deux flux d'oxydant entrant en contact avec le flux de combustible (Ox-F-Ox). Cette dernière solution sera probablement préférée car la surface totale de l'oxydant sera plus importante que celle du carburant fonctionnant dans des conditions d'appauvrissement du carburant, ce qui garantit un meilleur mélange.</p>	
<p>Like-impinging doublets:</p> <p>Dans ce cas, deux jets du même liquide entrent en collision l'un avec l'autre, ce qui entraîne la formation d'un spray.</p>	
<p>Splash plate</p> <p>Dans ce cas, le principe de l'impact avec une plaque d'éclaboussure est utilisé pour favoriser la rupture des jets/feuilles de liquide, ce qui conduit à un meilleur mélange des ergols à l'état liquide. Les flux de liquide étant projetés contre la plaque de projection,</p>	

F- carburant, Ox- oxydant ^[13]

Table 1-2 : Récapitulatif des principaux injecteurs de moteur fusée (2/2)

1.3.3 SYSTÈME DE PROPULSION HYBRIDE

Hybride-qui provient de deux espèces différentes. Les moteurs à propulsion hybride représentent un groupe intermédiaire entre les moteurs à propulsion solide et les moteurs à propulsion liquide.

Il existe actuellement trois configurations distinctes de systèmes de propulsion hybrides. La plus courante, combustible solide et l'oxydant liquide. La combinaison inverse, l'oxydant solide et combustible liquide, est un peu employé. Une troisième configuration, configuration hybride mixte, comprend une petite quantité d'oxydant solide implantée avec le combustible solide, et le mélange riche en combustible est ensuite brûlé avec un oxydant liquide.^[4]

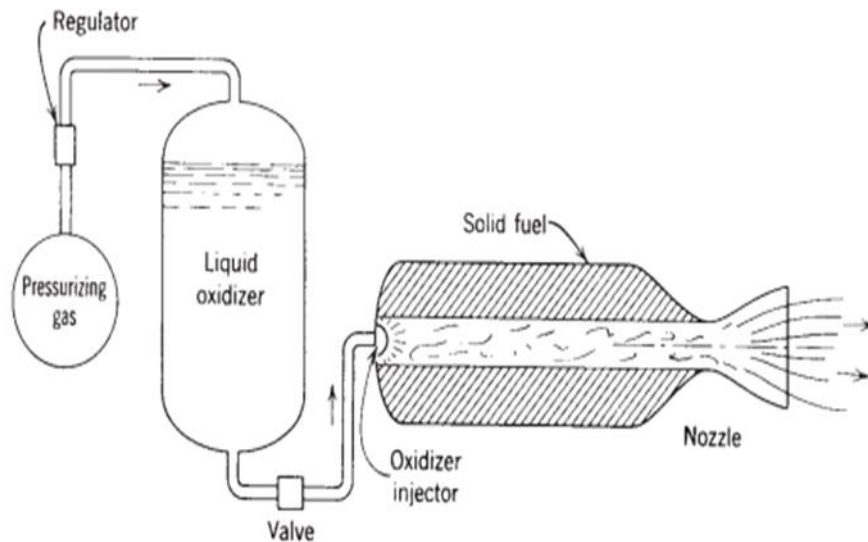


Figure 1-14: Système de propulsion hybride^[4]

L'injection du liquide (comburant) se fait normalement par refoulement (mise sous pression du réservoir par une bouteille de gaz). Le bloc de combustible est nécessairement percé d'un canal pour permettre d'y injecter le comburant; ce canal peut être cylindrique ou en étoile, peu importe, la poussée est commandée par le débit de comburant injecté dans le canal.^[18]

Le combustible est généralement un hydrocarbure polymère solide tel que le polybutadiène hydroxytéléchélique ou PBHT et l'oxydant peut être n'importe lequel des oxydants utilisés avec les moteurs à micro-propulseurs liquides (peroxyde d'hydrogène H₂O₂). Le PBHT a une vitesse de combustion lente, c'est pourquoi un certain nombre de trous ou d'orifices sont ajoutés afin d'exposer une plus grande partie de la surface du combustible à la combustion. Malheureusement, un nombre aussi important de trous rend le combustible solide structurellement faible et susceptible de se rompre dangereusement lorsque la chambre combustion augmente la pression et le débit de gaz.^[13]

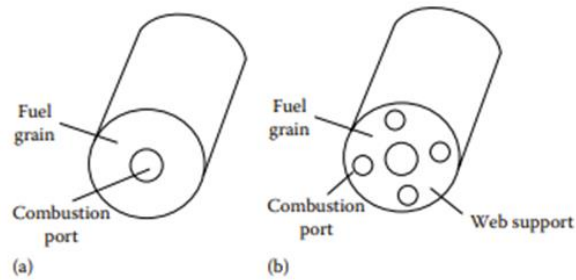


Figure 1-15: Configurations de blocs^[13]

1.4 MOTEUR FUSÉE NON-CHIMIQUE

1.4.1 SOLAIRE THERMIQUE

L'énergie solaire est une source d'énergie attrayant car elle est disponible librement dans l'espace. La puissance du rayonnement solaire à n'importe quel endroit de l'espace reste pratiquement constante et peut donc être utilisée pour générer de l'énergie pour les engins spatiaux et leur propulsion. Plusieurs méthodes ont été conçues pour utiliser l'énergie solaire afin de propulser les engins spatiaux. Les cellules solaires peuvent convertir directement l'énergie solaire en électricité. En général, les cellules photovoltaïques qui absorbent le rayonnement solaire peuvent être utilisées pour propulser de petits moteurs de fusée à l'aide d'un système de propulsion électrique. [13]

Une autre méthode consiste à chauffer des ergols tels que l'hydrogène.

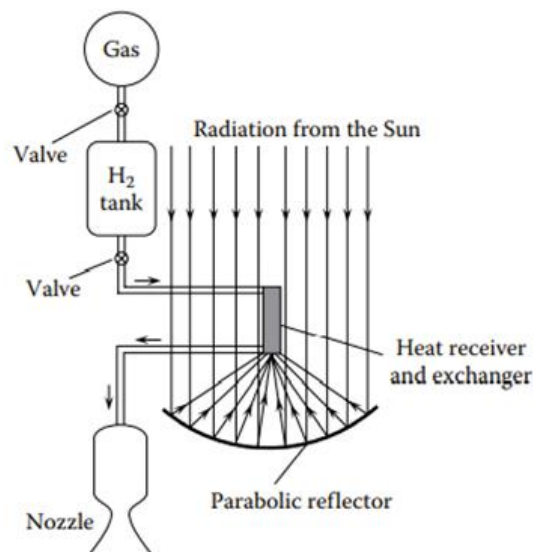


Figure 1-16: Moteur fusée solaire^[13]

Le moteur-fusée solaire se compose d'un réservoir d'hydrogène, d'un système d'alimentation, d'un miroir parabolique, d'un récepteur et d'autres accessoires. Le récepteur est fait de métal à haute température (tel que le tungstène ou le rhénium) et a une chemise de refroidissement ou un échangeur de chaleur. Il chauffe de l'hydrogène liquide, jusqu'à environ 2500 ° C et le gaz chaud est contrôlé par des soupapes à gaz chaud et évacué par une ou plusieurs tuyères. Le grand miroir doit être orienté vers le soleil et ceci nécessite que le miroir soit réglable dans son orientation. ^[4]

Il existe un autre concept connu sous le nom voile solaire, qui utilise la pression des radiations solaires afin de propulser un satellite ou un vaisseau spatial.

1.4.2 FUSÉE ÉLECTRIQUE

Il existe plusieurs manières d'utiliser l'électricité pour propulser un engin spatial.

1. Utiliser les forces d'attractions et de répulsions entre charges électriques (propulseurs ioniques).
2. Utiliser les forces issues de l'interaction entre champs magnétiques et charges électriques (forces de Lorentz) (propulseur magnéto-plasma-dynamique ou MPD).
3. Utiliser la chaleur produite par un système électrique pour réchauffer fortement un fluide propulsif (propulseur à arc) ou un plasma.

[25]

PROPULSEURS ÉLECTROTHERMIQUES

Le système le plus simple: le fluide propulsif est injecté dans une chambre où il est réchauffé par de simples résistances électriques.

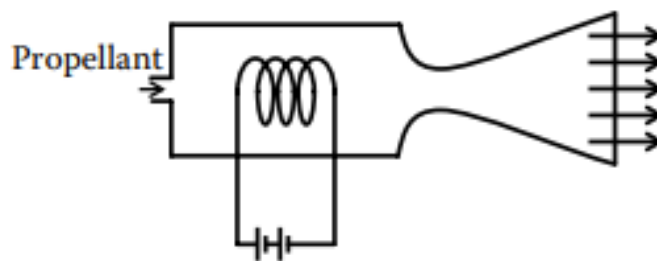


Figure 1-17: Moteur à résistance électrique^[13]

Un peu moins simple: le fluide propulsif est injecté dans une chambre où il est réchauffé par un arc électrique. L'arc électrique occupe la majeure partie de la section "étranglée" (le col) obligeant le gaz (fluide propulsif) à le traverser et s'y réchauffer. [25]

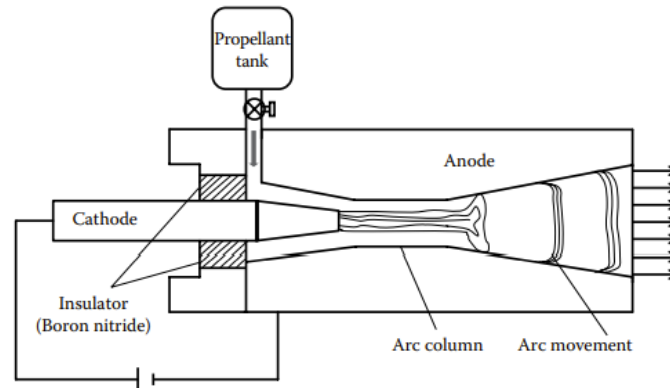


Figure 1-18: Moteur à arc électrique^[13]

PROPULSEURS ÉLECTROSTATIQUES (IONIQUES)

Pour que la matière à éjecter soit sensible aux forces électriques, elle doit être ionisée. L'ergol le plus couramment utilisé dans la propulsion ionique est le Xénon, qui est facilement ionisé.

Le principe de fonctionnement d'un moteur ionique est assez simple. Le Xénon est bombardé par des électrons émis par une cathode creuse suivant un processus appelé émission thermoionique. La collision entre l'électron de haute énergie (charge négative) et le gaz neutre (charge neutre) produit des ions positifs et des électrons négatifs dans des proportions qui ne permettent pas d'obtenir une charge électrique globale, ce qu'on appelle un plasma. [26]

Les ions chargés positivement migrent vers des grilles qui contiennent des milliers de trous très précisément alignés à l'extrémité arrière du propulseur d'ions. La première grille est l'électrode chargée positivement tandis que la seconde est chargée négativement. Lorsque les ions passent entre les grilles, ils sont accélérés à des vitesses très élevées.

Les ions chargés positivement sont accélérés hors du propulseur sous la forme d'un faisceau d'ions, produisant une poussée. A hauteur du faisceau, une autre cathode creuse expulse une quantité égale d'électrons pour rendre neutre la charge totale du faisceau d'échappement. Sans lui, les ions resteraient collés à la grille, provoquant une érosion. [26]

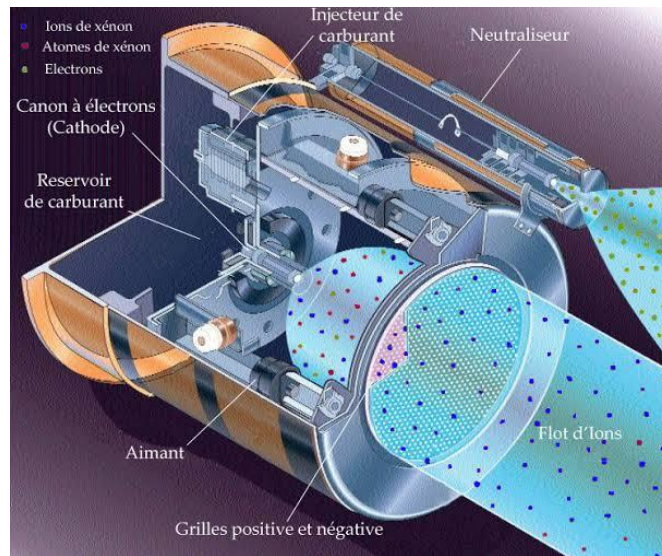


Figure 1-19: Moteur fusée ionique^[27]

PROPULSEURS ÉLECTROMAGNETIQUES

Cette troisième catégorie de dispositifs de propulsion électrique accélère les gaz propulsifs qui ont été chauffés jusqu'à l'état de plasma. En général, le plasma peut être formé soit en chauffant le gaz propulsif, soit en appliquant des champs électromagnétiques puissants, soit les deux. Le plasma est ensuite éjecté à une vitesse plus élevée ce qui permet d'obtenir une poussée. Les ions positifs et négatifs étant présents en quantités égales, ils peuvent être accélérés ensemble dans le moteur et produire un faisceau d'échappement neutre.^[13]

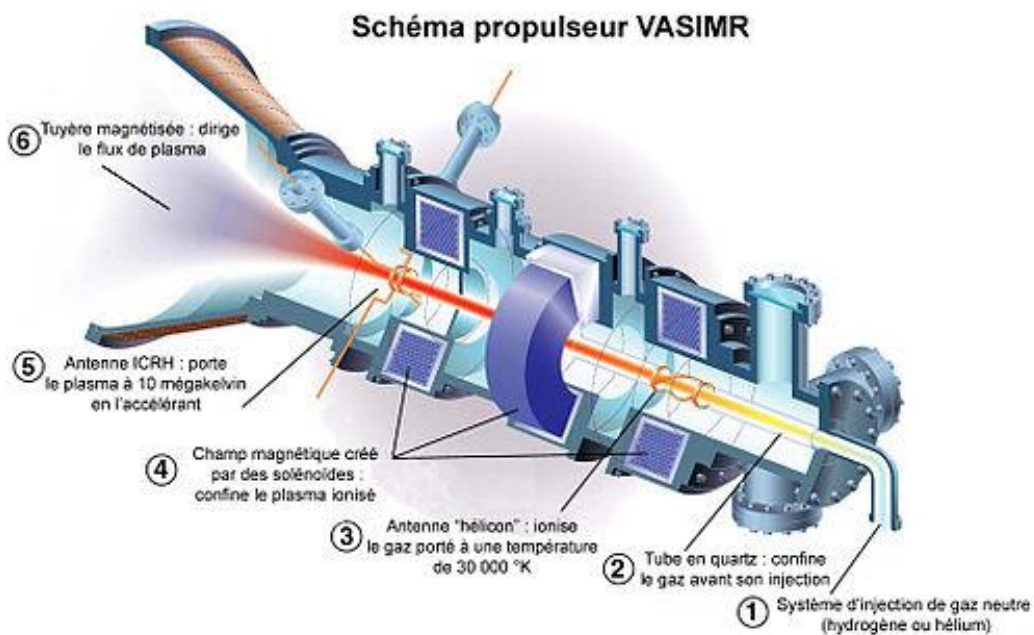


Figure 1-20: Moteur fusée électromagnétique^[28]

1.4.3 NUCLÉAIRE

Trois types différents de sources d'énergie nucléaire ont été étudiés pour fournir de la chaleur à un fluide actif, habituellement de l'hydrogène liquide, qui peut ensuite être détendu dans une tuyère et accéléré ainsi à des vitesses d'éjection élevées. Cependant, aucun ne peut être considéré comme complètement développé aujourd'hui et aucun n'a volé. Ce sont le réacteur à fission, la source de désintégration d'isotopes radioactifs et le réacteur de fusion. ^[29]

Dans la fusée du réacteur à fission nucléaire, la fission de l'uranium dans le matériau solide du réacteur peut générer de la chaleur et être ensuite transférée dans le fluide de travail. La fusée à fission nucléaire est avant tout un moteur à forte poussée.

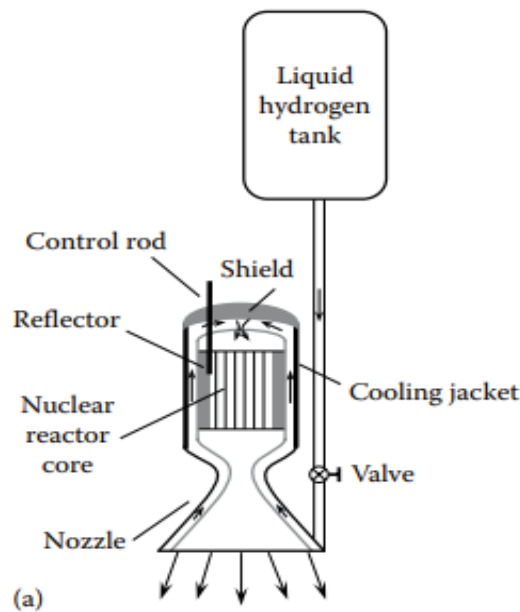


Figure 1-21: Moteur fusée nucléaire^[13]

Dans le moteur de désintégration isotopique, un matériau radioactif émet des radiations qui sont facilement converties en chaleur. Les sources de désintégration isotopique ont été utilisées avec succès pour produire de l'énergie électrique dans les véhicules spatiaux et certaines ont été utilisées comme source d'énergie pour les satellites. L'énergie libérée peut être utilisée pour élever la température d'un fluide de travail propulsif tel que l'hydrogène ou peut-être conduire un système de propulsion électrique. Il fournit généralement une poussée plus faible et une température plus basse que les autres types de fusées nucléaires. Jusqu'à présent, les moteurs de fusée à désintégration isotopique n'ont pas été développés ou volés. ^[29]

La fusion est la troisième méthode nucléaire de création d'énergie nucléaire capable de chauffer un fluide de travail. Un certain nombre de concepts différents ont été étudiés. À ce jour, aucun n'a été testé et de nombreux concepts ne sont pas encore réalisables ou pratiques.

1.5 TUYÈRE DE MOTEUR FUSÉE

Une tuyère de moteur-fusée est une tuyère de propulsion (généralement du type de Laval) utilisée dans un moteur-fusée pour dilater et accélérer les gaz de combustion produits par la combustion de propergols afin que les gaz d'échappement sortent de la tuyère à des vitesses hypersoniques. La tuyère de Laval a été développée à l'origine au 19^e siècle par Gustaf de Laval pour une utilisation dans les turbines à vapeur. Il a été utilisé pour la première fois dans un moteur de fusée développé par Robert Goddard, l'un des pères de la fusée moderne. Il a depuis été utilisé dans presque tous les moteurs de fusée.

La fonction de la tuyère est de convertir l'énergie thermique issue de la chambre de combustion en énergie cinétique. Elle convertit ainsi les gaz de faible vitesse et de pression et température élevées en gaz de vitesse très importante mais de basse pression et température.^[30]

La forme générale du contour d'une tuyère présente trois parties essentielles :

- Le convergent, la partie amont de la tuyère. Situé entre la chambre de combustion et le col.
- Le col qui, est la partie du canal d'écoulement des gaz qui a le plus petit diamètre
- Le divergent, il augmente la vitesse d'éjection des gaz au cours de leur détente et améliore, de ce fait, leur effet propulsif où l'écoulement atteint des vitesses supersonique^[31]

La forme de la section convergente de la tuyère entre la chambre et le col n'affecte pas de manière significative les performances de la tuyère. Le contour du col n'est pas non plus très critique pour les performances, et toute forme courbe et lisse est généralement acceptable. Les principales différences entre les configurations de tuyères se situent dans la section divergente de l'écoulement supersonique.^[4]

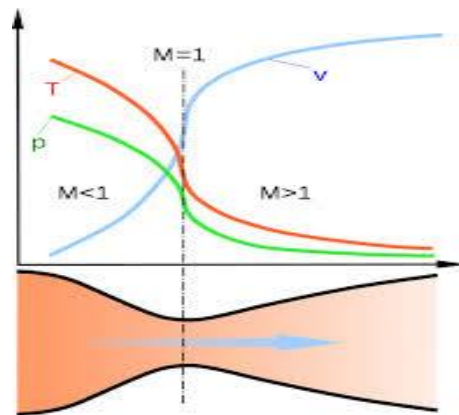


Figure 1-22: Diagramme d'une tuyère de Laval, montrant la vitesse d'écoulement (v) augmentant dans le sens de l'écoulement, avec des diminutions de température (t) et de pression (p). Le nombre de Mach (M) augmente de subsonique, à sonique au col, à supersonique.^[32]

Les trois premiers croquis montrent les tuyères coniques et en forme de cloche les plus courantes. Les trois dernières ont un corps central à l'intérieur de la tuyère

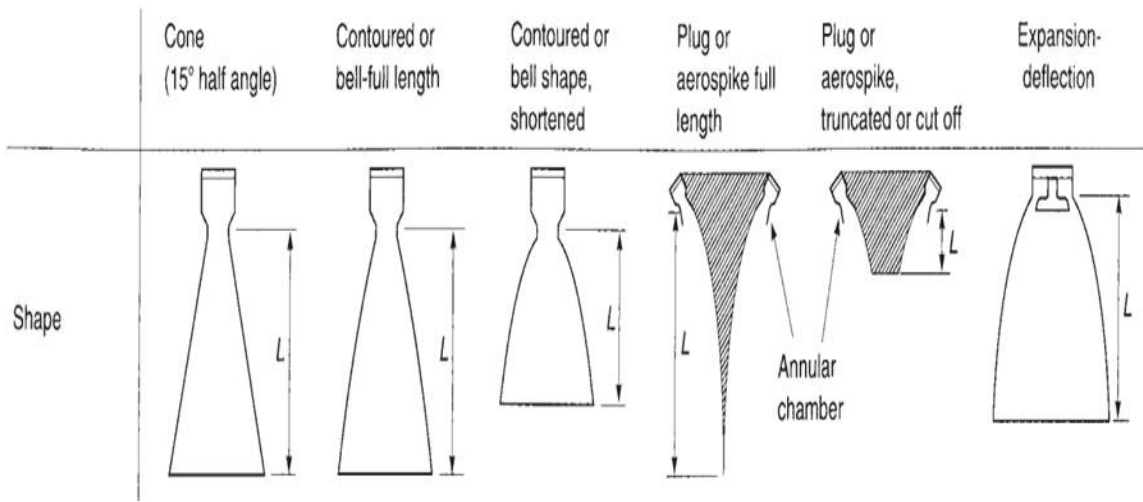


Figure 1-23: Types de tuyères^[4]



CHAPITRE 2
LES ÉQUATIONS
FONDAMENTALES



2.1 INTRODUCTION

En comprenant les processus chimiques et physiques qui se produisent dans le moteur fusée, les ingénieurs peuvent prendre des décisions éclairées sur la conception de la chambre de combustion, de la tuyère et d'autres composants pour maximiser la performance et l'efficacité.

Dans les systèmes de propulsion de fusées, les outils mathématiques nécessaires pour calculer les performances et déterminer plusieurs paramètres de conception clés font appel aux principes de la dynamique des gaz et de la thermodynamique qui décrivent les processus à l'intérieur de la tuyère d'une fusée et de sa chambre. Ces relations sont également utilisées pour évaluer et comparer les performances entre différents systèmes de fusées, car elles nous permettent de prédire les paramètres de fonctionnement pour tout système qui utilise l'expansion thermodynamique des gaz dans une tuyère supersonique. ^[4]

Plusieurs paramètres sont essentiels pour évaluer la performance d'une fusée, notamment l'impulsion spécifique, la vitesse caractéristique, le coefficient de poussée et la consommation spécifique de propergol ^[13]. La poussée est la force générée par les gaz d'échappement expulsés par le moteur fusée, qui propulse la fusée vers l'avant. La vitesse d'éjection des gaz est la vitesse à laquelle les gaz s'échappent de la tuyère du moteur. L'impulsion spécifique mesure l'efficacité d'un moteur de fusée et représente la quantité de poussée générée par unité de masse de carburant consommée. Plus l'impulsion spécifique est élevée, plus le moteur est efficace et peut fournir une poussée plus longue.

La combustion est un processus clé dans la propulsion des fusées. L'efficacité du processus de combustion est importante pour les performances de la fusée. La quantité d'oxydant juste suffisante pour brûler complètement une certaine quantité de combustible dans une réaction chimique est connue sous le nom de stœchiométrie. ^[13]

En comprenant et en améliorant la performance des fusées, nous sommes en mesure de développer des systèmes de lancement plus efficaces, d'accroître la charge utile, d'explorer de nouveaux horizons dans l'espace et de réaliser des missions scientifiques, commerciales et de recherche avancées.

2.2 LA THERMODYNAMIQUE

Un système thermodynamique désigne une quantité de matière isolable de son environnement par une frontière fictive ou réelle. Il existe trois types de systèmes thermodynamiques

- Isolé - système qui n'échange ni matière, ni énergie avec son environnement
- Fermé - échange de l'énergie avec leur environnement, mais pas de matière
- Ouvert- échange de matière et d'énergie avec leur environnement.

Un moteur-fusée peut être considéré comme un système ouvert.

Un moteur fusée peut être considéré comme un volume de contrôle, qui est une région de l'espace où la masse, l'énergie et le moment peuvent entrer et sortir. ^[13]

Pendant le fonctionnement, le moteur fusée prend du carburant et de l'oxydant de l'environnement et les brûle dans une chambre de combustion pour produire des gaz d'échappement à haute vitesse qui sortent de la tuyère du moteur et génèrent de la poussée. Ce processus implique le transfert de masse, d'énergie et de moment à travers les limites du moteur, ce qui en fait un bon candidat pour une analyse de volume de contrôle.

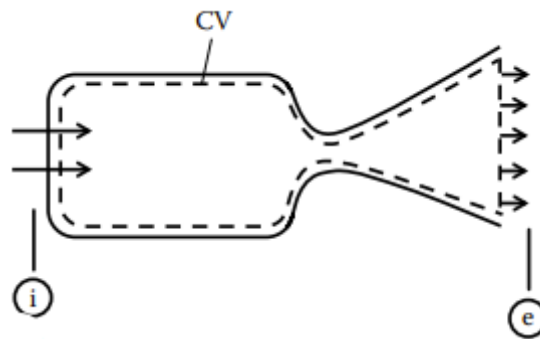


Figure 2-1: Volume de contrôle d'un moteur fusée^[13]

Pour modéliser un moteur fusée en tant que volume de contrôle, les équations de bilan de masse, d'énergie et de moment sont utilisées pour décrire le taux de variation de chaque quantité dans le système. L'équation de bilan de masse décrit la conservation de la masse, tandis que l'équation de bilan d'énergie prend en compte le transfert d'énergie thermique et le travail effectué par le système. L'équation de bilan de moment décrit le transfert de moment à travers les limites du moteur et son effet sur le mouvement du système.

Principe de la conservation de la masse

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -\text{div}(\rho \vec{v}) \quad (2.1)$$

Principe de la conservation de la quantité de mouvement

$$\rho \frac{d\vec{V}}{dt} = -\overrightarrow{\text{grad}p} + \rho \vec{g} \quad (2.2)$$

Principe de conservation de l'énergie

$$\Delta Q + \Delta W = dU + d(E_C) + d(E_P) \quad (2.3)$$

La première loi de la thermodynamique

La première loi de la thermodynamique stipule que l'énergie ne peut être ni créée ni détruite, mais seulement transformée d'une forme à une autre. En d'autres termes, chaque fois qu'un transfert d'énergie a lieu entre un système et son environnement, il y aura un changement dans le système.

$$dU = \Delta Q + \Delta W \quad (2.4)$$

La deuxième loi de la thermodynamique

La deuxième loi de la thermodynamique stipule la direction du processus.

$$dS = \frac{dQ_{rev}}{T} \quad (2.5)$$

L'enthalpie

$$dU = \Delta Q + \Delta W$$

$$dU = \Delta Q - PdV$$

$$(U_2 + PV_2) - (U_1 + PV_1) = Q$$

On a :

$$H = U + PV \quad (2.6)$$

$$H_2 - H_1 = Q$$

À pression constante,

$$\Delta H = C_p \Delta T \quad (2.7)$$

2.3 TRANSFORMATION ISENTROPIQUE

Entropie d'un gaz

Deuxième loi de thermodynamique $dS = \frac{dQ_{rev}}{T}$

Première loi de thermodynamique $dQ = dU + PdV$

$$dq = Tds \quad (2.8)$$

q - la chaleur par unité de masse, s - l'entropie par unité de masse

$$dh = du + Pdv + vdP \quad (2.9)$$

$$dh = Tds + vdP \quad (2.10)$$

$$Tds = C_p dT - vdP \quad (2.11)$$

Loi de gaz parfait $Pv=RT$, où R est la constante du gaz

$$ds = C_p \frac{dT}{T} - R \frac{dP}{P} \quad (2.12)$$

$$dS = C_p \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{P_2}{P_1} \quad (2.13)$$

Compression ou expansion isentropique.

Relation de Mayer, $C_p - C_v = R$, $\gamma = \frac{C_p}{C_v}$

$$\frac{C_p}{R} = \frac{\gamma}{\gamma - 1} \quad (2.14)$$

Pour $dS=0$, entropie constante : dans equation (2.14) donne :

$$C_p \ln \frac{T_2}{T_1} = R \ln \frac{P_2}{P_1} \quad (2.15)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{C_P}{R}} \quad (2.16)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.17)$$

Relation isentropique

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right)^\gamma = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.18)$$

Cette relation isentropique peut être utilisée pour l'analyse de problèmes pratiques dans les moteurs fusées

2.4 ÉCOULEMENT ISENTROPIQUE D'UN GAZ PARFAIT

2.4.1 La vitesse de son

Le mouvement du fluide lié à une onde acoustique est isentropique. La vitesse d'une onde acoustique, ou vitesse du son, est donnée par :

$$a = \sqrt{\left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)_S} \quad (2.19)$$

S - entropie constante

Une onde acoustique se produit lorsque les gradients de vitesse et de température de l'onde sont si petits que les contraintes de cisaillement et le transfert de chaleur sont négligeables.

vitesse de son : gaz idéal

Relation isentropique pour un gaz idéal

$$\frac{P}{\rho^\gamma} = cst \quad P = \rho RT$$

$$\left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)_s = cst \times \gamma \times \rho^{\gamma-1} = \gamma \times cst \times \frac{\rho^\gamma}{\rho} = \gamma \frac{P}{\rho} \qquad \left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)_T = RT = \frac{P}{\rho}$$

$$\left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)_s = \gamma \left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)_T = \gamma RT \qquad (2.20)$$

$$a = \left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)^{\frac{1}{2}} \rightarrow a = \sqrt{\gamma RT} \quad T \text{ est en K} \qquad (2.21)$$

La vitesse du son (**a**) dans un gaz idéal est donnée par

$$a = \sqrt{\gamma RT} \qquad (2.22)$$

2.4.2 Le nombre de Mach

$$M = \frac{V}{a} \qquad (2.23)$$

Avec :

M : Nombre de mach

V : Vitesse de l'écoulement

a : Vitesse du son

Classification de l'écoulement :

- Ecoulement subsonique M < 1
- écoulement transsonique : 0,8 < M < 1,2
- écoulement sonique : M = 1
- écoulement supersonique : M > 1;
- écoulement hypersonique: M > 5

2.4.3 État générateur

C'est l'état d'un fluide en un point de fluide où la vitesse V est supposée nulle.

Relations isentropiques

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^\gamma = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.24)$$

Enthalpie de stagnation

$$h_0 = h + \frac{V^2}{2} \quad (2.25)$$

$$C_p T_0 = C_p T + \frac{M^2 a^2}{2}$$

$$C_p T_0 = C_p T + \frac{M^2 \gamma R T}{2}$$

Diviser par C_p :

$$T_0 = T + \frac{M^2 \gamma R T}{2 C_p} \quad (2.26)$$

Diviser par T :

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{M^2 \gamma R}{2 C_p}$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2$$

Le rapport de température

$$\frac{T}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{-1} \quad (2.27)$$

Le rapport de pression

$$\frac{P}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.28)$$

Le rapport de masse volumique

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{-1}{\gamma - 1}} \quad (2.29)$$

État critique

On s'intéresse maintenant au comportement du fluide lorsque le régime de l'écoulement devient sonique, [M=1. Cet état est désigné par le signe « * ». Ces conditions soniques ou critiques seront notées par un astérisque : P^* , ρ^* , a^* et T^* . La section de la tuyère dans laquelle ce régime est atteint est appelée section critique (col) et on dit que l'écoulement se trouve dans les conditions critiques.^[33]

Si l'on prend $M = 1$ dans les équations des rapports des grandeurs totales, on obtient les rapports des grandeurs critiques.

Le rapport de température

$$\frac{T_0}{T^*} = \frac{\gamma + 1}{2} \quad (2.30)$$

Le rapport de pression

$$\frac{P_0}{P^*} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.31)$$

Le rapport de masse volumique

$$\frac{\rho_0}{\rho^*} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (2.32)$$

Dans tous les écoulements isentropiques, les propriétés critiques sont constantes. La vitesse critique V^* est égale à la vitesse du son critique a^* par définition et souvent utilisée comme vitesse de référence pour l'écoulement isentropique

$$V^* = a^* = (\gamma RT^*)^{\frac{1}{2}} = \left(\frac{2\gamma}{\gamma + 1} RT_0\right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.33)$$

Le débit massique

$$\dot{m} = \rho VA \quad (2.34)$$

Forme compressible, avec $V = M\sqrt{\gamma RT}$

$$\dot{m} = \rho AM\sqrt{\gamma RT} \quad (2.35)$$

$$\dot{m} = AM\sqrt{\gamma RT} \frac{P}{RT}$$

$$\dot{m} = A\sqrt{\frac{\gamma}{R}} M \frac{P}{\sqrt{T}}$$

relation isentropique $P = P_0 \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

$$\dot{m} = \frac{AP_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} M \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.36)$$

relation isentropique $\frac{T}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-1}$

$$\dot{m} = \frac{AP_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} M \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.37)$$

2.4.4 Rapport des sections

Les conditions soniques produisent le débit massique maximum.

Pour $M = 1$

$$\dot{m} = \frac{A^* P_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.38)$$

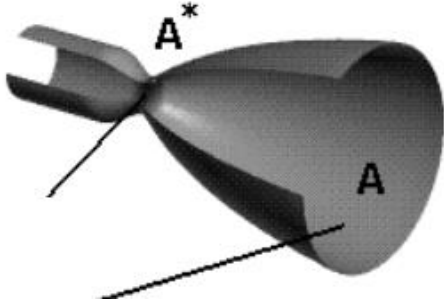


Figure 2-2: Sections de la tuyère^[11]

A^* : Section pour les conditions soniques

A : Section de la tuyère à une position donnée

Remplacer les conditions soniques dans l'équation du débit massique.

$$\frac{A P_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} M \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} = \frac{A^* P_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.39)$$

$$\frac{A}{A^*} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{M} \quad (2.40)$$

Ceci est connu sous le nom de relation section-nombre de Mach. On peut noter que le nombre de Mach à n'importe quel endroit du conduit est une fonction du rapport entre la section transversale locale et la section du col sonique, ainsi que du rapport de chaleur spécifique γ .^[11]

Rapport des sections :

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\frac{2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.41)$$

Rapport des vitesses :

$$\frac{V}{V^*} = M \left[\frac{\gamma + 1}{2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2.42)$$

Rapport des températures :

$$\frac{T}{T^*} = \frac{\gamma + 1}{2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)} \quad (2.43)$$

Rapport des pressions :

$$\frac{P}{P^*} = \left(\frac{T}{T^*} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = \left[\frac{\gamma + 1}{2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.44)$$

Rapport des masses volumiques :

$$\frac{\rho}{\rho^*} = \left(\frac{P}{P^*} \right)^{\frac{1}{\gamma}} = \left[\frac{\gamma + 1}{2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (2.45)$$

Débit massique de la tuyère

Le débit massique \dot{m} idéal d'une tuyère, s'exprime en fonction des conditions amont (P_o , T_o) et de la section au col A^* .^[33]

Il s'établit ainsi puisque la vitesse du son est atteinte au col

$$\dot{m} = \rho^* a^* A^* = \rho_o a_o \left(\frac{\rho^* a^*}{\rho_o a_o} \right) A^* \quad (2.46)$$

Négligeons la vitesse V_o dans la chambre ce qui en général justifié. Les relations deviennent :

$$\frac{a^*}{a_o} = \left(\frac{T^*}{T_o} \right)^{\frac{1}{2}} = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.47)$$

Si à présent on remplace la vitesse du son a_o par son expression $a_o = \sqrt{\gamma RT}$ il vient après élimination de ρ_o au moyen de l'équation :

$$\dot{m} = \rho_o a_o \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (2.49)$$

$$\dot{m} = \rho \cdot A^* \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{P_o}{\rho_o} \cdot \left[1 - \left(\frac{P}{P_o} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (2.48)$$

$$\Rightarrow \dot{m} = \rho_o A^* V_{max} \psi$$

$$\text{Avec : } V_{max} = V_L = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{P_o}{\rho_o}}$$

$$\text{Et } \psi = \left(\frac{P}{P_o} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{1 - \left(\frac{P}{P_o} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

$$\text{Peson } \frac{P}{P_o} = x \text{ donc } \frac{\partial \psi}{\partial x} = 0 \Rightarrow x = \frac{P}{P_o} = \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Quand $\frac{P}{P_o}$ à la valeur $\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$, la fonction ψ est max, puisque $\psi = \psi \left(\frac{P}{P_o} \right)$ s'annule si

$$P = 0 \text{ et } P = P_o$$

La pression correspondante est appelée pression critique et s'écrit $\frac{P^*}{P_o} = \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

Elle s'obtiendra au col d'après la théorie d'Hugoniot, et le débit massique maximal sera :

$$\dot{m}_{max} = \rho_o \cdot A V_{max} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \sqrt{1 - \frac{2}{\gamma+1}} \quad (2.50)$$

$$\Rightarrow \dot{m} = \rho_o A \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}} \quad (2.51)$$

$$\text{Aussi au col à : } a^* = V^* \text{ où } V^* = a^* = a_o \sqrt{\frac{2}{\gamma+1}}$$

$$\text{Et le débit massique critique sera : } \dot{m}_{max} = A^* \rho_o a_o \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{2(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}}$$

Cette expansion donne le débit massique maximum au col de la tuyère, où règne les conditions critiques. Pour $\gamma = 1.4$ on a : $\dot{m}_{max} = 0.685 A^* \rho_o a_o$

2.5 L'AÉRODYNAMIQUE DES FUSÉES

L'aérodynamique des fusées est l'étude de la façon dont les fusées interagissent avec l'air et les autres gaz de leur environnement lorsqu'elles se déplacent dans l'atmosphère. Ce domaine d'étude est crucial pour la conception et l'exploitation des fusées, car les forces aérodynamiques peuvent affecter considérablement les performances, la stabilité et la sécurité d'une fusée.

Au cours de son vol, la fusée est soumise à trois forces: Le **poids** de la fusée, La **poussée** du moteur, La **résistance de l'air**.^[34]

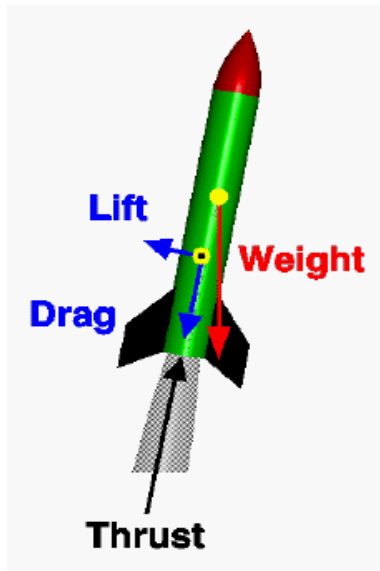


Figure 2-3: forces sur une fusée^[11]

Le poids P s'exerce au Centre de Gravité (CdG) de la fusée et est dirigé verticalement vers le bas. La poussée F s'applique au niveau du moteur, suivant l'axe longitudinal, vers l'ogive. La résistance de l'air R s'oppose à l'avancement de la fusée dans l'air. Elle s'applique en un point appelé Centre de Poussée Aérodynamique (CPA). En général, la résistance de l'air comprend deux composantes : composante axiale nommée Trainée, composante normale nommée Portance.^[34]

La Portance est la composante de cette force qui est perpendiculaire à la direction de l'écoulement. Elle s'oppose à la Trainée, qui est parallèle à la direction de l'écoulement

$$\text{Équation de Trainée} - T = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_T$$

$$\text{Équation de Portance} - P = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_P$$

C_P – coefficient de Portance C_T – coefficient de Trainée

2.6 ÉQUATION DE POUSSÉE DE LA FUSÉE

2.6.1 La force de Poussée

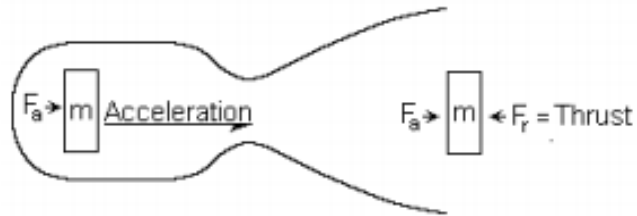


Figure 2-4: lois de Newton^[35]

La poussée d'une fusée peut s'expliquer à l'aide des deuxième et troisième lois du mouvement de Newton.

Deuxième loi : une force appliquée à un corps est égale à la masse du corps multipliée par son accélération dans la direction de la force. $F = ma$

Troisième loi : pour chaque action, il y a une réaction égale et opposée. $F_a = -F_r$

Dans la propulsion des fusées, une masse de propergol (m) est accélérée (via le processus de combustion) depuis une vitesse initiale (V_o) jusqu'à une vitesse de sortie (V_e). L'accélération de cette masse s'exprime:

$$a = \frac{(V_e - V_o)}{t}$$

En combinant les termes, nous obtenons

$$F = m \frac{(V_e - V_o)}{t} \quad (2.52)$$

Ce qui peut être réarrangé :

$$F = \frac{m}{t} (V_e - V_o)$$

$$F = \dot{m}(V_e - V_o)$$

En supposant une vitesse initiale nulle, la pousse produite par le flux de propergol devient :

$$F_1 = \dot{m}V_e \quad (2.53)$$

Une autre composante de la poussée (poussée de pression, F_2) provient de la force exercée par les différences de pression externes sur le système. Cela est décrit par la différence de pression entre l'écoulement quittant le moteur (P_e) à travers la zone de sortie (A_e) et la pression externe (ambiante) (P_a).^[35]

En combinant les deux composantes de la poussée, on obtient :

$$F = \dot{m}V_e + (P_e - P_a)A_e \quad (2.54)$$

Dans le vide de l'espace : $P_a = 0$

$$F = \dot{m}V_e + P_e A_e \quad (2.55)$$

La vitesse d'échappement effective

La vitesse effective notée V_{eff} est la vitesse de sortie de la tuyère adaptée. Elle est définie par le rapport de la poussée au débit massique.

$$F = \dot{m}V_{eff} \quad (2.56)$$

$$V_{eff} = \frac{F}{\dot{m}}$$

$$V_{eff} = V_e + \frac{(P_e - P_a) A_e}{\dot{m}} \quad (2.57)$$

$V_{eff} = V_e$ Quand $P_e = P_a$

Sinon, la vitesse d'échappement effective V_{eff} est inférieure à la vitesse de sortie de la tuyère V_e .

2.6.2 Vitesse d'échappement

Dans une tuyère convergente-divergente, une grande fraction de l'énergie thermique des gaz dans la chambre est convertie en énergie cinétique. La vitesse d'écoulement peut être obtenue à partir de la conservation de l'enthalpie totale. ^[14]

La variation de l'enthalpie spécifique est : $C_p(T_o - T_e)$

Le gain d'énergie cinétique des gaz d'échappement par unité de masse est : $\frac{1}{2}V_e^2$

En égalant ces deux quantités :

$$V_e^2 = 2C_p(T_o - T_e) \quad (2.58)$$

$$V_e = \sqrt{2C_p(T_o - T_e)}$$

$$V_e = \sqrt{2C_p T_o \left(1 - \frac{T_e}{T_o}\right)} \quad (2.59)$$

À partir des relations isentropiques, l'équation (2.59) devient :

$$V_e = \sqrt{2 \frac{\gamma R}{\gamma - 1} T_o \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_o} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (2.60)$$

2.7 LES PARAMÈTRES DES PERFORMANCES

2.7.1 Coefficient de poussée

Le coefficient de poussée est l'un des paramètres les plus importants pour la performance d'une fusée. Il représente le rapport de la poussée F au produit de la pression dans la chambre de combustion P_o et la surface du col A^* . C'est un facteur de multiplication sans dimension qui indique dans quelle mesure la poussée est amplifiée par la tuyère. ^[36]

$$C_F = \frac{F}{P_o A^*} \quad (2.61)$$

2.7.2 Vitesse caractéristique

Paramètre de performance expérimentalement couramment utilisé pour les moteurs de fusée, qui est défini comme le rapport entre la vitesse effective d'échappement et le coefficient de poussée ^[13]. Il mesure la performance de combustion d'un moteur de fusée indépendamment de la performance de la tuyère et est utilisé pour comparer différents propulseurs et systèmes de propulsion. ^[37]

$$C^* = \frac{V_{eff}}{C_F} \quad (2.62)$$

$$C^* = \frac{P_o A^*}{\dot{m}} \quad (2.63)$$

2.7.3 Coefficient de décharge

A cause principalement des effets de frottement, de façon générale les performances réelles d'une tuyère sont légèrement différentes de celles déterminées sur la base de l'hypothèse d'un écoulement isentropique.

Le coefficient de décharge noté C_d est défini comme étant le rapport du débit actuel réel à celui déterminé à partir des relations isentropiques. ^[38]

$$C_d = \frac{\text{débit actuel réel}}{\text{débit isentropique}} \quad (2.64)$$

2.7.4 L'impulsion totale

L'impulsion totale, dans le domaine de l'aéronautique, est le produit de la poussée moyenne d'un propulseur pendant un intervalle de temps par la durée de cet intervalle. L'intervalle de temps retenu correspond en général à la période utile de fonctionnement du propulseur. ^[37]

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (2.65)$$

$$I_t = \int_0^t \dot{m} V_{eff} dt = m V_{eff} \quad (2.66)$$

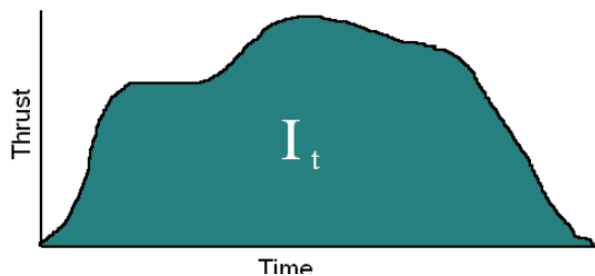


Figure 2-5: Courbe de poussée en fonction de temps ^[35]

2.7.5 L'impulsion spécifique

L'impulsion spécifique (abrégée en I_{sp}) est une façon de décrire les performances d'une fusée. Elle peut être utilisée pour comparer des fusées de différentes tailles. Une impulsion spécifique élevée signifie qu'une fusée a besoin de moins de carburant pour être aussi performante. Si l'impulsion spécifique est plus faible, cela signifie que la fusée a besoin de plus de carburant pour fonctionner également ^[39]. L'impulsion spécifique indique la quantité de poussée obtenue par la consommation d'un kilogramme de propergol en une seconde. ^[40]

$$I_{sp} = \frac{\int_0^t F dt}{g \int_0^t \dot{m} dt} \quad (2.67)$$

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g}$$

$$I_{sp} = \frac{\dot{m}V_{eff}}{\dot{m}g}$$

$$I_{sp} = \frac{V_{eff}}{g} \quad (2.68)$$

2.7.6 La consommation spécifique de propergol

La consommation spécifique de propergol est essentiellement la réciproque de l'impulsion spécifique.

$$\frac{1}{I_{sp}} = \frac{\dot{m}g}{F} \quad (2.69)$$

2.7.7 Rapport de masse

Le rapport de masse est défini comme la masse finale (m_f) après le fonctionnement de la fusée (ou après que les propergols ont été consommés) divisée par la masse initiale (m_o) avant le fonctionnement de la fusée. Ici, m_f comprend la masse du véhicule ou de l'étage après que la fusée a cessé de fonctionner lorsque toute la masse utile de propergol m_p a été consommée et éjectée. ^[4]

$$m_o = m_p + m_f \quad (2.70)$$

$$RM = \frac{m_f}{m_o} \quad (2.71)$$

Cette équation s'applique à un véhicule à un seul étage ou à un véhicule à plusieurs étages ; pour ce dernier, le rapport de masse global est le produit du rapport de masse individuel de chaque étage du véhicule.

2.7.8 Rapport impulsion-poids

Afin de déterminer l'efficacité de la conception globale d'un moteur de fusée, il est judicieux d'utiliser le rapport impulsion-poids, qui est défini comme l'impulsion totale rapportée au poids initial du véhicule tel que donné par ^[4]

$$\frac{I}{W} = \frac{I}{m_o g} \quad (2.72)$$

2.8 ÉQUATION DE LA FUSÉE DE TSIOLKOVSKI

Fusée à un seul étage.

L'équation du mouvement d'une fusée est dérivée ici. La deuxième loi de Newton est utilisée. Les forces qui régissent le mouvement d'une fusée sont la poussée (F), la traînée (T), la portance (P) et la force gravitationnelle (mg). Ici, (m) est la masse instantanée de la fusée. Tout d'abord, on suppose que la poussée et la traînée sont alignées dans la direction du vol. La direction du vol est inclinée d'un angle (θ) par rapport à la direction verticale. ^[14]

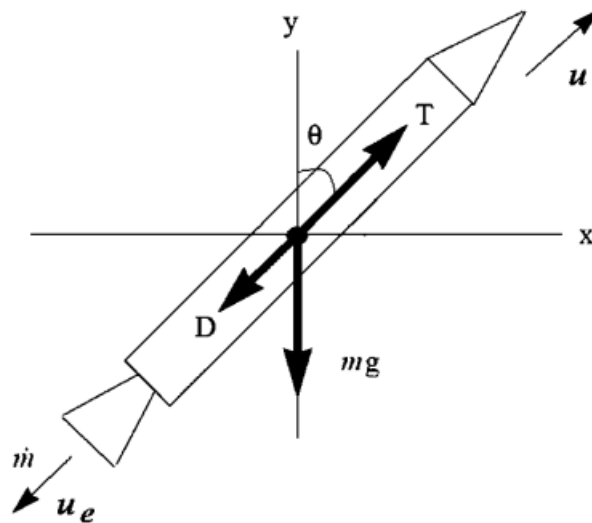


Figure 2-6: Diagramme des forces dans un plan bidimensionnel pour un moteur de fusée^[14]

$$m \frac{du}{dt} = F - T - mg \cos \theta \quad (2.73)$$

$$m \frac{du}{dt} = \dot{m} V_{eff} - T - mg \cos \theta \quad (2.74)$$

Le taux d'écoulement de masse à travers la tuyère est égal au taux de variation négatif de la masse de la fusée, donc...

$$\dot{m} = -\frac{dm}{dt}$$

$$m \frac{du}{dt} = -\frac{dm}{dt} V_{eff} - T - mg \cos \theta \quad (2.75)$$

$$du = -\left(\frac{dm}{m}\right) V_{eff} - (T)dt - mg \cos \theta dt \quad (2.76)$$

Néglige la trainée et la perte due à la gravité, En intégrant l'équation (2.76) sur une période de temps égale à la durée de combustion, on obtient la variation de vitesse incrémentale.

$$\frac{\Delta u}{V_{eff}} = \ln \frac{m_o}{m_f} \quad (2.77)$$

$$\frac{\Delta u}{V_{eff}} = \ln \frac{1}{RM} \quad (2.78)$$

$$\Delta u = V_{eff} \ln \frac{1}{RM} \quad (2.79)$$

Où, Δu est la variation de la vitesse

Cette équation a été dérivée pour la première fois en 1903 par le scientifique russe Konstantin E. Tsiolkovsky, qui avait préconisé l'utilisation de moteurs-fusées pour les voyages dans l'espace. Cette équation est connue sous le nom d'équation de la fusée de Tsiolkovsky, qui est à la base de la propulsion des fusées. Elle indique que la variation de la vitesse du véhicule dépend de la RM.^[13]

Équation pour une fusée à plusieurs étages en série

$$\Delta u = N V_{eff} \ln \frac{1}{RM} \quad (2.80)$$

Où N – nombre des étages

Équation pour une fusée à plusieurs étages en parallèle.

$$\Delta u = (V_{eff})_{moy} \ln \frac{1}{RM} \quad (2.81)$$

Où - $(V_{eff})_{moy}$ est la vitesse moyenne d'échappement



CHAPITRE 3
SIMULATION NUMÉRIQUE ET
L'ANALYSE DES RÉSULTATS



3.1 INTRODUCTION

La simulation d'un moteur-fusée est le processus qui consiste à utiliser des modèles informatiques et des logiciels pour reproduire le comportement et les performances d'un moteur-fusée. Il s'agit de créer une représentation mathématique des composants du moteur, notamment la chambre de combustion, la tuyère et les injecteurs de propergol.

La simulation est utilisée pour analyser et prédire le comportement d'un moteur-fusée, ce qui permet aux ingénieurs d'en optimiser la conception, les performances et l'efficacité. Elle fournit des informations précieuses sur la physique et la dynamique complexes impliqués dans le fonctionnement du moteur, ce qui permet aux ingénieurs de prendre des décisions éclairées avant de construire et de tester physiquement les prototypes.

La simulation implique la résolution d'équations mathématiques pour décrire la dynamique des fluides, la thermodynamique, les processus de combustion et d'autres phénomènes physiques. Ces équations sont résolues numériquement à l'aide de techniques Computational Fluid Dynamic (CFD).

La CFD est une branche de la mécanique des fluides qui utilise l'analyse numérique pour analyser et résoudre l'équation de l'écoulement des fluides au moyen d'une simulation sur ordinateur. La CFD est basée sur les équations de Navier-Stokes. Ces équations décrivent comment la vitesse, la pression, la température et la densité d'un fluide en mouvement sont liées.^[41]

Ce chapitre présente le processus de développement de la simulation numérique de la combustion dans un moteur-fusée à propergol liquide, y compris l'établissement de la géométrie et du maillage, et l'utilisation de modèles mathématiques physiques pour évaluer des paramètres tels que la poussée, l'impulsion spécifique, l'efficacité de la combustion, la pression de la chambre, la distribution de la température et les caractéristiques de l'écoulement.

3.2 LE LOGICIEL : ANSYS FLUENT

Ansys Fluent est un programme informatique permettant de modéliser l'écoulement des fluides, le transfert de chaleur et les réactions chimiques dans des géométries complexes.

Ansys Fluent est écrit en langage C et exploite pleinement la flexibilité et la puissance offertes par ce langage. Ansys Fluent utilise une architecture client/serveur, qui lui permet de fonctionner comme des processus simultanés distincts sur des postes de travail clients et des serveurs informatiques puissants. Cette architecture permet une exécution efficace, un contrôle interactif et une flexibilité totale entre différents types de machines ou de systèmes d'exploitation.^[42]

Ansys Fluent est programmé pour faire ce qui suit :

- Division du domaine en volumes de contrôle discrets à l'aide d'un élément de calcul ou d'un maillage.
- Permet d'affiner ou de grossir le maillage en fonction de la solution de l'écoulement.
- Intégration des équations directrices sur les volumes de contrôle individuels pour construire des équations algébriques pour les variables dépendantes discrètes ("inconnues") telles que les vitesses, la pression, la température, etc.^[43]
- Le solveur en série d'Ansys Fluent gère l'entrée et la sortie des fichiers, le stockage des données et les calculs du champ d'écoulement en utilisant un seul processus de solveur sur un seul ordinateur.
- Il utilise également un utilitaire appelé cortex qui gère l'interface utilisateur d'Ansys Fluent et les fonctions graphiques de base.
- Le solveur parallèle d'Ansys Fluent vous permet de calculer une solution en utilisant plusieurs processus qui peuvent s'exécuter sur le même ordinateur ou sur différents ordinateurs d'un réseau. Le traitement parallèle dans Ansys Fluent implique une interaction entre Ansys Fluent, un processus hôte et un ensemble de processus de nœuds de calcul. Ansys Fluent interagit avec le processus hôte et l'ensemble des nœuds de calcul à l'aide de l'utilitaire d'interface utilisateur cortex.^[42]

Ansys Fluent est composé de trois éléments :

1. Le Pré-processeur : C'est la première étape de la simulation qui peut aider à définir la géométrie du contrôle volume, la génération du maillage, la définition des propriétés du fluide et la spécification des conditions aux limites appropriées.
2. Le solveur : Il permet de définir numériquement les conditions de fonctionnement (pression, température, gravité) dans lesquelles les simulations sont effectuées et de définir les conditions aux limites (il offre même la possibilité de revenir aux types de conditions aux limites déjà définies et importées). Il effectue la résolution numérique des

équations du mouvement (équations de continuité, de quantité de mouvement et d'énergie).

3. Le post-processeur : Permet de visualiser la géométrie et le maillage du domaine. Ansys Fluent offre la possibilité de visualiser les champs de vitesse, de pression, de température calculée sur un segment de droite, une section du domaine ou sur la totalité du domaine d'étude. Il est aussi possible de tracer des courbes et profils de certaines variables sur des droites définies au préalable sur Fluent, et d'exporter les résultats numériques dans différents formats de fichiers exploitables.^[43]

3.3 APPLICATION D'ANSYS FLUENT

3.3.1 Création de la géométrie :

La première étape du processus de modélisation CFD consiste à définir la géométrie du problème à résoudre. Généralement, Ansys Workbench est utilisé pour créer la géométrie. La géométrie est soit importée, soit dessinée à l'aide des outils de la new Design Modeler geometry. La géométrie importée provient généralement de la CAO (conception et dessin assistés par ordinateur) ou d'une représentation simplifiée de Solidworks et est modifiée en fonction des exigences nécessaires pour effectuer la simulation de manière efficace. La géométrie peut être en 2D ou en 3D.

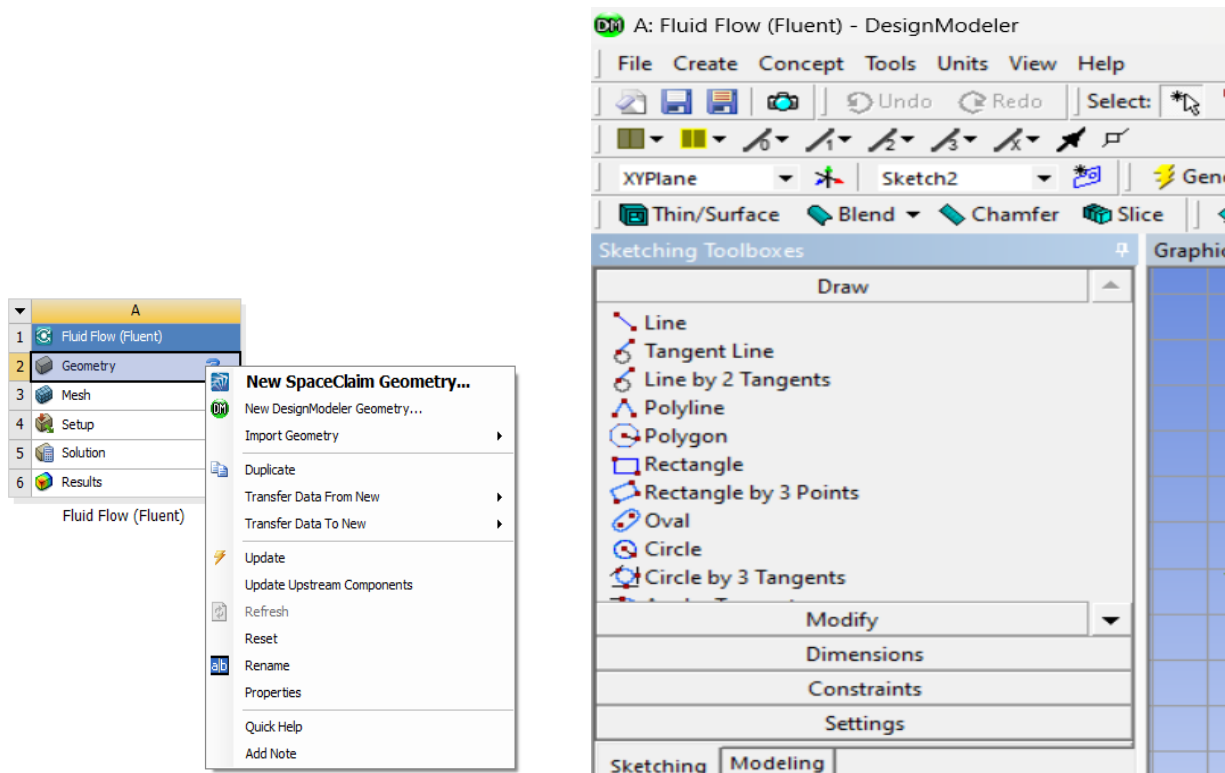


Figure 3-1: Menu principal de Ansys Workbench New Designer Modeler geometry

3.3.2 Maillage de la geometrie

La géométrie doit être discrétisée pour former un maillage afin de résoudre l'écoulement à l'aide d'un algorithme numérique. Le maillage est le processus de génération d'éléments bidimensionnelles (2D) et tridimensionnelles (3D). Il divise les géométries complexes en petits volumes ou cellules de maillage. L'équation de l'écoulement du fluide sera résolue pour calculer les propriétés de l'écoulement telles que la vitesse et la pression dans chaque élément.^[44]

Un maillage de haute qualité influence la précision, la convergence et la vitesse de la simulation. Les éléments du maillage permettent de résoudre les équations sur des volumes définis.

Les maillages sont classés en trois catégories : les maillages structurés, les maillages non structurés et les maillages hybrides.

Types des éléments de maillage

1. Bidimensionnelles (2D)

Deux types de cellules bidimensionnelles sont couramment utilisés. Il s'agit du triangle et du quadrilatère. D'un point de vue informatique, les éléments auront des angles internes aigus ou des bords courts, ou les deux.

a) Triangle

Cette forme de cellule se compose de trois côtés et constitue l'un des types de maillage les plus simples. Un maillage triangulaire est toujours rapide et facile à créer. Il est le plus courant dans les maillages non structurés.

b) Quadrilatère

Cette forme de cellule est une forme de base à 4 côtés, comme le montre la figure. Elle est la plus courante dans les maillages structurés.^[45]

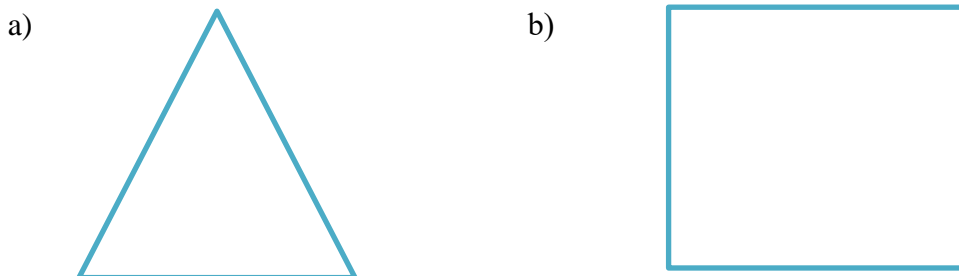


Figure 3-2: Type d'élément bidimensionnels, 2D.

2. Tridimensionnels, 3D

Le tétraèdre, la pyramide quadrilatérale, le prisme triangulaire et l'hexaèdre sont les éléments tridimensionnels de base. Ils ont tous une forme triangulaire ou quadrilatérale.

Les modèles bidimensionnels extrudés peuvent être entièrement représentés par des triangles extrudés et des quadrilatères par des prismes et des hexaèdres.

Les faces des quadrilatères en tridimensionnels ne sont pas toujours exactement planes. Une face quadrilatérale non plane est un volume tétraédrique étroit partagé par deux pièces environnantes.^[45]

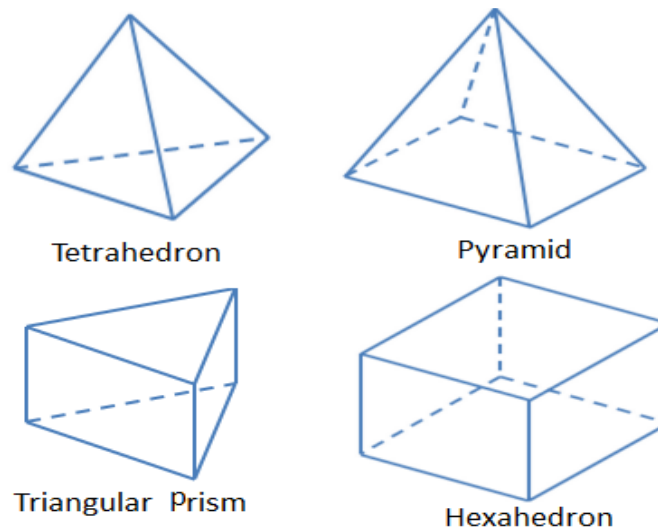


Figure 3-3 : Type d'élément tridimensionnels, 3D^[45]

Classification des maillages

1. Maillages structurés

Les grilles structurées se distinguent par une connexion régulière. Elles sont constituées d'éléments quadrilatéraux en 2D et d'éléments hexaédriques en 3D.

Les grilles structurées sont peu encombrantes ; elles nécessitent un stockage implicite. Elle offre une meilleure convergence et une meilleure résolution.

2. Maillages non structurés

Les maillages non structurés se distinguent par leur connectivité irrégulière. Elles ne peuvent pas être facilement décrites dans la mémoire de l'ordinateur comme un tableau bidimensionnel ou

tridimensionnel. Cela permet de prendre en compte tous les éléments possibles qu'un solveur peut être en mesure d'utiliser.

Les maillages non structurés nécessitent un stockage explicite des relations de voisinage. Les besoins de stockage d'une grille structurée et d'une grille non structurée sont constants.

3. Maillage hybride

La méthode de génération de maillage hybrides comprend trois procédures : la génération de maillage structurées pour les sous-domaines, la découpe des trous pour éliminer les maillages qui se chevauchent et produire le corps entier, et la génération de maillage non structurées pour remplir le corps du trou et connecter différentes parties des grilles structurées.^[46]

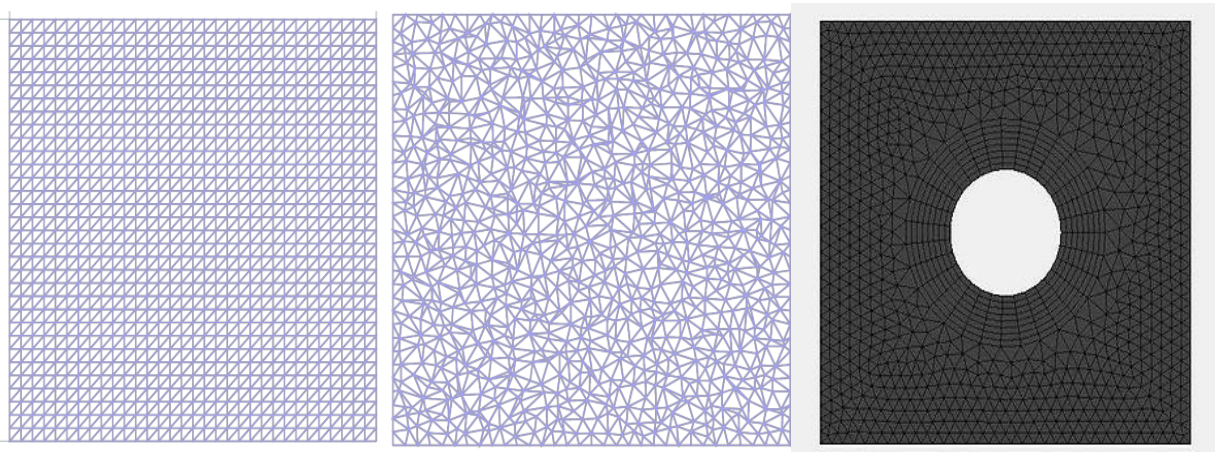


Figure 3-4: Les trois types de maillage ; maillage structuré, maillage non structuré et maillage hybride respectivement.^[46]

3.3.3 Configuration de la simulation

Une fois qu'un maillage a été généré, il peut être utilisé dans un solveur pour générer des résultats de calcul. Sélectionnez les modèles qui représentent le mieux la physique du problème que vous devez résoudre. Simulez soit une solution en régime permanent, soit une simulation transitoire. Des modèles physiques supplémentaires peuvent être nécessaires pour décrire avec précision le problème physique, comme la compressibilité, la température et la modélisation de la turbulence.

Les conditions aux limites doivent être assignées aux surfaces représentant le domaine de calcul et la géométrie, et les valeurs initiales doivent être assignées aux variables d'écoulement dans chaque cellule. Il s'agit de représentations mathématiques des conditions d'écoulement réelles.^[47]

3.3.3.1 Les principes de modélisation de la turbulence

Les simulations numériques peuvent également permettre d'observer les comportements d'un écoulement dans une géométrie à plus grande échelle sans pour autant nécessiter la construction de pilotes encombrants (par exemple en lit fluidisé). Il existe trois types de simulation numérique en Mécanique des fluides : DNS (Direct Numerical Simulation), LES (Large Eddy Simulation : Simulation des grandes échelles, SGE) et RANS (Reynolds Average Navier Stokes).^[48]

➤ La simulation numérique directe (DNS)

La simulation DNS est la première approche de la turbulence, qui consiste à résoudre numériquement les équations de Navier-Stokes sans modèle de turbulence. Elle résout toutes les échelles de mouvement, y compris l'échelle de Kolmogorov. Il est difficile de choisir les bonnes conditions initiales, mais cette approche est intéressante car elle n'introduit pas d'autres modèles. Les résultats DNS sont souvent utilisés à des fins de vérification.

➤ La simulation des équations de Navier stokes moyennes (RANS)

Les simulations RANS sont le modèle le plus couramment utilisé pour simuler la turbulence. Il est basé sur la décomposition des champs en une composante moyenne et une composante de fluctuation, dont la moyenne temporelle est supposée être nulle. Dans les simulations utilisant la méthode RANS, les équations de Navier-Stokes sont résolues pour la composante moyenne, ce qui signifie que nous résolvons l'état stable, mais qu'un terme tensoriel inconnu contenant les champs de fluctuation est présent. Ce terme est connu sous le nom de contrainte de Reynolds et doit être modélisé.

➤ La simulation des grandes échelles (LES)

La simulation des grandes turbulences (LES) est un compromis entre DNS et RANS qui vise à surmonter les principaux inconvénients des deux modèles. Elle évite le coût de calcul élevé de la DNS et devrait être plus précise que la RANS. Il est raisonnable de ne modéliser que les grands tourbillons, car ils sont responsables de la majeure partie du transport de masse, de quantité de mouvement et d'énergie, tandis que les petits tourbillons ont tendance à être plus isotropes et moins dépendants de la géométrie. LES est la méthode choisie pour simuler un moteur de fusée en raison de sa nature complexe et de ses avantages.^[49]

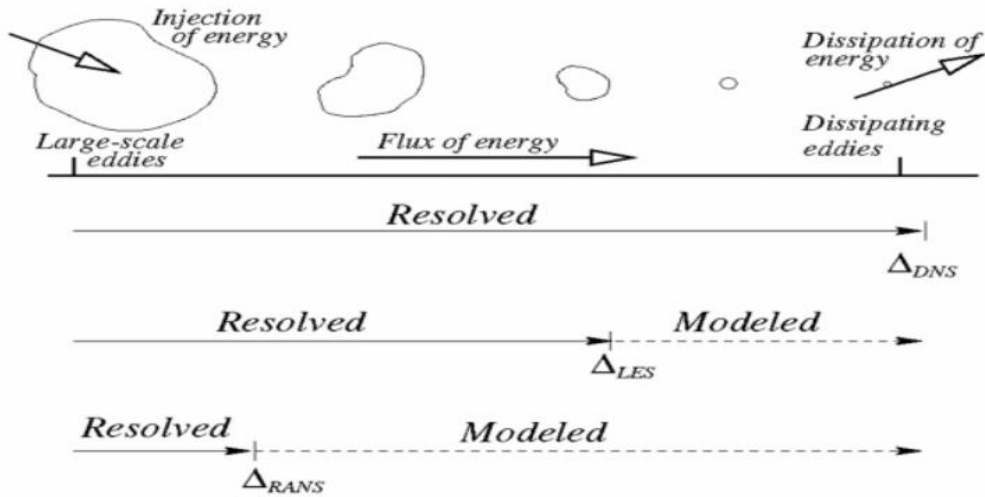


Figure 3-5: Comparaisons des modèles de turbulence^[49]

3.3.4 L'itération de la solution

Dans le cas d'une simulation en régime permanent, la solution finale est obtenue par un processus itératif et plusieurs itérations sont généralement nécessaires pour faire converger le système d'équations. Le taux de changement de la solution en termes de variables d'écoulement (comme la pression ou la vitesse) est appelé résidu. Le nombre maximum d'itérations que le solveur effectuera doit être décidé avant de commencer la simulation. La solution la plus courante consiste à définir des critères de convergence et à arrêter l'algorithme de résolution une fois que les critères sont remplis. Parfois, la solution peut encore présenter de petites variations dans les résidus, mais les résultats sont considérés comme suffisamment stables pour assurer la convergence ; il est courant de calculer la moyenne de la solution sur une plage des dernières itérations.

Les simulations transitoires font progresser la solution en temps physique au lieu d'itérations, l'utilisateur définissant la fenêtre temporelle et un pas de temps à parcourir. Le choix du pas de temps a des implications importantes sur la qualité des résultats et la stabilité de la solution. La solution doit converger à chaque pas de temps.^[47]

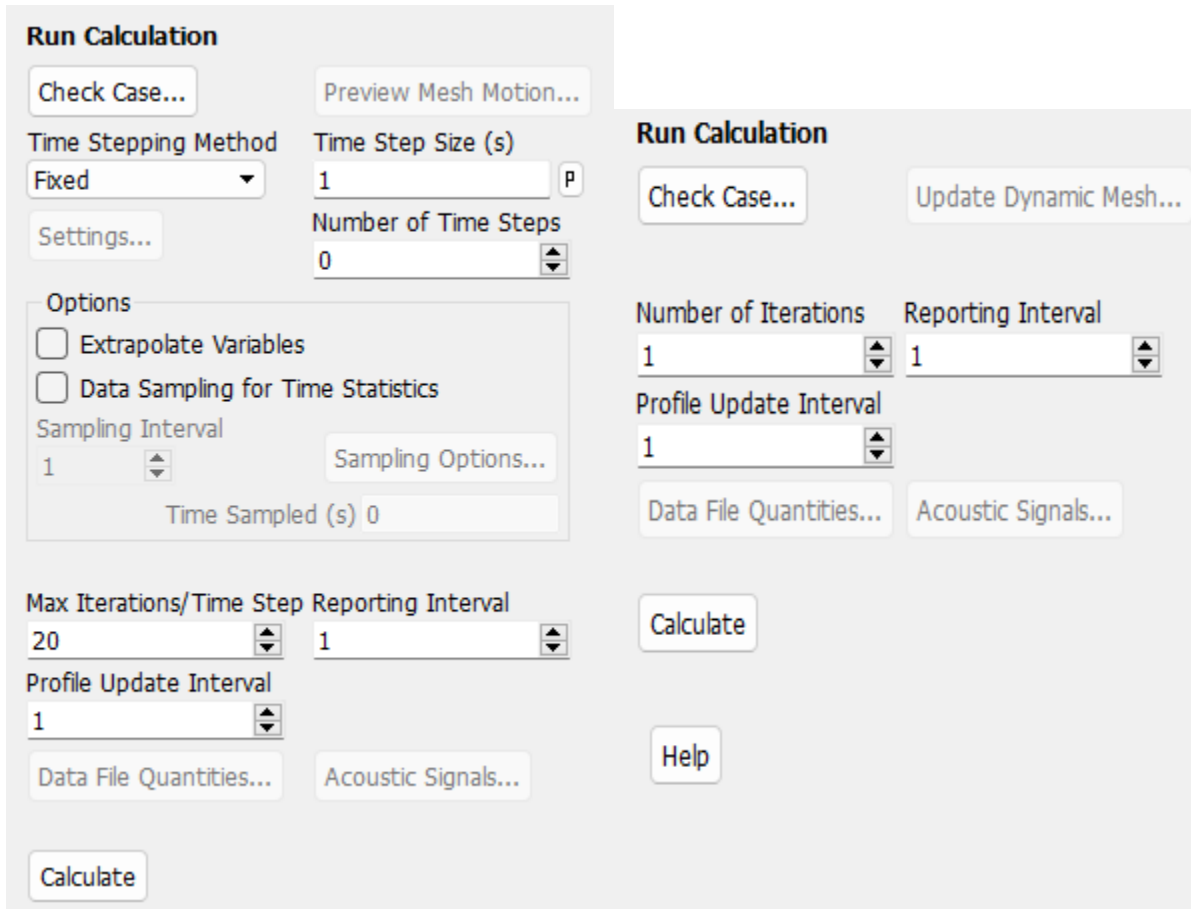


Figure 3-6 : Les calculs de la simulation en régime transitoire et stationnaire respectivement

3.4 SIMULATION DE MOTEUR FUSÉE

L'objectif est de modéliser avec précision la combustion du méthane et de l'air dans un moteur-fusée à propergol liquide à injecteurs multiples. La réaction a été modélisée en utilisant une combustion non prémélange.

Une simulation numérique a été obtenue pour un écoulement subsonique-supersonique à travers une tuyère convergent-divergent. Différentes caractéristiques de l'écoulement compressible ont été analysées et déterminées.

Définissez la simulation dans ANSYS Fluent en définissant la géométrie, les conditions limites, les propriétés des fluides et d'autres paramètres pertinents. Sélectionnez les paramètres de solver, tels que les critères basés sur la pression, transitoires et de convergence. La géométrie du moteur-fusée est supposée être axisymétrique et l'écoulement est bidimensionnel. L'équation discrétisée a été formée en plongeant le domaine de la maille.

3.4.1 La géométrie

La géométrie présentée dans la figure 3.7 est une géométrie 2D d'un moteur de fusée à ergols liquide dessinée à l'aide d'un new Designer Modeler. Elle est composée de sections d'injecteurs (carburant et oxydant), chambre de combustion, section de paroi, symétrie et tuyère.

LES DIMENSIONS	
Diamètre d'injecteur de carburant (fuel inlet)	1mm
Diamètre d'injecteur d'oxydant (oxydiser inlet)	5mm
Longueur de chambre de combustion	110mm
Rayon d'entrée	83mm
Rayon au col	30mm
Longueur de la tuyère	271mm
Rayon de sortie	52mm
Longueur de l'axe	384mm

Table 3-1: Les dimensions du moteur fusée^[50]

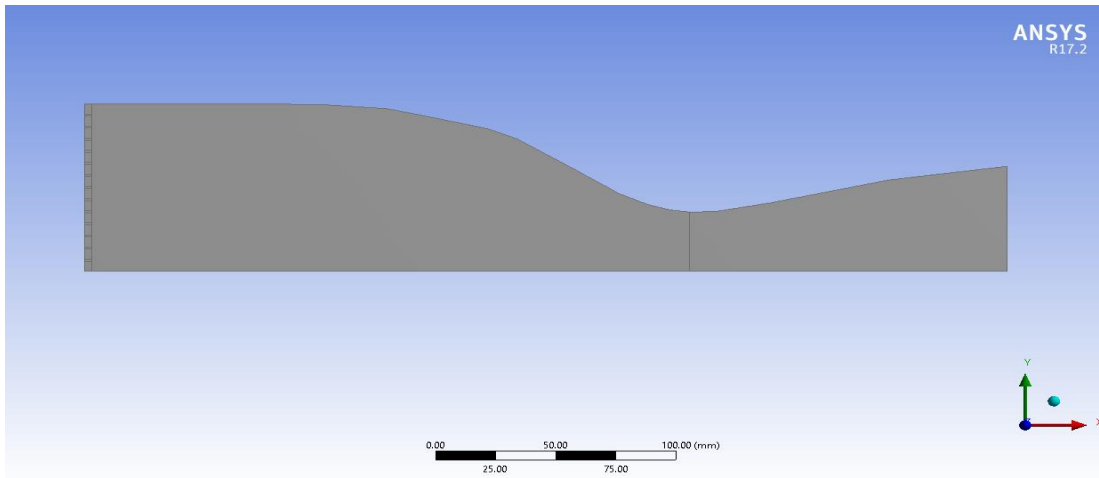


Figure 3-7: profil du moteur fusée

3.4.2 Le maillage

Un maillage structuré a été réalisé pour notre domaine de calcul. Pour déterminer la taille des éléments du maillage de notre domaine, une analyse indépendante du maillage a été effectuée en utilisant différentes tailles d'éléments.

La figure 3.8 montre le maillage quadrilatéral généré pour la géométrie 2D. L'outil de génération automatique de maillage d'Ansys a été utilisé pour générer le maillage. Après avoir créé le maillage, nous obtenons ces statistiques **nœuds : 17 100, éléments : 16 800**.

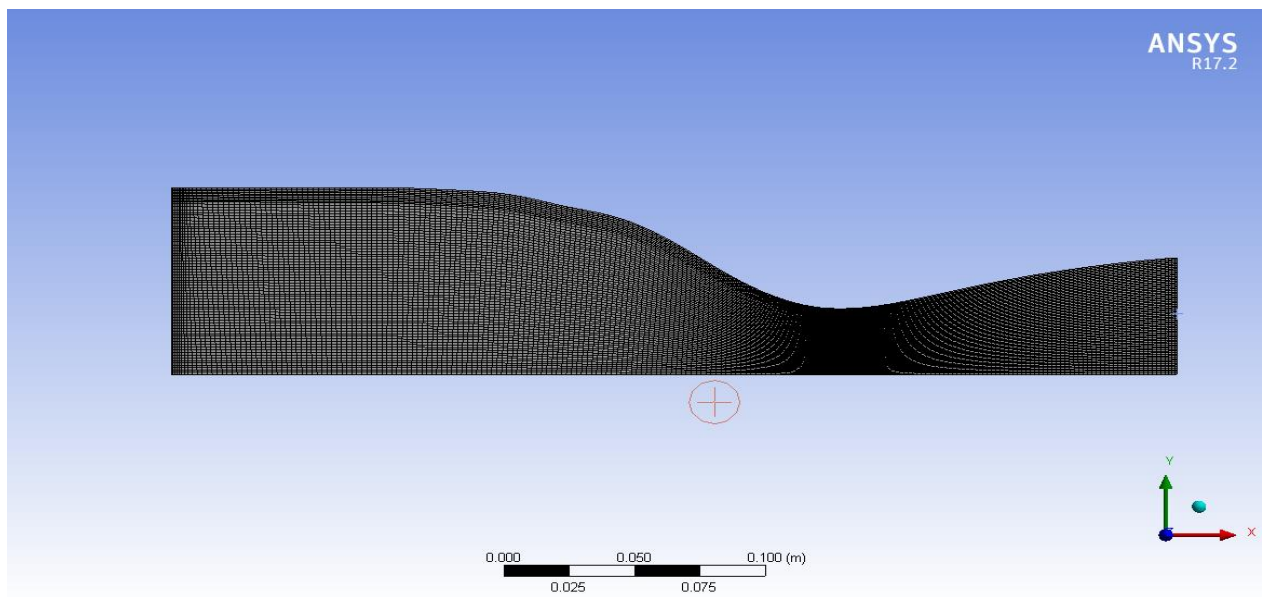


Figure 3-8: maillage du moteur fusée

3.4.3 Configuration de la physique

Examiner la qualité du maillage, l'échelle et vérifier les unités de longueur du maillage. Activer l'équation de l'énergie et utiliser les modèles physiques appropriés.

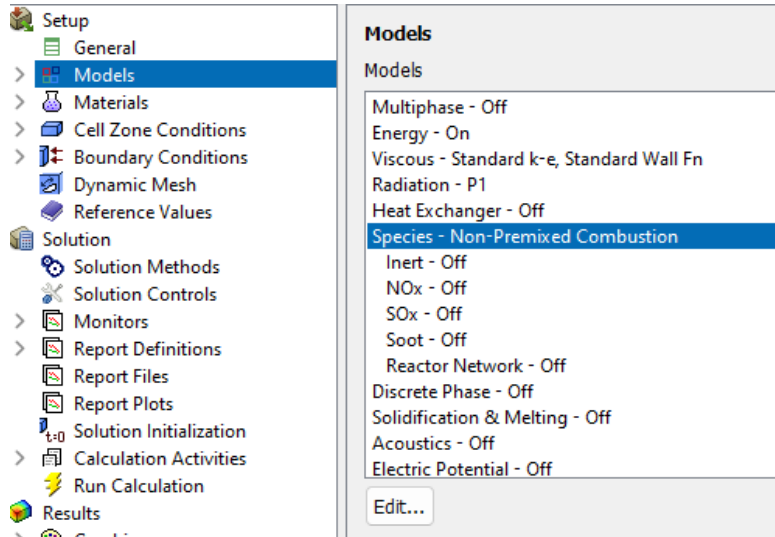


Figure 3-9: Les modelés utilisés

Les modèles utilisés

1. Modèle de turbulence

Modèle k- ϵ standard wall fn – Il contient des variables qui mesurent l'énergie cinétique turbulente et la dissipation turbulente ϵ .

2. Radiation model

Le modèle de rayonnement est utilisé pour simuler et analyser le transfert de chaleur radiatif dans diverses applications telles que la combustion. Il fournit une solution approximative de l'équation de transfert radiatif intégral-différentielle (RTE) en transférant la RTE dans un ensemble d'équations différentielles partielles simultanées.^[51]

3. Les espèces : modèle de combustion non prémélange

La combustion non prémélangée consiste à injecter séparément les flux de combustible et d'oxydant dans la chambre de combustion. Cette approche est efficace car la fraction de mélange est une quantité scalaire conservée, les éléments atomiques étant conservés dans chaque réaction chimique. Le processus de combustion complexe est ainsi réduit à un simple problème de mélange, ce qui permet de modéliser la chimie une fois le mélange effectué.

Modèles de chimie du système : Hypothèses sur l'équilibre chimique

Cette approche suppose que les réactions chimiques en avant et en arrière sont infiniment rapides, de sorte que même au niveau moléculaire, l'équilibre chimique existe. En raison de l'hypothèse de l'équilibre chimique, l'état thermochimique est une fonction de la fraction du mélange local. Il peut prédire la formation d'espèces intermédiaires et ne nécessite pas d'informations sur le taux cinétique chimique. Elle ne résout pas les mécanismes de réaction à plusieurs étapes, mais définit les espèces importantes dans le système. Un algorithme développé sur la base de la minimisation de l'énergie libre de Gibbs est utilisé pour déterminer les fractions molaires des espèces à partir de la fraction de mélange locale.

Génération de PDF

Dans Fluent, l'écoulement turbulent réactif est défini par la prédiction de diverses propriétés fluctuantes moyennées dans le temps. La fonction PDF fournit le modèle d'interaction turbulence-chimie, qui relie ces valeurs moyennées dans le temps aux valeurs instantanées. L'approche PDF est développée spécialement pour les flammes turbulentes de diffusion, et le couplage de la chimie et de la turbulence ainsi que la formation d'espèces intermédiaires sont modélisés à l'aide de la méthode des fractions de mélange. Elle est efficace sur le plan informatique car elle ne nécessite pas la résolution d'un grand nombre d'équations de transport des espèces.^[52]

3.4.4 Conditions aux limites

Les conditions aux limites sont présentées dans la figure 3.10 ci-dessous. L'écoulement à l'entrée du moteur fusée est subsonique et les conditions limites à l'entrée sont imposées.

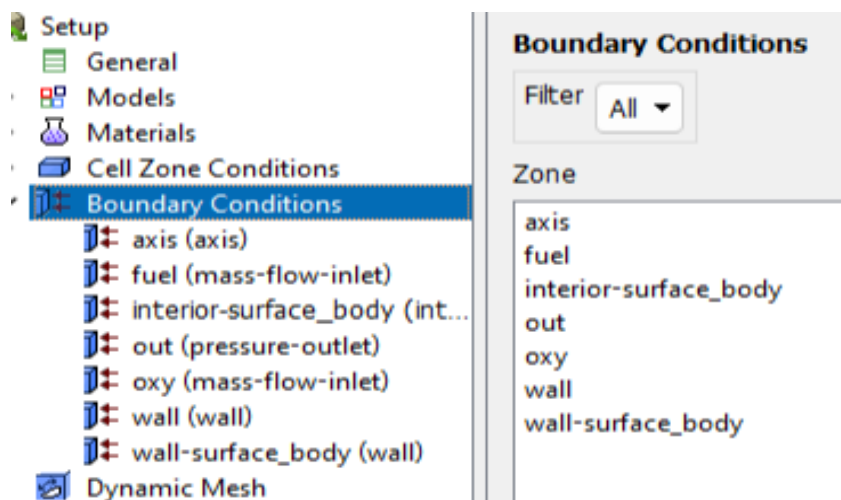


Figure 3-10: conditions aux limites

Le profil	Condition aux limites
L'entrée de carburant (fuel inlet)	Type : Débit massique Débit massique = 0,1 kg/s Pression initiale = 0 Pa Composante axiale de la direction du débit = 0,7 Composante radiale de la direction du débit = 0,25 Composante tangentielle de la direction du flux = 0,05 Intensité des turbulences = 5 Diamètre hydraulique = 0,0018 Température = 900K
L'entrée d'oxydant (oxydiser inlet)	Type : Débit massique Débit massique = 2 kg/s Pression initiale = 0 Pa Composante axiale de la direction du débit = 0,45 Composante radiale de la direction du débit = 0,5 Composante tangentielle de la direction du flux = 0,05 Intensité des turbulences = 17 Diamètre hydraulique = 0,029 Température = 900K
Sortie (Outlet)	Méthode de spécification : k et epsilon Pression initiale = 0 Pa Température = 300K Énergie cinétique du reflux = $1m^2/s^2$ Taux de dissipation turbulente du reflux = $1 m^2/s^3$
Paroi (wall)	Conditions thermiques - température Paroi immobile Sans glissement
Axe	Axe

Table 3-2: tableau de conditions aux limites

3.4.5 L'initialisation et l'itération de la solution

Initialisation hybride : L'initialisation hybride résout une équation de Laplace avec des conditions aux limites appropriées pour obtenir une bonne solution de départ.

La figure 3.11 montre le nombre de pas de temps et la taille du pas de temps utilisés. Ceci est utile pour trouver la convergence de l'équation utilisée dans la simulation.

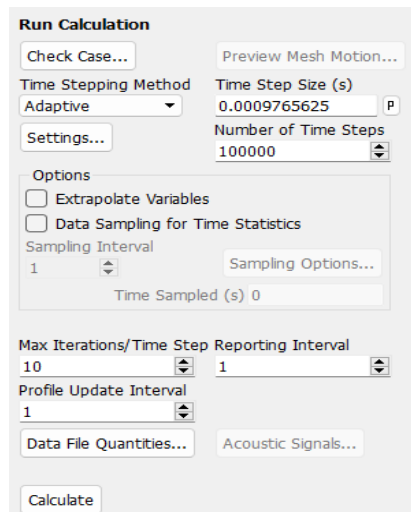


Figure 3-11: Le nombre et la taille du pas de temps

3.5 RÉSULTATS ET DISCUSSION

Les résultats obtenus sont présents pour un écoulement dans un moteur fusée subsonique-supersonique. On doit vérifier la convergence des calculs. Ansys Fluent utilise le graphe des résiduelles pour vérifier la convergence des calculs. Le graphe des résiduelles doit diminuer si les calculs convergent.

3.5.1 Le graphe des résiduelles

La figure 3.12 ci-dessous présente le graphique résiduel montrant la convergence de la simulation. Nous avons arrêté notre simulation à 51 500 itérations. Le rayonnement P1 a convergé le plus avec une valeur inférieure à $1e-07$ et la continuité a convergé le moins, ce qui montre que tous les résidus n'ont pas convergé. Étant donné que la combustion est un processus très complexe avec un certain nombre de facteurs variables, il n'est pas nécessaire d'obtenir une

solution convergente. Le graphique des résidus montre que la variation de la solution reste uniforme sur le nombre d'itérations.

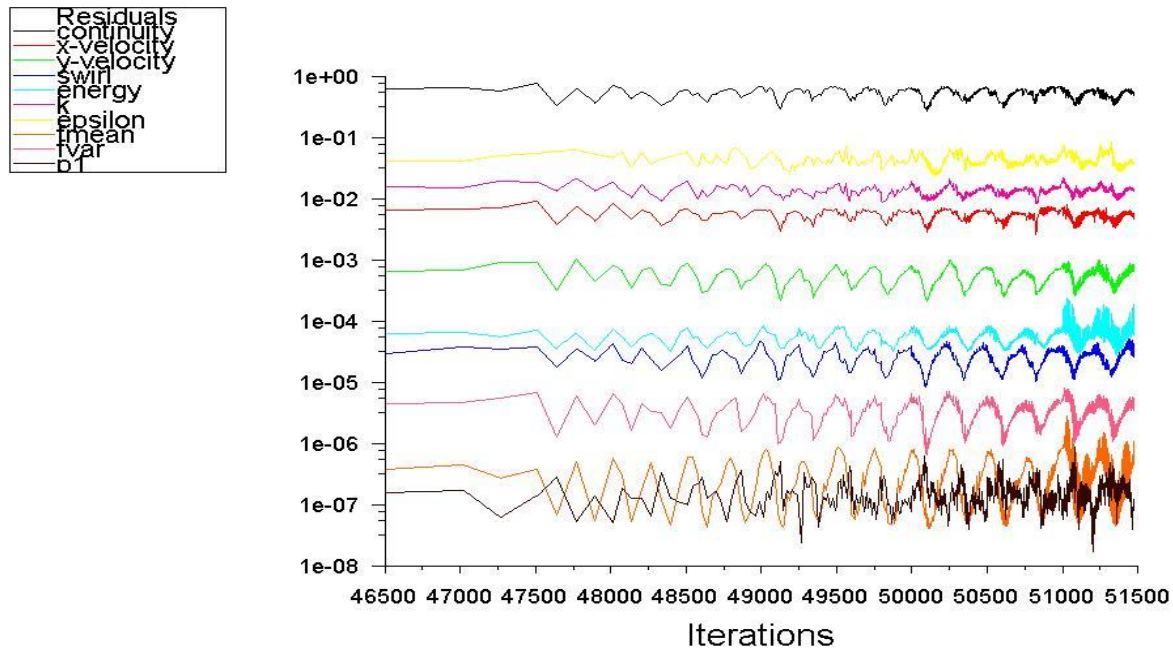


Figure 3-12: Le graphe des résidus de simulation

Après la convergence des calculs, nous allons présenter les différents propriétés de l'écoulement en tout point $M(x,y)$ du fluide dans le moteur fusée pour le régime subsonique-supersonique. Les valeurs numériques des différents champs permettent de prédire la topologie de ce régime d'écoulement.

3.5.2 Les contours

- Contours de la pression statique

La pression statique est la pression exercée par le fluide, spécifiquement, elle est la pression mesurée quand le fluide est encore au repos. La figure 3.13 montre le contour de la pression statique dans un moteur fusée. La pression statique évolue du rouge à l'entrée (niveau maximal) où la pression est égale à 9.57×10^5 Pa d'une manière décroissante jusqu'au bleu (sortie tuyère) où la pression est égale à -8.61×10^4 Pa. La pression statique diminue au fur et à mesure qu'ils traversent le col.

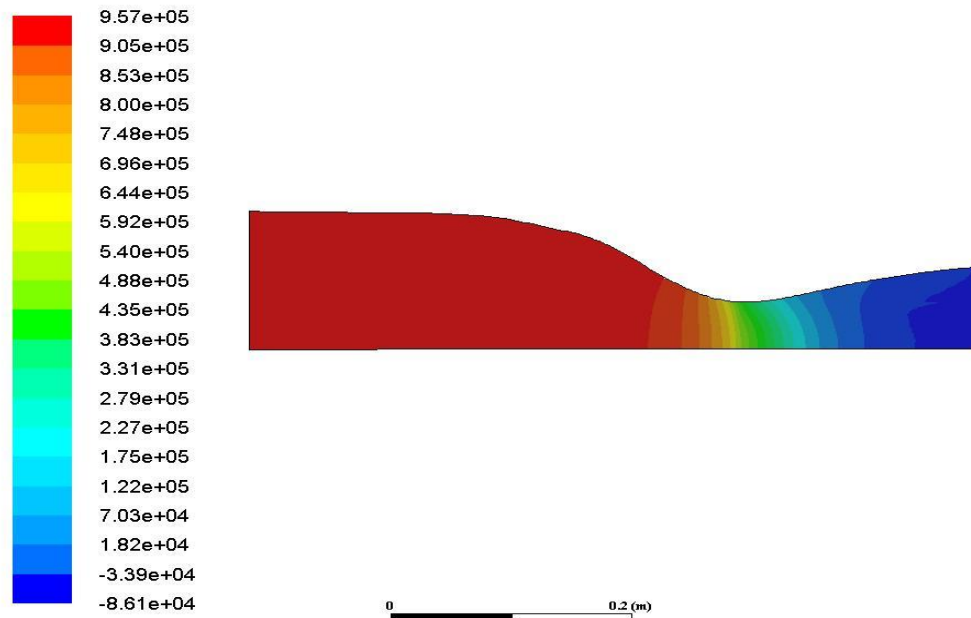


Figure 3-13: contour de la pression statique

- Le contour de la température

La figure 3.14 montre l'évolution de la température dans un moteur-fusée depuis l'entrée des propergols jusqu'à l'échappement. La température évolue du vert au niveau des injecteurs où la température est égale à $1,44 \times 10^3 \text{K}$ à $2,49 \times 10^3 \text{K}$ dans la chambre de combustion (en rouge) en raison de la combustion, puis elle diminue à $8,17 \times 10^2 \text{K}$ à la sortie de la tuyère (en bleu).

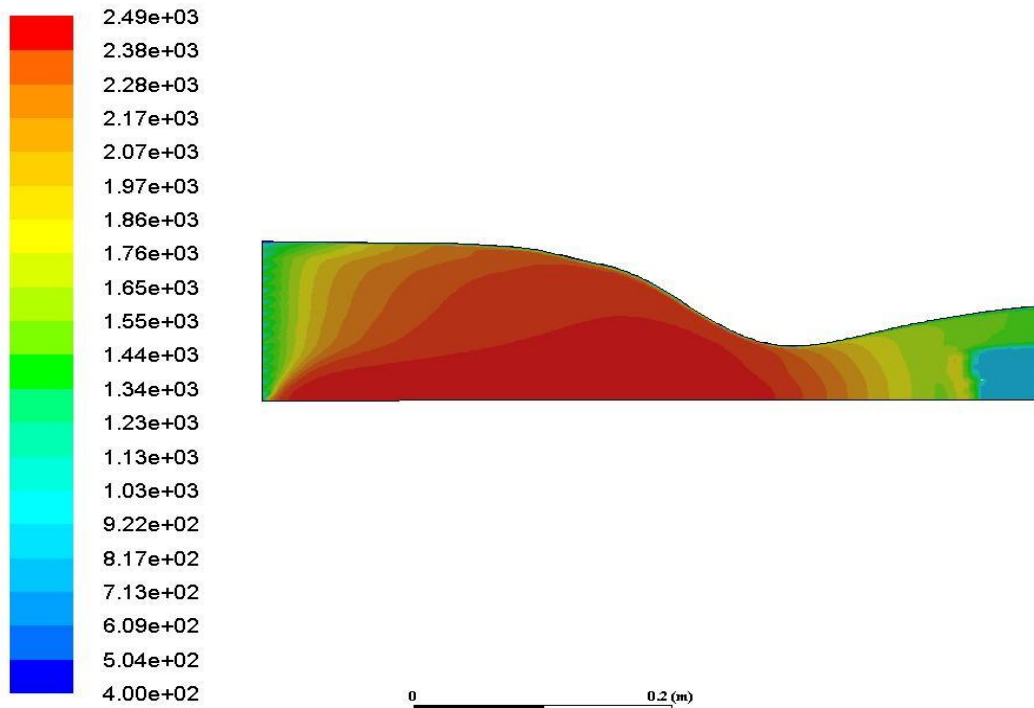


Figure 3-14 : le contour de température

- Le contour de nombre de Mach

A l'entrée de la chambre de combustion, l'écoulement est subsonique ($\text{Mach} < 1$), il devient transsonique ($0,632 < \text{Mach} < 1,26$) dans le col puis supersonique dans la partie divergente de la tuyère comme le montre la figure 3.15. Le nombre de Mach atteint sa valeur maximale de 4,21 à la sortie de la tuyère. Le profil convergent-divergent de la tuyère accélère les gaz d'une vitesse subsonique à une vitesse supersonique.

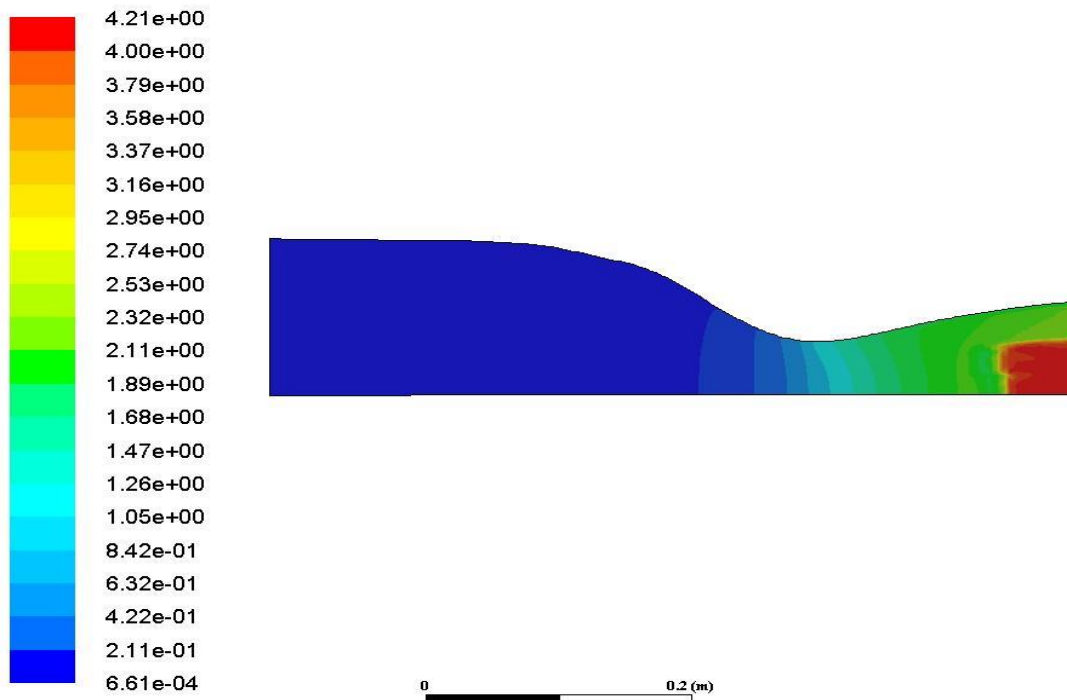


Figure 3-15: le contour de nombre de Mach

- Le contour de masse volumique

La figure 3.16 montre la distribution de la masse volumique dans le moteur fusée. La densité évolue de rouge au niveau de l'entrée d'une manière décroissante jusqu'au bleu à la sortie de la tuyère. A l'entrée de la moteur fusée, la masse volumique est maximale sa valeur est 4.09 kg/m^3 . Cette dernière diminue progressivement jusqu'à sa valeur minimale de $5.64 \times 10^{-2} \text{ kg/m}^3$ à la sortie de la tuyère.

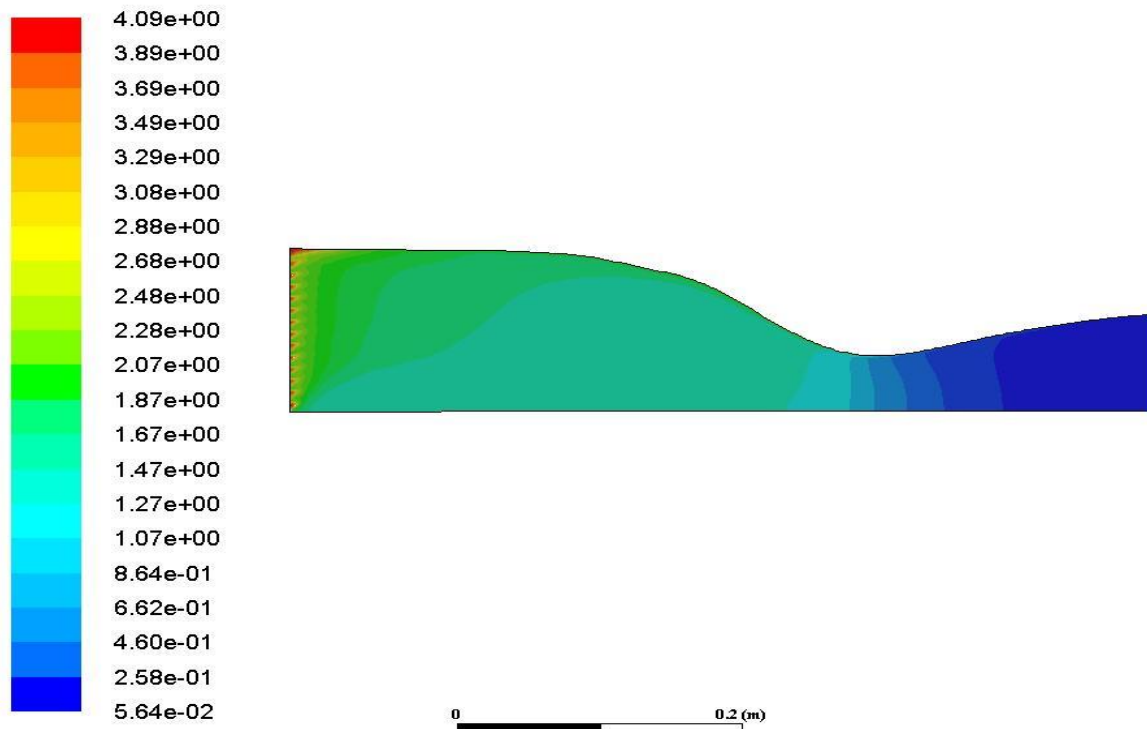


Figure 3-16: le contour de masse volumique

- Le contour de rayonnement

La figure 3.17 montre la distribution du rayonnement incident dans le moteur fusée. La gamme de rayonnement atteint varie de $5,85 \times 10^4$ w/m² en bleu à $6,10 \times 10^4$ w/m² en rouge. Un rayonnement plus élevé est formé à la sortie de la tuyère.

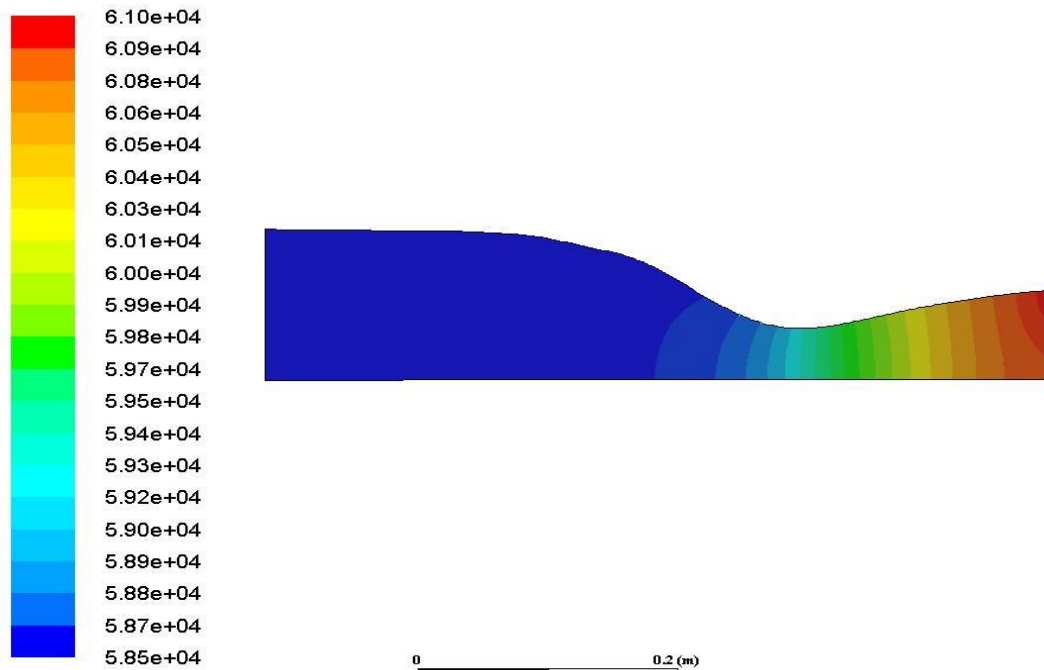


Figure 3-17: le contour de rayonnement

3.5.3 Evolution des paramètres de l'écoulement au niveau de l'axe

Dans cette partie nous allons examiner l'influence des différentes conditions aux limites d'admission des propergols entrant sur le champ d'écoulement dans la chambre de combustion. On a réalisé une simulation numérique pour différentes conditions d'admission du carburant et de l'oxydant (température et pression) et voir leurs effets sur la masse volumique, le nombre de Mach et le rayonnement le long de l'axe du moteur-fusée.

3.5.3.1 Effet de Température

On a réalisé une simulation numérique pour différentes températures du carburant et de l'oxydant en maintenant les autres paramètres constant (pression initiale égale à 0Pa, le débit de carburant et de l'oxydant sont 0.1 kg/s et 2 kg/s respectivement).

	Cas 01	Cas 02	Cas 03
Température (K)	500	900	1300

Table 3-3: variation de température à l'entrée de propergols

- Température statique

La figure 3.18 présente la variation de la température statique en fonction de la position le long de l'axe du moteur fusée pour trois températures de propergol. On remarque que la température augmente et atteint des valeurs maximales dans la chambre de combustion. Cette température statique diminue le long de la tuyère du fait de l'augmentation de la vitesse.

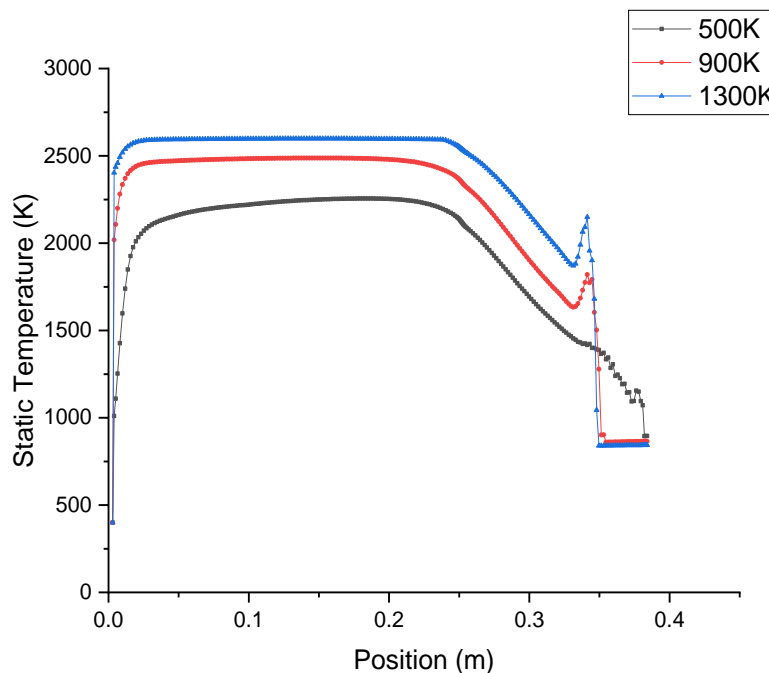


Figure 3-18: Variation de la température statique

- Pression statique

L'augmentation de la pression dans un moteur-fusée lorsque la température augmente résulte à la fois de la loi des gaz parfait et de la libération d'énergie thermique lors de la combustion. La figure 3.19 montre la distribution de la pression statique à l'axe du moteur-fusée pour différentes températures. Cette figure montre que la pression augmente avec l'augmentation de la température à l'entrée. Lorsque la température augmente, les molécules de gaz se dilatent et exercent une plus grande force sur les parois de la chambre de combustion, ce qui entraîne une augmentation de la pression. La pression diminue dans la tuyère d'éjection.

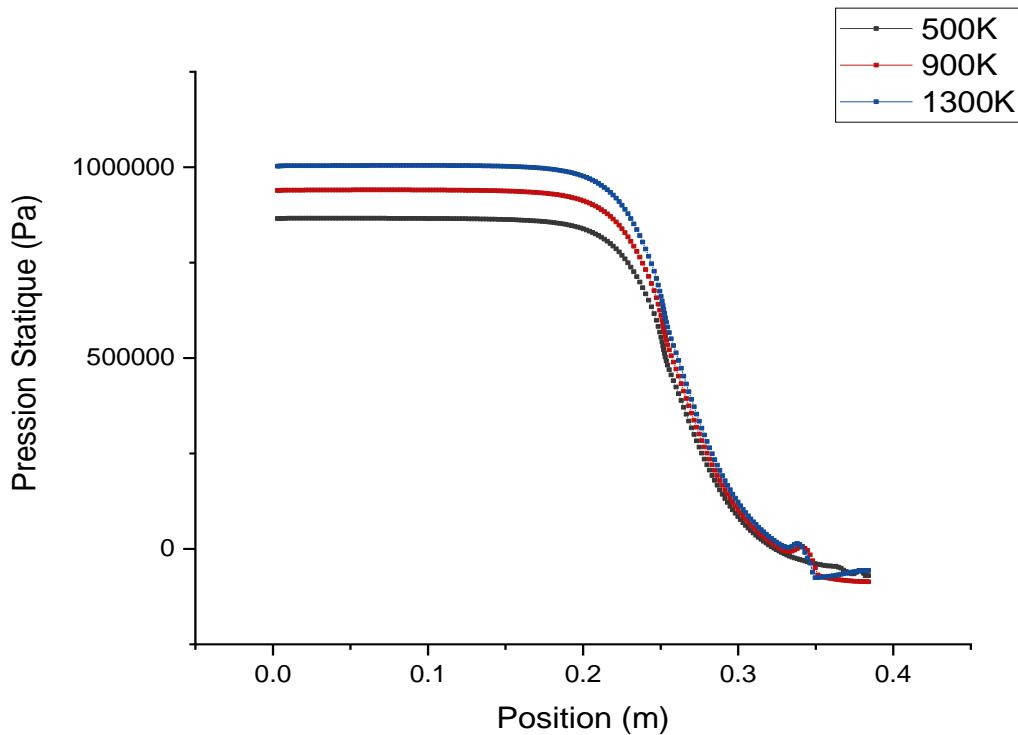


Figure 3-19: variation de la pression statique

- Masse volumique

La figure 3.20 montre la distribution de la masse volumique à l'axe du moteur-fusée pour différentes températures. La masse volumique diminue avec la position de l'entrée à la sortie. Selon la loi des gaz parfait, la masse volumique d'un gaz est inversement proportionnelle à sa température lorsque la pression reste constante. Lorsque la température d'un gaz dans un moteur-fusée augmente, les molécules de gaz acquièrent de l'énergie cinétique et se déplacent rapidement. Cette augmentation du mouvement moléculaire entraîne une diminution de la masse volumique. Inversement, lorsque la température diminue, les molécules de gaz ralentissent, ce qui entraîne une augmentation de la densité.

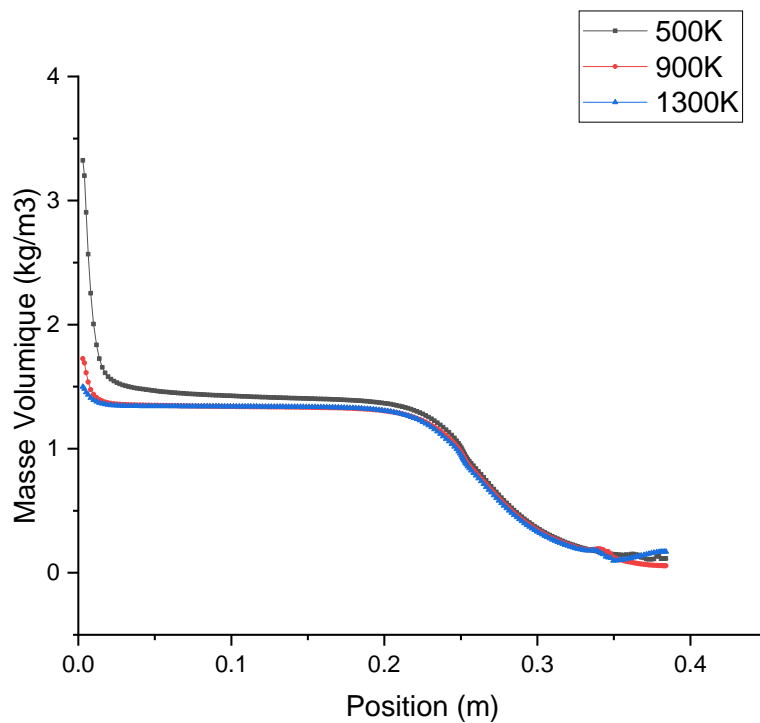


Figure 3-20: Variation de masse volumique

- Nombre de Mach

La figure 3.21 montre la variation du nombre de Mach le long de l'axe du moteur-fusée pour différentes températures. Le graphique montre que le nombre de Mach augmente avec la température car la vitesse du son est directement proportionnelle à la température, c'est-à-dire que la vitesse du son augmente avec la température. Nous remarquons que le nombre de Mach augmente rapidement depuis l'entrée jusqu'au niveau du col, où il passera de subsonique à supersonique. Il augmente dans la zone de divergence jusqu'à ce qu'il atteigne son maximum en raison de l'augmentation de la vitesse des gaz d'échappement.

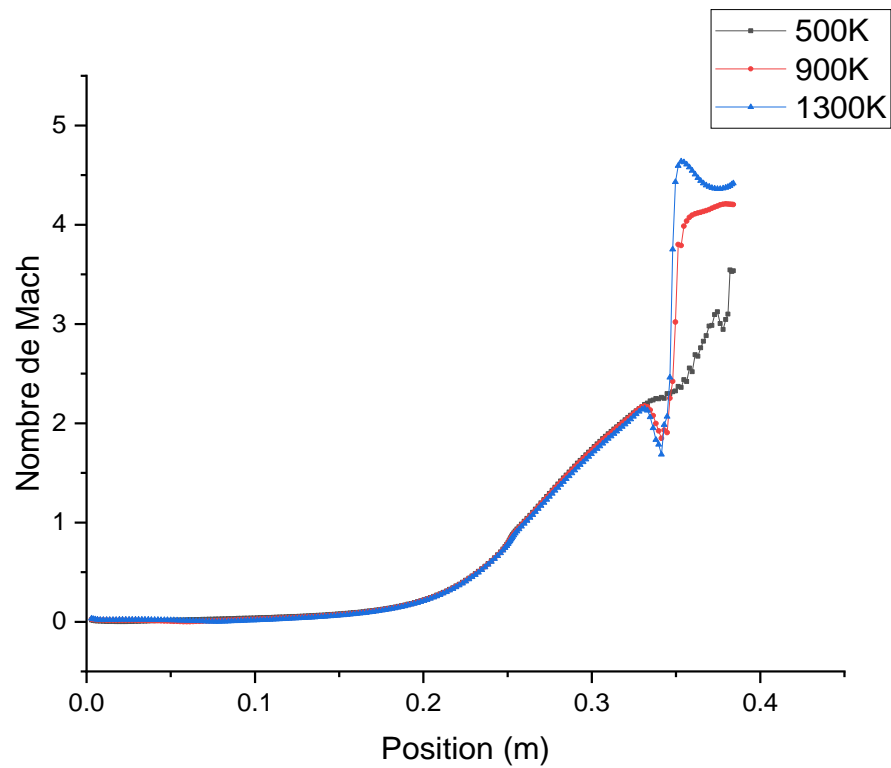


Figure 3-21: Variation de nombre de Mach

- Rayonnement

La figure 3.22 montre la variation du rayonnement incident le long de l'axe du moteur de fusée pour différentes températures. Plus la température est élevée, plus le rayonnement thermique émis est important. À mesure que la température augmente, les atomes et les molécules présents dans le moteur se déplacent plus rapidement et se heurtent plus fréquemment, ce qui entraîne l'accélération d'un plus grand nombre de particules chargées et l'émission d'un plus grand nombre de rayonnements.

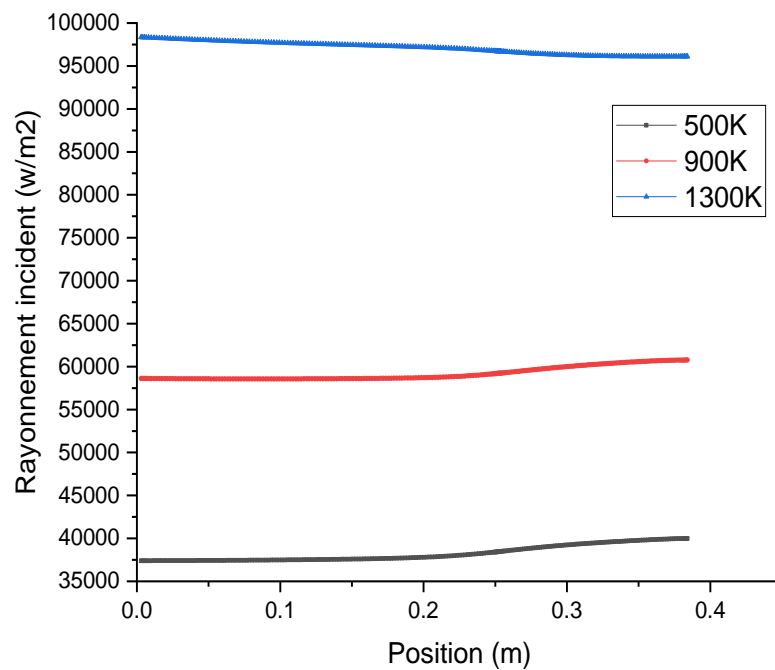


Figure 3-22: Variation de rayonnement

3.5.3.2 L'effet de pression

On a réalisé une simulation numérique pour différentes pressions du carburant et de l'oxydant en maintenant les autres paramètres à constant (température égale à 900K, le débit de carburant et oxydant sont 0.1 kg/s et 2 kg/s respectivement).

	Cas 01	Cas 02	Cas 03
Pression (bar)	0	1	5

Table 3-4: Variation de pression initiale

- Température statique

La figure 3.23 illustre les profils de température dans le moteur fusée pour des différentes pressions d'injection des propergols, d'après ces profils, on peut remarquer que la région de haute température se trouve principalement dans la chambre de combustion.

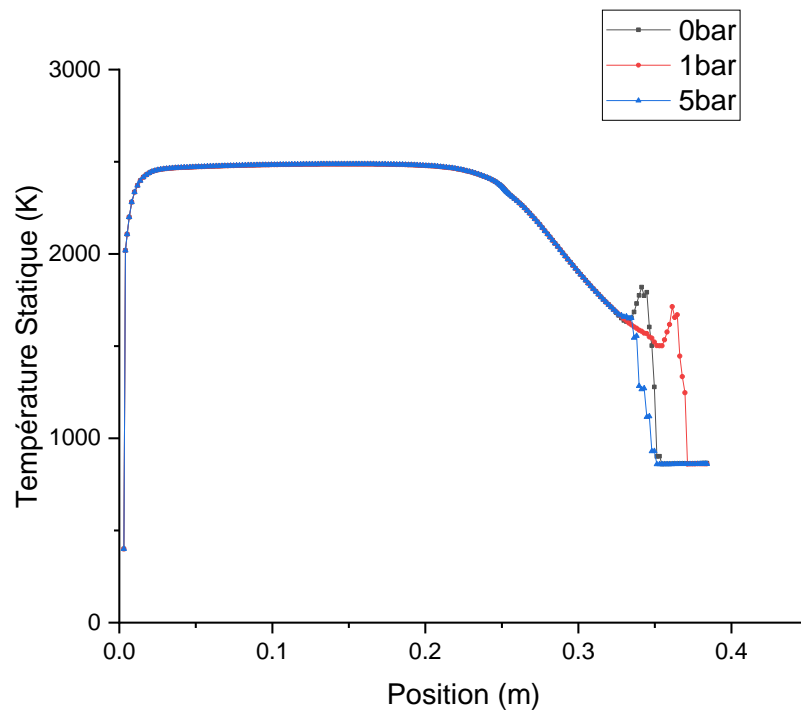


Figure 3-23: Variation de température statique

- Pression statique

La variation de la pression le long de l'axe dans le moteur-fusée est représentée dans la figure 3.24. Cette figure montre que la pression statique diminue avec la distance, elle est plus élevée à l'entrée en raison de l'allumage du carburant et de l'oxydant qui créent des gaz à haute pression et à haute température. La pression est plus faible à la sortie de la tuyère en raison de l'augmentation de la vitesse des gaz d'échappement. On remarque aussi que l'augmentation de la pression de l'injection de propergol n'a aucune influence sur la pression statique.

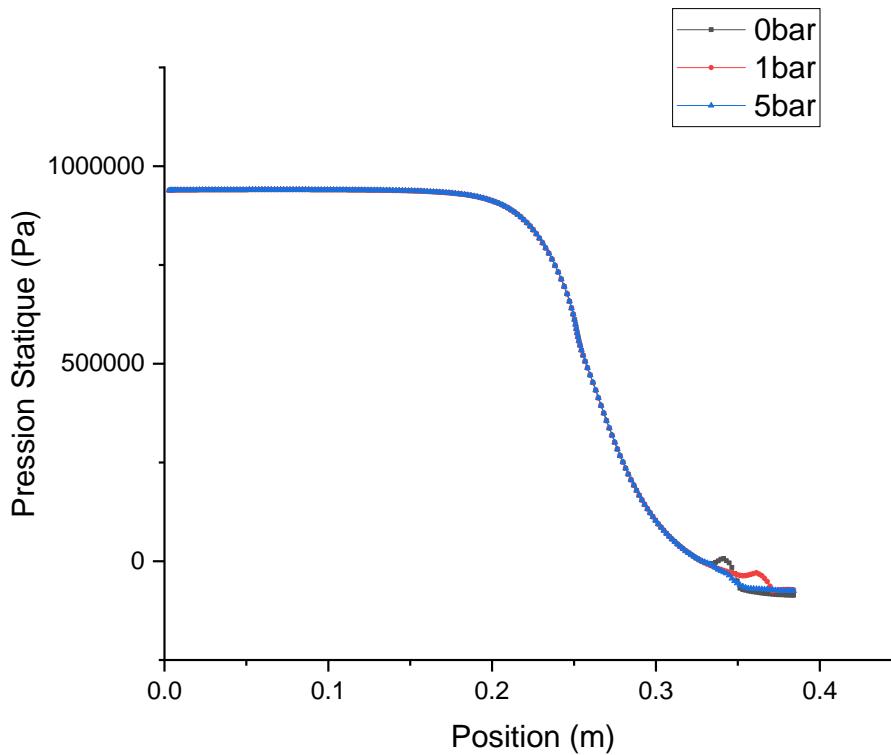


Figure 3-24: Variation de la pression statique

- Masse volumique

La pression d'un gaz est directement proportionnelle à sa masse volumique, selon la loi des gaz parfaits. Le processus de combustion dans un moteur-fusée génère une pression et une température élevées dans la chambre de combustion, ce qui entraîne une augmentation de la masse volumique des gaz à l'entrée. La figure 3.25 représente la variation de la masse volumique en fonction de la position et différentes pressions. On remarque que l'augmentation de la pression d'injection de propergol n'a aucune influence sur la masse volumique.

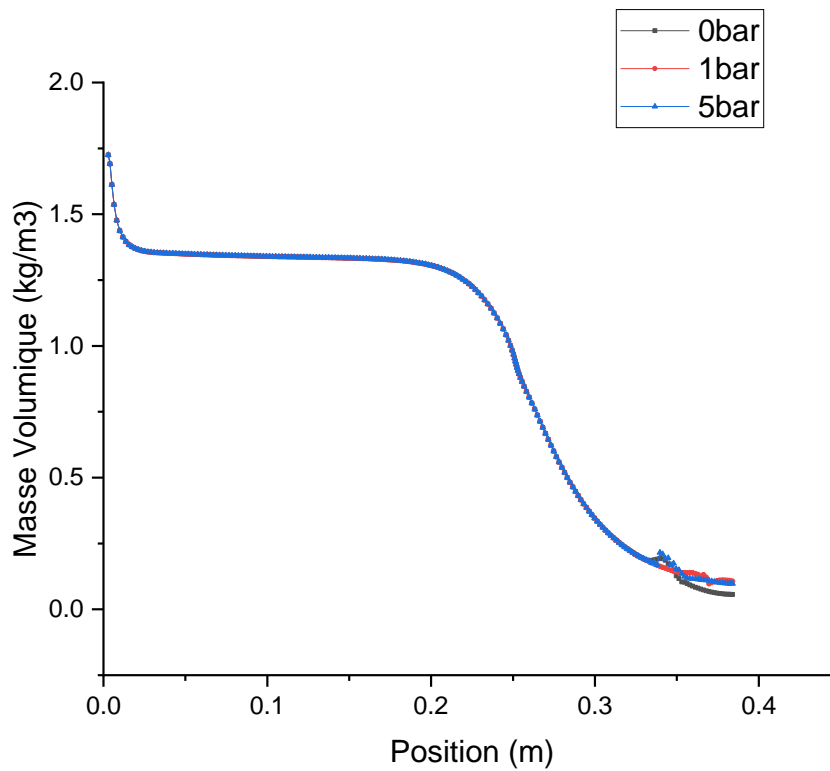


Figure 3-25: Variation de la masse volumique

- Nombre de Mach

La figure 3.26 montre l'évolution du nombre de mach le long de l'axe du moteur fusée, pour différentes pressions d'injection de propergol. Les contours du nombre de Mach montrent que l'écoulement est subsonique à l'entrée, devient sonique au col (nombre de Mach égal à 1) et ressort supersonique (nombre de Mach supérieur à 1) dans la partie du divergent.

On remarque aussi au niveau du col une augmentation brusque du nombre de mach, Juste après la détente au col le nombre de mach augmentent graduellement. Cette évolution suit la loi d'Hugoniot qui affirme que la vitesse est proportionnelle à la section pour un écoulement supersonique.

Dans la figure de l'évolution de nombre de Mach le long de l'axe de symétrie, On remarque au niveau de la partie divergent de la tuyère à la position 0.33 une diminution du nombre de Mach, puis une augmentent graduellement de ce dernier. Dans cette partie, le nombre de Mach à la sortie de la tuyère augmente avec l'augmentation de la pression d'injection de propergol.

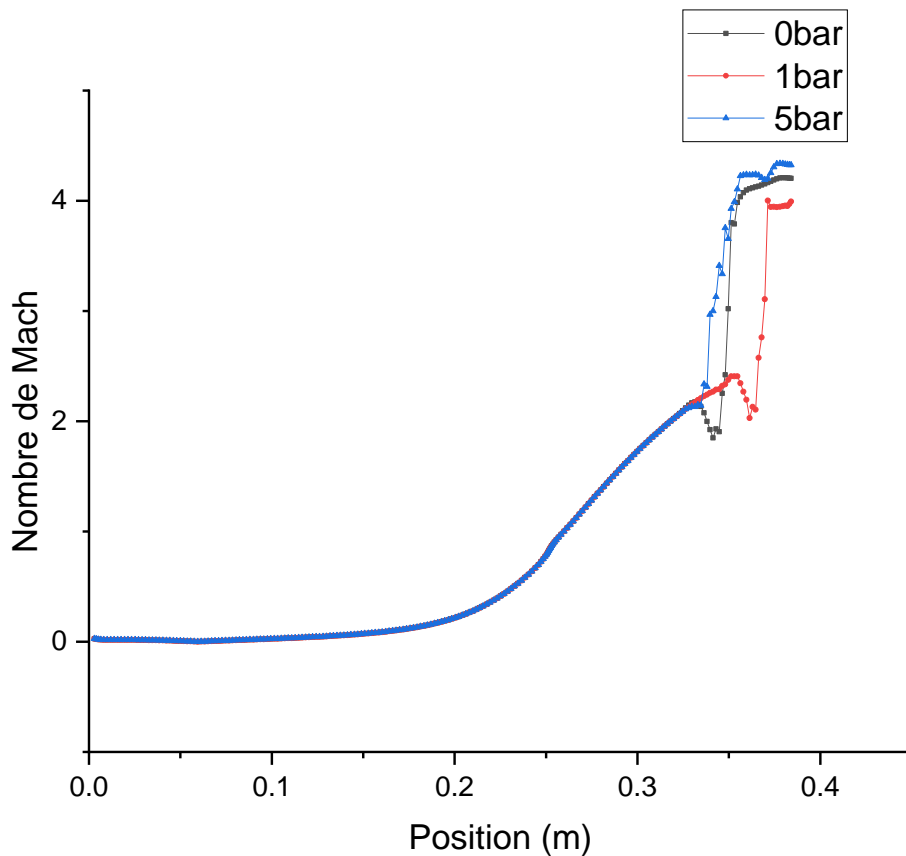


Figure 3-26: Variation de nombre de Mach

- Rayonnement

Le rayonnement incident désigne la quantité de rayonnement reçue ou absorbée par un objet ou une surface. La figure 3.27 montre la variation du rayonnement incident le long de l'axe du moteur fusée. Une pression élevée entraîne une grande masse volumique de molécules, ce qui a pour effet de disperser le rayonnement ; par conséquent, plus la pression est élevée, plus le rayonnement l'est aussi.

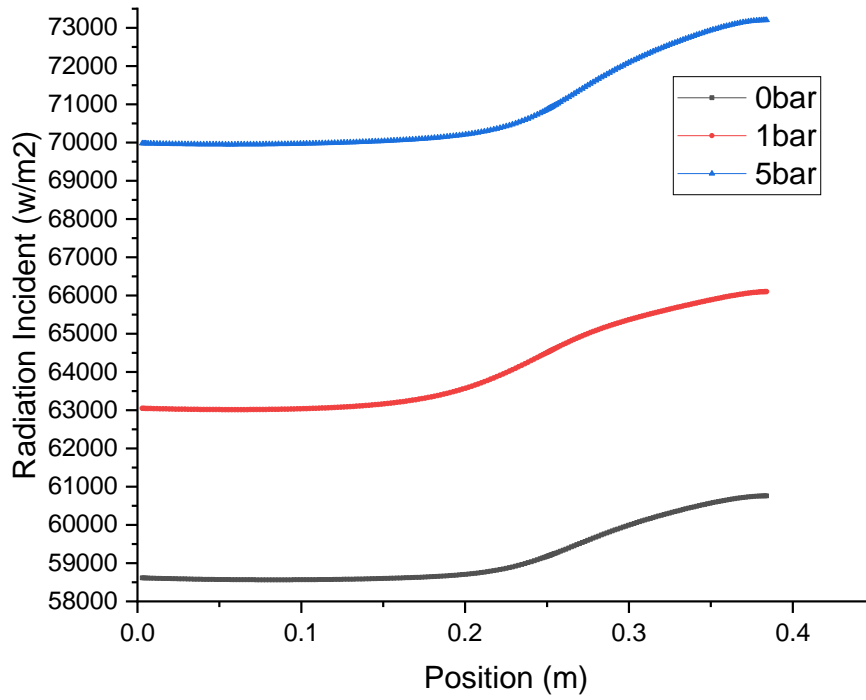


Figure 3-27: Variation de rayonnement

5.2. Calcul de la poussée obtenue par simulation Fluent

L'équation de la poussée s'écrit :

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

Où

F : la poussée

P_e : pression sortie

P_a : pression ambiante

\dot{m} : débit massique

V_e : vitesse d'éjection

A_e : section de sortie tuyère

Paramètre	Résultats de la simulation Fluent
Pression sortie	278 271.41 Pa
Pression ambiante	101 300 Pa
Débit massique	2.2386 kg/s
Vitesse d'éjection	2 071.776 m/s
Section de la sortie tuyère	0.008495 m ²

Table 3-5 : Résultats de la simulation Fluent

$$F = (2.2386 \times 2\,071.776) + (278\,271.41 - 101\,300) \times 0.008495$$

$$\mathbf{F = 6\,141.25N}$$

3.6 CONCLUSION

La simulation numérique d'un moteur fusée est un outil précieux pour comprendre et optimiser les performances de la propulsion des fusées à l'aide de méthodes de calcul et de techniques de modélisation, permettant aux ingénieurs de prendre des décisions éclairées sur la base des processus complexes qui se produisent dans le moteur. Ce chapitre présente brièvement la dynamique des fluides numérique (CFD) et son logiciel, Ansys Fluent. Ansys Fluent est utilisé pour définir, générer et mailler la géométrie 2D d'un moteur fusée à ergol liquide, montrant la chambre de combustion, les injecteurs et la tuyère. Le logiciel Ansys Fluent est utilisé pour simuler le moteur-fusée. Les contours de différents paramètres tels que la pression, la température, le nombre de Mach, la densité et le rayonnement sont affichés. Différentes conditions limites (telles que la pression et la température) à l'entrée du propergol sont simulées pour montrer leur effet sur le nombre de Mach, la masse volumique, la pression, la température et le rayonnement le long de l'axe du moteur-fusée. En conclusion, la pression augmente avec la température, le nombre de Mach et le rayonnement incident augmentent avec la température et la pression, et la masse volumique est inversement proportionnelle à la température et à la pression.



CONCLUSION GÉNÉRALE



CONCLUSION GÉNÉRALE

L'objectif de ce travail est de modéliser la combustion à l'intérieur du moteur fusée à ergol liquide et de simuler le processus de combustion. La simulation a été réalisée à l'aide de ANSYS Fluent. Dans le modèle numérique, le méthane a été considéré comme le carburant et l'oxydant était de l'air (21% O₂ et 79% N₂). Toute simulation d'ingénierie commence par une géométrie pour représenter la conception. Le modèle du moteur fusée a été généré à l'aide d'ANSYS Design Modeler (un module d'Ansys qui nous permet de créer et de modifier la géométrie en préparation de l'analyse dans Ansys Workbench) et se compose d'un maillage structuré.

ANSYS Fluent dispose d'une large gamme de conditions aux limites qui permettent à l'écoulement d'entrer et de sortir du domaine de la solution. La prise en compte des conditions aux limites est un aspect très important lors de l'utilisation des techniques numériques dans le but d'obtenir de bons résultats. Toujours dans la partie numérique après avoir présenté le maillage et les conditions aux limites ; les résultats ont été présentés sous forme de contours et de valeurs numériques représentant la pression, le nombre de Mach, la température et la masse volumique. Les profils sont mesurés le long de l'axe horizontal après avoir laissé la simulation se dérouler jusqu'à ce que l'écoulement soit stable. La dernière partie est consacrée à une variation de la pression et de la température qui entraînent une variation de la vitesse, le nombre de Mach et la masse volumique. Les résultats obtenus dans cette étude nous montre que :

- Pour les contours de la température, et la pression les résultats sont plutôt acceptables.
- Pour le nombre de Mach, les courbes montrent une augmentation dans la partie divergente due à l'augmentation de la vitesse de l'écoulement dans cette zone.
- La température statique le long de l'axe de la tuyère est diminuée graduellement juste après la détente au col. Dans la zone uniforme cette diminution devient moins importante.
- le nombre de mach augmente à partir du col jusqu'à la sortie de la tuyère. Le nombre de mach augmente graduellement depuis le col jusqu'à la section de sortie le long de la tuyère suivant la loi d'Hugoniot.
- la pression diminue très rapidement au niveau du col puis lentement dans la partie divergente toute en ce rapprochons de la valeur de la pression atmosphérique à la sortie.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] “Lancement réussi pour Starship, la plus grande fusée du monde, avant son explosion,” can be found under https://rmc.bfmtv.com/actualites/sciences-nature/lancement-reussi-du-decollage-de-starship-la-plus-grande-fusee-du-monde-avant-son-explosion_AN-202304200632.html, **n.d.**
- [2] “Rocket Science,” can be found under <https://www.ulalaunch.com/explore/rocket-science>, **n.d.**
- [3] *Wikipedia* <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Portal:Rocketry&oldid=1128133145> **2022.**
- [4] G. P. Sutton, O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, **2016.**
- [5] <https://www.semanticscholar.org/paper/Simulating-combustion-flow-in-a-rocket-chamber-Phing/ead5ab33563c5aabc9a99c8dbc70893e0bab3fbc> **2008.**
- [6] “What Is Computational Fluid Dynamics? | PTC,” can be found under <https://www.ptc.com/en/blogs/cad/what-is-computational-fluid-dynamics>, **n.d.**
- [7] “Ansys Fluent | Fluid Simulation Software,” can be found under <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent>, **n.d.**
- [8] “Fusée,” can be found under <https://www.science-et-vie.com/definitions-science/fusee-69347.html>, **n.d.**
- [9] “Principe et technique de la propulsion des fusées,” can be found under <https://ilsera.com/principe-et-technique-de-la-propulsion-des-fusees/>, **n.d.**
- [10] “De quoi est composée une fusée? - Bricoleurs,” can be found under <https://bricoleurs.info/de-quoi-est-composee-une-fusee/>, **n.d.**
- [11] “Beginners Guide to Aeronautics,” can be found under <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/>, **n.d.**
- [12] W. Wessels, *Headed Space* **2021.**
- [13] D. P. Mishra, *Fundamentals of Rocket Propulsion*, CRC Press, **2020.**
- [14] A. F. El-Sayed, *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*, Springer, **2016.**
- [15] “Pourquoi les fusées ont plusieurs étages ?,” can be found under https://www.cidehom.com/question.php?_q_id=3428, **n.d.**
- [16] “Inside SpaceX’s Starship, the Most Massive Rocket Ever Built | Time,” can be found under <https://time.com/6252046/spacex-starship-rocket/>, **n.d.**
- [17] “Propulsion à propergol solide — Wikipédia,” can be found under https://fr.m.wikipedia.org/wiki/Propulsion_%C3%A0_propergol_solide, **n.d.**
- [18] “La propulsion chimique 2,” can be found under <https://www.accrodavion.be/Accrodavions/lapropulsionchimique2.html>, **n.d.**
- [19] “CLAP 54,” can be found under <http://clap54.free.fr/>, **n.d.**

- [20] *Wikipédia*
https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Moteurfus%C3%A9e_%C3%A0_ergols_liquides&oldid=202532222 **2023**.
- [21] N. Boulanger, “Tout sur les moteurs des lanceurs ! | Space ‘n’ Science,” can be found under <https://spaceandscience.fr/fr/blog/rocket-engines>, **n.d.**
- [22] “Guide - Comment fonctionne un moteur de fusée à ergols liquides ? - APYRE Espace, Gaming & Tech,” can be found under <https://apyre.fr/guide-comment-fonctionne-un-moteur-de-fusee-a-ergols-liquides/>, **n.d.**
- [23] “Ali Mammam Faouzia, Ben Ouali Dihia | PDF | Moteur-fusée | Moteur-fusée à ergols liquides,” can be found under <https://fr.scribd.com/document/477286079/Ali-Mammam-Faouzia-Ben-Ouali-Dihia>, **n.d.**
- [24] U. Guven, Simulation haute-fidélité de la combustion pour les moteurs-fusées, phdthesis, Normandie Université, **2018**.
- [25] “La propulsion ionique et plasmique 1,” can be found under <http://accrodavion.be/Accrodavions/lapropulsionioniqueetplasmique1.html>, **n.d.**
- [26] “Les moteurs ioniques,” can be found under <https://destination-orbite.net/astronautique/transport-spatial/les-moteurs-ioniques>, **2021**.
- [27] “La propulsion ionique - fonctionnement,” can be found under <http://basile.haugazeau.free.fr/fonctionnement.htm>, **n.d.**
- [28] “Définition | VASIMR - Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket | Futura Sciences,” can be found under <https://www.futura-sciences.com/sciences/definitions/univers-vasimr-4744/>, **n.d.**
- [29] M. Lamamra, CONCEPTION ET REALISATION D’UN MOTEUR-FUSEE A FAIBLE PUISSANCE EN PROPERGOL SOLIDE, Thesis, Université Blida 01, **2020**.
- [30] “IV Tuyère,” can be found under http://ariane5tpe.free.fr/partie_1-4.htm, **n.d.**
- [31] “TP Ecoulement Compressible1 | PDF | Tuyère | Gaz,” can be found under <https://fr.scribd.com/document/496352587/Tp-Ecoulement-Compressible1>, **n.d.**
- [32] “Figure 4 De Laval Nozzle and the Change in Properties [Source: Yuk],” can be found under https://www.researchgate.net/figure/De-Laval-Nozzle-and-the-Change-in-Properties-Source-Yuk_fig4_354161787, **n.d.**
- [33] A. Boukhari, *Notes de Cours de Gazodynamique*, **2008**.
- [34] “(PDF) Vol de la fusée,” can be found under <https://dokumen.tips/documents/vol-de-la-fusee.html>, **n.d.**
- [35] R. Ballard,
 RocketPropulsionFundamentals.<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20140002716/downloads/20140002716.pdf>
- [36] K. Pandey, *Int. J. Eng. Adv. Technol. IJEAT* **2012**, 1, 30–33.
- [37] *Wikipédia* https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Impulsion_totale&oldid=170626263 **2020**.
- [38] M. A. Kerrouchi, M. A. Lakhali, ÉTUDE DES PERFORMANCES D’UNE TUYÈRE CONVERGENTE DIVERGENTE EN ÉCOULEMENT RÉEL.2021.Univ Blida 1 **2021**.

- [39] “Impulsion spécifique,” can be found under <https://fr.alegsaonline.com/art/92575>, **2021**.
- [40] “Basics of Space Flight: Rocket Propulsion,” can be found under <http://www.braeunig.us/space/propuls.htm#thrust>, **n.d.**
- [41] Computational fluid dynamique Sep. 2014. [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Computational_fluid_dynamics **2014**.
- [42] ANSYS FLUENT 12.0 Getting Started Guide.” Sep. 01, 2009. [Online]. Available: [https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/gs/node14.htm](https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/guide/node14.htm).
- [43] A. Mamar, B. Ouali, “Etude d’une tuyère convergent-divergent d’un moteur d’Aviation.” University Mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou, 2015.
- [44] “Mesh Optimization with Ansys Software.” SimuTech group, 2022. [Online]. Available: <https://simutechgroup.com/why-is-meshing-important-for-fea-fluid-simulations/>.
- [45] “Types of mesh.” Accessed: May 18, 2023. [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Types_of_mesh#.
- [46] “Classification of grids.” Accessed: May 18, 2023. [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Types_of_mesh#Classification_of_grids.
- [47] CFD Modelling.” Accessed: May 18, 2023. [Online]. Available: <https://www.idealsimulations.com/resources/cfd-modelling/>
- [48] A. LABDAOUI and M. LAIACHI, “Etude Numérique des Ecoulements Supersoniques dans les Tuyères des Moteurs- Fusées.” Université Larbi Ben M’hidi, Oum El Bouaghi, JUIN 2012.
- [49] H. P. Carne, “Large Eddy Simulation of Combustion in an Oxygen-Paraffin Hybrid Rocket Engine.” University of Bremen, Jun. 2019.
- [50] S. Mani, CFD Simulation of a tripropellant rocket engine combustion chamber. August 2019.
- [51] S. Haider, K. Pang, A. Ivarsson, and J. Schramm, “Combustion and radiation modeling of laminar premixed flames using OpenFOAM: A numerical investigation of radiative heat transfer in the RADIATE project.” In Papers, CIMAC Congress 2013, 2013.
- [52] O. Aryadutt, “Combustion Gas Radiation Analysis for Space Propulsion Test Rig.” Cranfield University, 2016.