

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

**ÉCOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE**



المدرسة الوطنية المتعددة التقنيات  
Ecole Nationale Polytechnique

**Département Métallurgie  
Département Génie Mécanique**

## **Mémoire de projet de fin d'études**

**Pour l'obtention des diplômes d'ingénieur d'état en Génie des Matériaux/Génie Mécanique**

---

Conception et réalisation d'un propulseur hybride de fusée

---

**MOUSSI Anis et SEBTI Ayoub**

Proposé et encadré par **M. KHERRAT Abdelkader, Ingénieur à Bombardier.Inc**

Encadré par :

**Pr. BENKOUSSAS Bouzid**

**Dr. KASSER Abdelmadjid**

Présenté et soutenu publiquement le (11/07/2024)

**Composition du jury :**

|              |                      |            |
|--------------|----------------------|------------|
| Président :  | M. LARBI Salah       | Professeur |
| Examineurs : | M. LARIBI Merzak     | Professeur |
|              | M. ABADLI Kamel      | MCA        |
|              | M. BENBRAIKA Mohamed | MAA        |



Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

**ÉCOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE**



المدرسة الوطنية المتعددة التقنيات  
Ecole Nationale Polytechnique

**Département Métallurgie  
Département Génie Mécanique**

## **Mémoire de projet de fin d'études**

**Pour l'obtention des diplômes d'ingénieur d'état en Génie des Matériaux/Génie Mécanique**

---

Conception et réalisation d'un propulseur hybride de fusée

---

**MOUSSI Anis et SEBTI Ayoub**

Proposé et encadré par **M. KHERRAT Abdelkader, Ingénieur à Bombardier.Inc**

Encadré par :

**Pr. BENKOUSSAS Bouzid**

**Dr. KASSER Abdelmadjid**

Présenté et soutenu publiquement le (11/07/2024)

**Composition du jury :**

|              |                      |            |
|--------------|----------------------|------------|
| Président :  | M. LARBI Salah       | Professeur |
| Examineurs : | M. LARIBI Merzak     | Professeur |
|              | M. ABADLI Kamel      | MCA        |
|              | M. BENBRAIKA Mohamed | MAA        |

## ملخص

قطاع النقل الفضائي يشهد توسعاً سريعاً، مما يؤدي إلى تزايد الطلب على المحركات القابلة لإعادة الاستخدام والمركبات الأكثر كفاءة واقتصادية. تقدم المحركات الهجينة حلاً واعداً، مما يجذب اهتماماً كبيراً نظراً لبساطتها وسلامتها وفعاليتها من حيث التكلفة مقارنة بالمحركات التقليدية التي تعمل بالاحتراق الصلب والسائل. يهدف هذا المشروع إلى تقديم التكنولوجيا الفضائية وتعزيز دراستها داخل المجتمع العلمي الجزائري. من خلال دمج الأساليب التحليلية والمحاكاة العددية والعديد من التقنيات التجريبية والمبتكرة، بالإضافة إلى استخدام مجموعة متنوعة من المواد الاقتصادية، تم تصميم نموذج أولي يعتمد على شمع البرافين. يوفر هذا النموذج قوة دفع تبلغ 500 نيوتن، ودفع نوعي يبلغ 270 ثانية، ووقت احتراق يصل إلى 10 ثوانٍ.

الكلمات المفتاحية: محرك هجين - شمع البرافين - التصميم والتصنيع - النموذج الأولي

## Abstract

The space transportation sector is experiencing rapid expansion, leading to a growing demand for reusable thrusters and more efficient and economical vehicles. Hybrid engines present a promising solution, attracting significant attention due to their simplicity, safety, and cost-effectiveness compared to traditional solid and liquid combustion engines. This project aims to introduce aerospace technology and promote its study within the Algerian scientific community. By integrating analytical methods, numerical simulations, and various experimental and innovative techniques, along with the use of a diverse range of economical materials, a paraffin-based prototype has been designed. This prototype offers a thrust of 500 N, a specific impulse of 270 s, and a combustion time of 10 seconds.

**Keywords :** Hybrid propulsion - Paraffin- Design and manufacturing - Prototype.

## Résumé

Le secteur du transport spatial connaît une expansion rapide, entraînant une demande croissante de propulseurs réutilisables et de véhicules plus efficaces et économiques. Les moteurs hybrides se présentent comme une solution prometteuse, attirant une attention significative en raison de leur simplicité, de leur sécurité et de leur rentabilité par rapport aux moteurs traditionnels à combustion solide et liquide. Ce projet vise à introduire la technologie aérospatiale et à promouvoir son étude au sein de la communauté scientifique algérienne. L'intégration de méthodes analytiques, de simulations numériques et de diverses techniques expérimentales et innovantes, en plus de l'utilisation d'une gamme diversifiée de matériaux économiques, la conception d'un prototype à base de paraffine a été réalisée. Ce dernier offre une poussée de 500 N, une impulsion spécifique de 270 s et un temps de combustion de 10 secondes.

**Mots clés :** Propulseur hybride - Paraffine - Conception et Réalisation - Prototype.

## Remerciements

Nous souhaitons tout d'abord exprimer notre sincère gratitude à Monsieur **KHERRAT Abdelkader** pour avoir proposé le thème de ce mémoire. Nous tenons également à remercier chaleureusement **Pr. BENKOUSSAS Bouzid** et **Dr. KASSER Abdelmadjid**, nos encadrants à l'École Nationale Polytechnique, pour leurs précieux conseils et leur accompagnement tout au long de ce travail. Nous sommes honorés que **Pr. LARBI Salah**, **Pr. LARIBI Merzak**, **Dr. ABADLI Kamel**, et Monsieur **BENBRIKA Mohamed** aient accepté de faire partie du jury de ce mémoire.

Nos remerciements vont aussi à toutes les personnes qui ont contribué à la réussite de ce projet. Un grand merci à Monsieur **BOURAOUI Ali**, Monsieur **TOUZOUT Nabil**, et l'entreprise ALDIM ENSP pour leurs services et leur soutien durant les différentes phases du projet. Nous adressons nos sincères remerciements à l'équipe du FABLAB de l'ENP, en particulier à Monsieur **LAH-LAH Karim** pour sa disponibilité et son soutien. Merci à Monsieur **OUELD HAMOU Malek** et son laboratoire de Génie Minier pour l'accès à leurs équipements. Nous exprimons également notre gratitude à Monsieur **ZEHANA Abdelhalim** et son équipe pour leur aide dans la fabrication de l'injecteur. Un grand merci à l'entreprise ALCADWORKS pour la fourniture des bobines de filament et à l'ACMP pour l'acier 304L. Merci à Monsieur **CHENITI Bilel** pour ses conseils avisés et son aide lors des essais du liner.

Nous souhaitons également remercier l'équipe pédagogique du département Génie des Matériaux, dirigée par **Pr. LARIBI Merzak**, ainsi que le département Génie Mécanique spécialement Monsieur **GUERGEB Brahim** et Monsieur **BENBRAIKA Mohamed**, pour la qualité de leur enseignement et pour avoir créé un environnement propice à l'apprentissage et à l'innovation.

Enfin, nous tenons à remercier toutes les personnes, directes ou indirectes, qui ont contribué de près ou de loin à l'aboutissement de ce projet. Leur aide et leur soutien ont été déterminants et sont profondément appréciés.

Merci à tous.

*MOUSSI Anis et SEBTI Ayoub*

## Dédicace

To those who have gone before us :

To my father, *MOUSSI Athmane*,

“Twenty years ago, we gazed at the stars and the sky seemed so far, and today I am forging the wings to reach the stars where they are”

To my grandmother, *OUCHBER Fatma*,

To my uncle, *BOUZEFOR Mustapha*,

“I will always carry the Dream and the Memory.”

And to those who are and will always be my reason to go forward, without their love and support, I wouldn't be the man I am today :

To my mom, *BOUZEFOR Bahia*, whom I truly want to make proud,

To my aunts, *BOUZEFOR Djazia* and *BOUZEFOR Zohra*, my second mothers,

To my cousin who is more than a sister to me, *HAMITOU Neila*, and to her son *Dani*,

To my uncle, *BOUZEFOR Abdelkrim*, who taught me to cherish books and knowledge,

To the *BOUZEFOR* family, to my cousins, and their families, to the little *SARAH* and *MERIEM*.

To my true friends, the old and the new, who shared the laughs and the struggles with me : to *Intik 3.0*, to the legendary *group B2*, to the *ESSA* friends, to the golden *Kara* and *Raz*.

To my teachers who inspired me, who taught me, and who forged the mind that made this work, from my earliest days at *MASJID EL TAOUBA* to my last days at *ENP*,

To Mr. *BLIDI Lamine*, who made us believe in our ambitions and chase our dreams. To everyone who believed in me, to everyone who didn't believe in me, To my old and future self : “look how far you have come, look how far you can go.” And finally, to my best friend and brother with whom I shared every success and failure over the past six years, *SEBTI Ayoub*.

I dedicate this work

*MOUSSI Anis*

## Dédicace

To my father, the one who bore the weight of the world on his shoulders so that I might soar. His sacrifices were not just words, but tangible acts of love and dedication—his sanity, his comfort, and his luxuries were all given freely to see me flourish. Without him, my accomplishments would be mere dreams.

To my mother, the steadfast pillar of support and wisdom. She was my emotional anchor, my friend, and my adviser. Her unwavering love and guidance have shaped me into the fine man I am today.

To my brothers, who journeyed with me through the labyrinth of life, sharing in its strangeness and joys. They were my partners, my comrades, and my allies.

To my best friend, **Zeus Coco** (*Moussi Anis*), the honored one, the Pslayer, and brother to Hmed Cui. Your presence has not been an honor and a blessing.

To the cringe *Abdelmalek Remmane* and the rest of the *EzEzEzEz* crew, who filled my life with moments of great joy and delightful cringes.

To the two Sarahs : *Feltane Awesome Sarah*, one of my best friends, whose support knows no bounds; and *Bensalem Sarah*, whose patience during my moments of panic and wisdom during her own times of uncertainty have been a guiding light.

To *Adjabi Salaheddine*, who shared his mouloukhiya with me.

To all my friends from polytech, especially *Mahmah DousDous* who shared in both the hard and good times, staying late with me at polytech over atay 9ares and engaging in deep, meaningful conversations.

To *Ellie Williams*, whose boundless inspiration captivates me and who i admire.

To my teachers especially *M.Blidi Lamine* who believed in me.

And to all the souls I've encountered along my journey, each one leaving an indelible mark on the tapestry of my life, contributing to the person I have become.

*SEBTI Ayoub*

# Table des matières

|  |           |
|--|-----------|
| Liste des tableaux   | 10        |
| Table des figures  | 12        |
| Introduction générale  | 20        |
| <b>1 Généralités et État de l'art</b>  | <b>22</b> |
| 1.1 Introduction . . . . .   | 22        |
| 1.2 Propulseurs chimiques . . . . .  | 22        |
| 1.3 Types de Propulseurs . . . . .   | 23        |
| 1.3.1 Propulseurs Liquides . . . . .   | 23        |
| 1.3.2 Propulseurs Solides . . . . .  | 23        |
| 1.3.3 Propulseurs Hybrides . . . . .   | 24        |
| 1.4 État de l'art . . . . .  | 25        |
| 1.4.1 Aperçu historique du développement des moteurs hybrides                      | 26        |
| 1.5 Conclusion . . . . .   | 31        |
| <b>2 Conception et dimensionnement du propergol et de la chambre de combustion</b> | <b>33</b> |
| 2.1 Introduction . . . . .   | 33        |
| 2.2 Définitions . . . . .  | 33        |
| 2.2.1 L'impulsion totale ( $I_t$ ) . . . . .                                       | 33        |
| 2.2.2 L'impulsion Spécifique ( $I_{sp}$ ) . . . . .                                | 34        |

---

|         |  |    |
|---------|--|----|
| 2.2.3   | Poussée . . . . .  | 35 |
| 2.2.4   | Vitesse d'éjection . . . . .   | 35 |
| 2.2.5   | Rendement énergétique . . . . .  | 36 |
| 2.3     | Propergol . . . . .  | 37 |
| 2.3.1   | Étude comparative des différents propergols de moteur hybride . . . . .                | 37 |
| 2.3.2   | Paraffine . . . . .  | 43 |
| 2.3.2.1 | Propriétés énergétiques . . . . .  | 44 |
| 2.3.2.2 | Caractérisation de la paraffine . . . . .  | 44 |
| 2.3.2.3 | Modèle chimique de combustion . . . . .  | 47 |
| 2.3.2.4 | Présentation du logiciel NASA CEA . . . . .  | 51 |
| 2.3.3   | Évolution des performances avec la variation de la pression                            | 53 |
| 2.3.4   | Évolution des performances avec la variation du O/F . .                                | 56 |
| 2.3.5   | Additifs . . . . .   | 61 |
| 2.3.5.1 | Aluminium . . . . .  | 63 |
| 2.3.5.2 | Carbon Black . . . . .   | 68 |
| 2.3.6   | Carburant final PW10Al8CB . . . . .  | 69 |
| 2.3.7   | Calculs de conception . . . . .  | 73 |
| 2.3.7.1 | Paramètres volumiques et massiques . . . . .   | 73 |
| 2.3.7.2 | Dimensionnement de la tuyère . . . . .   | 74 |
| 2.3.7.3 | Paramètres de régression . . . . .   | 75 |
| 2.3.7.4 | Dimensions du grain . . . . .  | 76 |
| 2.4     | Casing : l'alliage Al 6061-T6 . . . . .  | 77 |
| 2.4.1   | Composition chimique . . . . .   | 77 |
| 2.4.2   | Durcissement structurale et microstructure . . . . .                                   | 78 |
| 2.4.3   | Modélisation de l'influence des précipités sur le mouvement des dislocations . . . . . | 82 |
| 2.4.3.1 | Approche mécanique . . . . .   | 82 |

---

|          |   |           |
|----------|---|-----------|
| 2.4.3.2  | Approche physique . . . . .   | 82        |
| 2.4.4    | Traitement thermique . . . . .                                      | 83        |
| 2.4.5    | Comportement à hautes et à basses températures . . . . .            | 84        |
| 2.5      | Bouclier thermique "Liner" . . . . .                                | 86        |
| 2.5.1    | Les retardateurs de flamme . . . . .                                | 87        |
| 2.5.2    | Chimie de l'intumescence . . . . .                                  | 87        |
| 2.5.3    | Développement de notre propre matériau intumescent . . . . .        | 89        |
| 2.6      | Conclusion . . . . .  | 92        |
| <b>3</b> | <b>Conception et dimensionnement de la tuyère et de l'injecteur</b> | <b>93</b> |
| 3.1      | Introduction . . . . .  | 93        |
| 3.2      | Relations isentropiques de la tuyère . . . . .                      | 93        |
| 3.2.1    | Hypothèses . . . . .  | 94        |
| 3.2.2    | Relation Thermodynamiques . . . . .                                 | 94        |
| 3.2.3    | Écoulement isentropique a travers la tuyère . . . . .               | 97        |
| 3.2.3.1  | Vitesse . . . . .   | 97        |
| 3.2.3.2  | Régimes d'écoulements d'une Tuyère Supersonique . . . . .           | 98        |
| 3.2.4    | Configuration de la tuyère . . . . .                                | 100       |
| 3.2.4.1  | Tuyère Conique . . . . .  | 100       |
| 3.2.4.2  | Tuyère En forme de Cloche . . . . .                                 | 101       |
| 3.2.4.3  | Tuyère aérospike . . . . .  | 101       |
| 3.2.5    | Le choix du type de la tuyère . . . . .                             | 101       |
| 3.2.6    | Dimensionnement de la tuyère . . . . .                              | 101       |
| 3.3      | Injection . . . . .   | 103       |
| 3.3.1    | Injecteur à tourbillon . . . . .                                    | 103       |
| 3.3.2    | Calcul . . . . .  | 103       |
| 3.3.3    | Dimensionnement de l'injecteur . . . . .                            | 104       |

---

|          |   |            |
|----------|---|------------|
| 3.3.4    | Système d'injection . . . . .   | 106        |
| 3.3.4.1  | Partie Swirl . . . . .  | 106        |
| 3.3.4.2  | Partie entrée . . . . .   | 107        |
| 3.3.5    | Support . . . . .   | 108        |
| 3.4      | Joints et vis . . . . .   | 109        |
| 3.4.1    | Joints . . . . .  | 109        |
| 3.4.2    | Calcul des vis . . . . .  | 110        |
| 3.4.2.1  | Effort de cisaillement de rupture . . . . .                               | 110        |
| 3.5      | Conclusion . . . . .  | 111        |
| <b>4</b> | <b>Simulation de l'écoulement dans la tuyère et Réalisation du moteur</b> | <b>113</b> |
| 4.1      | Introduction . . . . .  | 113        |
| 4.2      | Simulation de l'écoulement dans la tuyère . . . . .                       | 113        |
| 4.2.1    | Géométrie . . . . .   | 114        |
| 4.2.2    | Maillage . . . . .  | 114        |
| 4.2.3    | Configuration (Setup) . . . . .   | 115        |
| 4.2.4    | Résultats . . . . .   | 116        |
| 4.2.5    | Première configuration . . . . .  | 116        |
| 4.2.6    | Simulation du jet . . . . .   | 119        |
| 4.2.7    | Simulation des dimensions réelles . . . . .                               | 120        |
| 4.3      | Deuxième configuration . . . . .  | 121        |
| 4.4      | Réalisation du grain . . . . .  | 124        |
| 4.4.1    | Préparation des poudres . . . . .   | 124        |
| 4.4.1.1  | Poudre d'aluminium . . . . .  | 124        |
| 4.4.1.2  | Poudre de graphite (Carbon Black) . . . . .                               | 129        |
| 4.4.2    | Fabrication et préparation du moule . . . . .                             | 130        |
| 4.4.2.1  | Conception du moule . . . . .   | 132        |

---

---

|         |   |            |
|---------|---|------------|
| 4.4.2.2 | Fabrication . . . . .                             | 133        |
| 4.4.2.3 | Assemblage . . . . .                              | 137        |
| 4.4.3   | Coulée et démoulage . . . . .                     | 139        |
| 4.4.3.1 | Calcul et pesée des masses . . . . .              | 139        |
| 4.4.3.2 | Fusion et coulée . . . . .                        | 141        |
| 4.4.3.3 | Démoulage . . . . .                               | 143        |
| 4.5     | Réalisation de la tuyère et son support . . . . . | 144        |
| 4.6     | Réalisation du Casing . . . . .                   | 146        |
| 4.6.1   | Calcul de l'épaisseur . . . . .                   | 147        |
| 4.6.2   | Coupe et finition . . . . .                       | 149        |
| 4.7     | Réalisation de l'injecteur . . . . .              | 149        |
| 4.7.0.1 | Entrée et support . . . . .                       | 150        |
| 4.7.0.2 | Swirl . . . . .                                   | 150        |
| 4.8     | Assemblage . . . . .                              | 152        |
| 4.9     | Conclusion . . . . .                              | 153        |
|         | <b>Conclusion générale</b>                        | <b>154</b> |
|         | <b>Bibliographie</b>                              | <b>157</b> |
|         | <b>A Graphiques</b>                               | <b>161</b> |

# Liste des tableaux

|      |   |    |
|------|---|----|
| 1.1  | Quelques caractéristiques du GIRD-09 . . . . .  | 26 |
| 1.2  | Les tests de lancements marins pour le développement du Dolphin. . . . .                  | 29 |
| 2.1  | Les carburant les plus répandus . . . . .   | 38 |
| 2.2  | Les Oxydants les plus utilisés . . . . .  | 38 |
| 2.3  | Combinaisons Combustible/Oxydant . . . . .  | 38 |
| 2.4  | Différence des propriétés de la paraffine et des polymères . . . . .                      | 44 |
| 2.5  | Masses molaires des éléments . . . . .  | 46 |
| 2.6  | Propriétés chimiques du TETRACOSANE . . . . .   | 46 |
| 2.7  | Inputs "rocket" . . . . .   | 52 |
| 2.8  | Les Outputs donnés par le logiciel CEA . . . . .  | 53 |
| 2.9  | Valeurs de quelques paramètres à O/F=1.4 . . . . .  | 60 |
| 2.10 | Inputs et Outputs donnés par l'exécution du logiciel CEA pour la paraffine pure . . . . . | 61 |
| 2.11 | Les additifs les plus utilisés dans les moteurs hybrides . . . . .                        | 62 |
| 2.12 | Composition chimique du carburant . . . . .   | 70 |
| 2.13 | Input CEA carburant final . . . . .   | 70 |
| 2.14 | Outputs CEA final . . . . .   | 72 |
| 2.15 | Les fractions massiques et molaires des espèces constituant le gaz éjectée . . . . .      | 74 |
| 2.16 | Dimensions et paramètres du grain . . . . .   | 77 |
| 2.17 | Composition chimique de l'alliage Al 6061 . . . . .                                       | 78 |

---

|      |   |     |
|------|---|-----|
| 2.18 | compositions chimique de tous les précipités . . . . .  | 81  |
| 2.19 | Propriétés de l'alliage 6061-T65 . . . . .  | 86  |
| 3.1  | Paramètres du logiciel CEA utilisés . . . . .   | 101 |
| 3.2  | Résultats du logiciel CEA . . . . .   | 102 |
| 3.3  | Paramètres utilisés pour le dimensionnement de l'injecteur . . .                                      | 104 |
| 3.4  | Dimensions des joins normalisés . . . . .   | 110 |
| 3.5  | Caractéristiques mécaniques pour vis et goujons-Aciers austéni-<br>tiques . . . . .                   | 111 |
| 4.1  | Géométrie de la tuyère optimisée . . . . .  | 114 |
| 4.2  | Nombre d'éléments pour les différents maillage . . . . .  | 114 |
| 4.3  | Paramètres utilisés dans la configuration . . . . .   | 115 |
| 4.4  | Comparaisons entre les paramètres de sortie de la tuyère calculés<br>et simulés . . . . .             | 119 |
| 4.5  | Géométrie de la tuyère . . . . .  | 122 |
| 4.6  | Comparaisons entre les paramètres de sorties de la tuyère opti-<br>misé calculés et simulés . . . . . | 123 |
| 4.7  | Composition chimique et taille des particules de la poudre de<br>SODIPLAB . . . . .                   | 125 |
| 4.8  | Composition chimique et taille des particules de la poudre d'ALU-<br>NION . . . . .                   | 126 |
| 4.9  | Paramètre de broyage . . . . .  | 127 |
| 4.10 | Série de tamisage . . . . .   | 128 |
| 4.11 | Les masses des constituants du carburant . . . . .  | 140 |
| 4.12 | Longueurs des différentes partie du moteur . . . . .  | 147 |
| 4.13 | Dimensions du casing . . . . .  | 148 |

# Table des figures

|     |  |    |
|-----|--|----|
| 1.1 | Composants d'un propulseur liquide . . . . .   | 23 |
| 1.2 | Composants d'un propulseur solid . . . . .   | 24 |
| 1.3 | Diagramme schématique d'un propulseur de fusée hybride . . .   | 25 |
| 1.4 | La première fusée soviétique 09, conçue par M.K. Tikhonravov avec un carburant hybride, a effectué un vol en 1933 (MosGIRD).   | 27 |
| 1.5 | Une fusée Lex 02. . . . .  | 28 |
| 1.6 | Test de lancement du Dolphin . . . . .   | 29 |
| 1.7 | Test d'un moteur-fusée à propulsion hybride de 4,5 tonnes de poussée au Stennis Space Center (NASA) en 1994 . . . . .  | 30 |
| 1.8 | Troisième test statique du propulseur du HPDP . . . . .  | 31 |
| 1.9 | Test d'un propulseur hybride d'une poussée de 10 kN chez DLR   | 31 |
| 2.1 | La relation entre le taux de régression et le débit massique de l'oxygène gazeux . . . . .   | 39 |
| 2.2 | Schéma du mécanisme de la régression de la paraffine . . . . .   | 40 |
| 2.3 | La vitesse caractéristique en fonction du rapport O/F des différentes combinaisons combustible/oxydant à une pression de 10 bar et une température de 2800 K . . . . . | 41 |
| 2.4 | L'impulsion spécifique des différentes combinaisons carburant/-comburant en fonction du rapport O/F . . . . .  | 42 |
| 2.5 | Température de la flamme adiabatique des différents propergols dans la chambre de combustion en fonction du rapport O/F . . . . .                                      | 43 |
| 2.6 | Mesure de la température de fusion de la paraffine . . . . .   | 45 |
| 2.7 | <i>Schéma direct d'oxydation du méthane</i> . . . . .  | 48 |

|      |   |    |
|------|---|----|
| 2.8  | Schémas d'une combustion du méthane à pression atmosphérique  | 49 |
| 2.9  | <i>Schéma complet d'oxydation du méthane</i> . . . . .  | 50 |
| 2.10 | <i>Variation de l'impulsion spécifique en fonction du rapport O/F a différentes pressions</i> . . . . .   | 54 |
| 2.11 | <i>Variation de la température en fonction du rapport O/F a différentes pressions</i> . . . . .   | 55 |
| 2.12 | <i>Variation de la température et de l'impulsion spécifique en fonction du rapport O/F à 50 bars</i> . . . . .  | 58 |
| 2.13 | <i>Variation de la température et de l'impulsion spécifique entre O/F=1 et 2 a 50 bar</i> . . . . .   | 59 |
| 2.14 | <i>Nombre de Mach en fonction du rapport O/F</i> . . . . .  | 60 |
| 2.15 | Hexagone de feu . . . . .   | 63 |
| 2.16 | Schéma de combustion d'une particule d'aluminium . . . . .  | 65 |
| 2.17 | Schéma explicatif de la combustion de la particule d'aluminium  | 65 |
| 2.18 | Structures de flamme observées dans la combustion d'aluminium   | 66 |
| 2.19 | Variation de la température avec les différentes teneur en Aluminium . . . . .  | 67 |
| 2.20 | Paraffine vs Paraffine+10%Al . . . . .  | 68 |
| 2.21 | Influence du Carbon Black sur la stabilité du moteur . . . . .  | 69 |
| 2.22 | O/F entre 1 et 10 . . . . .   | 71 |
| 2.23 | O/F entre 1 et 2 . . . . .  | 71 |
| 2.24 | O/F entre 1.5 et 1.6 . . . . .  | 71 |
| 2.25 | Position du 6061 dans le diagramme pseudo binaire Al-Mg <sub>2</sub> Si .   | 78 |
| 2.26 | Représentation d'une solution solide sursaturée (concentration en soluté supérieure à la concentration d'équilibre à la température ambiante) . . . . . | 79 |
| 2.27 | Représentation des zones de Guinier-Preston et de la phase $\beta'$ dans la matrice d'aluminium . . . . .   | 79 |
| 2.28 | Représentation de la phase $\beta^j$ dans la matrice d'aluminium . . .  | 80 |
| 2.29 | Représentation de la phase $\beta$ dans la matrice d'aluminium . . .  | 80 |

|      |   |    |
|------|---|----|
| 2.30 | La séquence détaillée de Van Huis et al . . . . .   | 81 |
| 2.31 | Déplacement d'une ligne élastique de dislocation ancrée sur des obstacles et soumise à une contrainte $\sigma$ . . . . .  | 82 |
| 2.32 | Cisaillement d'un précipité sphérique dans le plan de glissement d'une dislocation . . . . .  | 83 |
| 2.33 | Représentation schématique du contournement d'Orowan . . . . .  | 83 |
| 2.34 | Traitement thermique T6 de l'alliage Al 6061 . . . . .  | 84 |
| 2.35 | Courbe de traction à différentes températures . . . . .   | 85 |
| 2.36 | Variation du module de Young en fonction de la température . . . . .  | 85 |
| 2.37 | Variation de la charge maximale en fonction de la température . . . . .   | 85 |
| 2.38 | Variation de la limite élastique en fonction de la température . . . . .  | 85 |
| 2.39 | Évolution des propriétés mécanique du Al 6061-T65 avec la température . . . . .   | 85 |
| 2.40 | Mécanisme d'intumescence . . . . .  | 89 |
| 2.41 | Test du bouclier thermique . . . . .  | 90 |
| 2.42 | Dispositif du test thermique . . . . .  | 91 |
| 2.43 | Évolution de la température de la face opposé à la flamme en fonction du temps . . . . .  | 91 |
| 3.1  | Relation entre le rapport des sections, le rapport des pressions, rapport de la masse volumique et le rapport des températures en fonction du nombre de Mach dans une tuyère convergente/divergente représentée pour les régions de tuyère subsonique et supersonique. . . . .                      | 97 |
| 3.2  | Impulsion spécifique et vitesse d'échappement d'un système de propulsion de fusée idéale à l'expansion optimale de la Tuyère en fonction de la température absolue du gaz de la chambre $T_1$ et de la masse moléculaire $\mathcal{M}$ pour plusieurs valeurs de $k$ et $\frac{p_1}{p_2}$ . . . . . | 98 |
| 3.3  | Flux passant à travers une Tuyère de fusée. . . . .   | 99 |
| 3.4  | Différence de comportement du flux entre (a) la sur-expansion, (b) l'expansion idéale et (c) la sous-expansion. . . . .   | 99 |

|      |   |     |
|------|---|-----|
| 3.5  | Diagrammes simplifiés de différentes configurations génériques de Tuyères et de leurs effets sur l'écoulement. . . . .        | 100 |
| 3.6  | Schéma montrant la chambre de post combustion dans un moteur de fusée hybride . . . . .                                       | 102 |
| 3.7  | schéma d'un injecteur tourbillon . . . . .  | 105 |
| 3.8  | Plans de Définition d'une vue en coupe transversal sur le plan de symétrie et sur le plan des orifices . . . . .              | 107 |
| 3.9  | Dessin de définition de l'entrée de l'injecteur . . . . .   | 108 |
| 3.10 | Dessin de définition du support de l'injecteur . . . . .  | 109 |
| 4.1  | Maillage de l'écoulement dans la tuyère . . . . .   | 115 |
| 4.2  | Contour de la vitesse de l'écoulement dans la tuyère . . . . .  | 116 |
| 4.3  | Courbe de variation de la vitesse d'écoulement en fonction de la position dans la tuyère . . . . .                            | 117 |
| 4.4  | Courbe de variation de la pression de l'écoulement en fonction de la position dans la tuyère . . . . .                        | 117 |
| 4.5  | Courbe de variation de la température de l'écoulement en fonction de la position dans la tuyère . . . . .                     | 118 |
| 4.6  | Courbe de variation du nombre de Mach de l'écoulement en fonction de la position dans la tuyère au dessus du Champ de vitesse | 118 |
| 4.7  | Maillage du Jet sortant de la tuyère . . . . .  | 119 |
| 4.8  | Contour de vitesse du jet . . . . .   | 120 |
| 4.9  | Courbe du nombre de Mach pour une tuyère à col de diamètre de 9,3 mm et d'une tuyère à col de diamètre de 10 mm . . . . .     | 121 |
| 4.10 | Courbe du nombre de mach montrant le point d'intersection pour $M = 3.027$ . . . . .  | 122 |
| 4.11 | Courbe Vitesse et pression pour la tuyère optimisée . . . . .   | 122 |
| 4.12 | Courbe de température pour la tuyère optimisée . . . . .  | 123 |
| 4.13 | Variations de nombre de Mach dans la tuyère avec différents rayons de courbure du col . . . . .                               | 124 |
| 4.14 | Poudres d'ALUNION et de SODIPLAB sous microscope optique  | 126 |

---

|      |   |     |
|------|---|-----|
| 4.15 | Le broyeur fabriqué et son récipient . . . . .  | 127 |
| 4.17 | Poudre d'aluminium broyée . . . . .   | 129 |
| 4.19 | Solidification de la paraffine dans différentes conditions de refroidissement . . . . . | 131 |
| 4.20 | Plan du grain . . . . .   | 132 |
| 4.21 | L'imprimante 3D utilisée . . . . .  | 135 |
| 4.22 | Demi moule (dos) . . . . .  | 136 |
| 4.23 | Demi moule (face) . . . . .   | 136 |
| 4.24 | Bouchon (face interne) . . . . .  | 136 |
| 4.25 | Bouchon (face externe) . . . . .  | 136 |
| 4.26 | Extension du moule . . . . .  | 136 |
| 4.27 | Axe du moule (noyau) . . . . .  | 136 |
| 4.28 | Les différentes parties du moule . . . . .  | 136 |
| 4.34 | Application du silicone étanche . . . . .   | 137 |
| 4.29 | Moule assemblé . . . . .  | 138 |
| 4.30 | Introduction de l'axe dans le moule . . . . .   | 138 |
| 4.31 | Fermeture du moule . . . . .  | 138 |
| 4.32 | Ajout de l'extension . . . . .  | 138 |
| 4.33 | Étapes d'assemblage du moule . . . . .  | 138 |
| 4.35 | Application du papier sulfurisé pour faciliter le démoulage . . . . .                   | 139 |
| 4.36 | Application du ruban Téflon sur le filetage du moule . . . . .                          | 139 |
| 4.37 | La pesée des poudres . . . . .  | 140 |
| 4.38 | Mélange des poudres . . . . .   | 141 |
| 4.39 | Pesée de la paraffine . . . . .   | 141 |
| 4.40 | Préparation du carburant . . . . .  | 142 |
| 4.41 | Montage du moule dans le tour . . . . .   | 143 |
| 4.42 | Fin du moulage . . . . .  | 143 |

---

|      |  |     |
|------|--|-----|
| 4.43 | Opérations de chariotage et de dressage du support . . . . .       | 144 |
| 4.44 | Alésages des cônes à 45° et à 15° . . . . .                        | 145 |
| 4.45 | Montage de la tuyère dans son support . . . . .                    | 146 |
| 4.46 | Produit final de la tuyère dans son support . . . . .              | 146 |
| 4.47 | Casing fini . . . . .  | 149 |
| 4.49 | Conception du disque de fermeture sur SolidWorks . . . . .         | 151 |
| 4.50 | Produit final de tous les composants de l'injecteur . . . . .      | 152 |
| 4.51 | Schéma du moteur assemblée sur le logiciel SolidWorks . . . . .    | 153 |
| 1.1  | Contour de la pression de l'écoulement dans la tuyère . . . . .    | 161 |
| 1.2  | Contour de la température de l'écoulement dans la tuyère . . . . . | 162 |
| 1.4  | Champ de vitesse pour un rayon de courbure 3.5mm . . . . .         | 163 |
| 1.3  | Champ de vitesse pour un rayon de courbature 2.5mm . . . . .       | 163 |
| 1.5  | Champ de vitesse pour un rayon de courbature 4.5mm . . . . .       | 164 |
| 1.6  | Champ de vitesse pour un rayon de courbature 6.5mm . . . . .       | 164 |
| 1.7  | Champ de vitesse pour un rayon de courbature 10mm . . . . .        | 165 |
| 1.8  | Dessin de définition de la partie swirl de l'injecteur . . . . .   | 166 |
| 1.9  | Dessin de définition de la partie entrée de l'injecteur . . . . .  | 167 |
| 1.10 | Dessin de définition du support de l'injecteur . . . . .           | 168 |
| 1.11 | Dessin de définition de la tuyère et son support . . . . .         | 169 |

# Liste des acronymes

| Symbole    | Définition                             | Unité                    |
|------------|--|--------------------------|
| <b>I</b>   | Impulsion                              | $m/s - s$                |
| <b>F</b>   | Poussée                                | $N$                      |
| <b>t</b>   | Temps de combustion                    | $s$                      |
| $\dot{m}$  | Débit massique                         | $g/s$                    |
| <b>m</b>   | Masse                                  | $g/s$                    |
| <b>M</b>   | Masse molaire/moléculaire              | $g/mol$                  |
| $g_0$      | Accélération gravitationnelle          | $m/s^2$                  |
| <b>c</b>   | Vitesse moyenne d'éjection des gaz     | $m/s$                    |
| <b>P</b>   | Pression                               | $bar$                    |
| <b>A</b>   | Surface                                | $m^2$                    |
| <b>a</b>   | Coefficient de régression              | $m^{1+2n}kg^{-n}s^{n-1}$ |
| <b>n</b>   | Exposant de régression                 |                          |
| $G_0$      | Flux massique de l'oxydant             | $kg/s.m^2$               |
| $\dot{r}$  | Taux de régression                     | $mm/s$                   |
| $\rho$     | Densité                                | $kg/m^3$                 |
| <b>V</b>   | Volume                                 | $m^3$                    |
| <b>v</b>   | Vitesse                                | $m/s$                    |
| $Q_R$      | Pouvoir calorifique                    | $kJ/kg$                  |
| $C^*$      | Vitesse caractéristique                | $m/s$                    |
| $\gamma$   | Rapport des chaleurs spécifiques       |                          |
| <b>T</b>   | Température                            | $^{\circ}C - K$          |
| <b>R</b>   | Constante des                          | $Jkg^{-1}K^{-1}$         |
| <b>R'</b>  | constante des gaz parfaits universelle | $Jmol^{-1}K^{-1}$        |
| $C_f$      | Coefficient de poussée                 |                          |
| <b>O/F</b> | Rapport oxydant- carburant             |                          |
| $\nu$      | Rendement du moteur                    |                          |
| $\epsilon$ | Rapport des sections                   |                          |
| <b>L</b>   | Longueur                               | $mm$                     |
| <b>D</b>   | Diamètre                               | $mm$                     |
| <b>R</b>   | Rayon                                  | $mm$                     |

# Introduction générale

“AD ASTRA PER ASPERA”

## Citation latine

Depuis la nuit des temps, les humains ont regardé le ciel avec émerveillement et curiosité. Au fil du temps, de nombreuses questions ont trouvé des réponses grâce aux avancées dans divers domaines scientifiques tels que l’astronomie, la physique et les mathématiques. Cependant, tout a changé lorsque Abbas ibn Firnas a tenté pour la première fois de rejoindre les cieux. Cet événement a marqué un tournant dans la compréhension humaine, montrant que le ciel n’était plus un domaine inaccessible.

Le 17 décembre 1903, les frères Wright ont confirmé cette nouvelle réalité en réussissant le premier vol motorisé de l’histoire humaine. À partir de ce moment, l’humanité a visé toujours plus haut, culminant le 12 avril 1961, lorsque Yuri Gagarine a piloté le vaisseau spatial Vostok 1 et atteint l’espace pour la première fois. Ce jalon a marqué le début d’une nouvelle ère, portée par des individus ambitieux cherchant à faire du voyage spatial une réalité courante.

Depuis 1961, l’industrie aérospatiale a connu une croissance rapide, repoussant continuellement les limites de l’ingénierie. Les innovations ont conduit au développement de vaisseaux spatiaux plus grands, de la station spatiale internationale, de propulseurs plus puissants et de satellites et télescopes plus avancés. La volonté d’explorer l’espace nous a rendus plus innovants que jamais, élargissant constamment les frontières du possible.

L’objectif de ce projet est de nous propulser dans la course pour l’avenir de l’exploration spatiale et d’initier une série de projets à l’École Nationale Polytechnique d’Alger visant à introduire l’ingénierie aérospatiale à l’école, pour contribuer au développement de ce domaine en Algérie et dans le monde entier.

Dans ce projet, nous allons nous intéresser à la propulsion hybride en concevant un moteur hybride fournissant 500N de poussée pendant 10s. Chaque composant du moteur sera étudié soigneusement en se basant sur la littérature, la simulation numérique et l’étude expérimentale. En combinant des techniques innovantes avec des matériaux économiques, nous visons à maximiser les performances, réduire les coûts et minimiser les risques associés au projet.

Ce mémoire est structuré en 5 chapitres de la manière suivante :

**Chapitre 1 :** Ce chapitre présente les différents types de propulseurs chimiques et les performances associées à chacun. Une attention particulière est accordée aux moteurs hybrides, en explorant leurs caractéristiques distinctives et leurs avantages technologiques.

**Chapitre 2 :** Ce chapitre explore l'évolution de la propulsion hybride des fusées depuis les années 1930 jusqu'aux recherches actuelles sur les carburants innovants à base de paraffine, soulignant les défis et les avancées réalisées.

**Chapitre 3 :** Dans ce chapitre, nous allons nous baser sur plusieurs études comparatives pour choisir l'oxydant, le matériau de base du carburant ainsi que les additifs qui assureront les performances visées. Par la suite, nous allons concevoir le casing et le liner qui assureront l'intégrité de la chambre de combustion dans les conditions de pression et de température délivrées par le propergol choisi.

**Chapitre 4 :** Ce chapitre se concentre sur la conception et le dimensionnement de la tuyère et de l'injecteur d'un moteur hybride de fusée, déterminant ainsi les performances du système en influençant directement la poussée et l'impulsion spécifique.

**Chapitre 5 :** Dans ce dernier chapitre, nous allons simuler les performances du moteur et décrire les différents procédés et protocoles expérimentaux suivis pour réaliser les différentes pièces du moteur, ainsi que la mise en forme du carburant et du casing, la fabrication du moule et l'élaboration des poudres.

Enfin, nous terminerons ce mémoire par les principales conclusions et quelques perspectives.

# Chapitre 1

## Généralités et État de l'art

### 1.1 Introduction

La propulsion des fusées repose sur le principe selon lequel un véhicule peut se déplacer en expulsant une masse stockée dans le véhicule en lui-même. Par conséquent, la propulsion des fusées diffère en fonction de la source d'énergie utilisé.[1]

La source d'énergie la plus couramment utilisée dans la propulsion des fusées est la combustion chimique. L'énergie peut également être fournie par le rayonnement solaire et par un réacteur nucléaire. En conséquence, les différents dispositifs de propulsion utilisés peuvent être classés en propulsion chimique, propulsion nucléaire et propulsion solaire. Les sources d'énergie jouent un rôle crucial dans la performance des fusées, et diverses sources ont été explorées. Les modes d'entrée d'énergie utiles dans les systèmes de propulsion de fusées sont soit la chaleur, soit l'électricité. La poussée utile provient de l'énergie cinétique de la matière éjectée et de la pression du propulseur sur les parois internes de la chambre et à la sortie de la tuyère. Ainsi, les systèmes de propulsion de fusées convertissent principalement les énergies d'entrée en énergie cinétique du gaz éjecté. La masse éjectée peut être à l'état solide, liquide ou gazeux. Souvent, des combinaisons de deux ou plusieurs phases sont éjectées. À très haute température, la matière éjectée peut également être à l'état de plasma, qui est un gaz conducteur d'électricité [1].

### 1.2 Propulseurs chimiques

La propulsion chimique des fusées est la méthode de propulsion la plus faisable et la plus couramment utilisée pour le lancement des véhicules spatiaux. Elle possède un rapport poussée/poids extrêmement élevé de 75 :1 sans limitation d'altitude. La propulsion chimique est le moteur le plus compatible pour

le lancement de fusées en raison de la masse totale massive et de la vitesse d'éjection élevée requise pour les voyages spatiaux.[2]

Les systèmes de propulsion chimique utilisent des réactions chimiques pour libérer de l'énergie et accélérer des gaz afin de générer de la poussée. Ces systèmes produisent des poussées relativement importantes en des périodes de temps relativement courtes. Il existe plusieurs types de propulsion chimique, notamment la propulsion liquide, la propulsion solide et la propulsion hybride. [3]

## 1.3 Types de Propulseurs

### 1.3.1 Propulseurs Liquides

Les propulseurs liquide utilisent des produits chimiques à propergol liquide qui sont alimentés sous pression à partir de réservoirs, via des tuyaux, puis à travers un injecteur dans une chambre de combustion. La combustion se produit à des pressions relativement élevées (de 6 à 60 bar), produisant des gaz à très haute température (de 2000 à 4000 K) qui sont ensuite détendus dans une tuyère supersonique, atteignant des vitesses d'éjection très élevées (de 1500 à 4500 mètres par seconde). Les composants d'un moteur hybride sont présentés dans la figure ci-dessous [4].

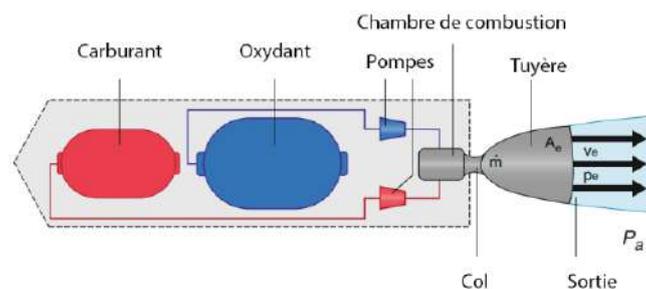


FIGURE 1.1 – Composants d'un propulseur liquide

### 1.3.2 Propulseurs Solides

Contrairement aux propergols liquides, les propergols solides sont généralement un matériau coulé solide qui contient à la fois le carburant et l'oxydant liés en suspension, capables de produire de la poussée par des réactions chimiques. Ce carburant peut être manipulé à température ambiante jusqu'à ce qu'une source d'allumage soit appliquée. Lorsque les propergols sont allumés,

ils libèrent les constituants du carburant et de l'oxydant qui brûlent et génèrent de la poussée. Les propulseurs à propergol solide situés de chaque côté d'une navette spatiale sont des exemples de fusées à propergol solide. Ces systèmes génèrent une grande poussée, peuvent être stockés pendant de longues périodes dans un état "prêt à l'emploi", mais manquent généralement de contrôlabilité pour les éteindre et les rallumer lorsque la poussée n'est plus nécessaire.[3]

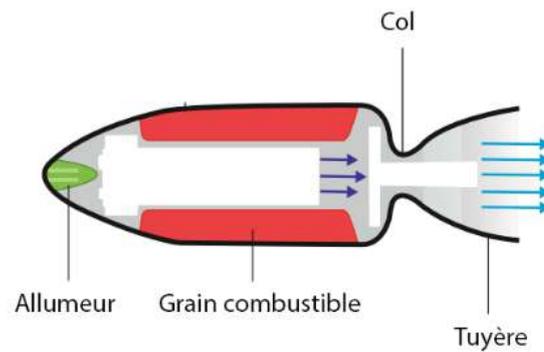


FIGURE 1.2 – Composants d'un propulseur solide

### 1.3.3 Propulseurs Hybrides

La propulsion hybride est un système de propulsion unique qui combine des éléments des moteurs de fusée à propergol solide et à propergol liquide. Elle offre plusieurs avantages par rapport aux systèmes de propulsion traditionnels. Le concept fondamental d'une fusée hybride consiste à utiliser un bloc de carburant solide et un oxydant liquide ou gazeux, ou inversement. Le bloc de carburant solide est allumé et brûle en présence de l'oxydant, produisant ainsi des gaz chauds. Ces gaz sont expulsés à travers une tuyère, créant une poussée et propulsant la fusée vers l'avant. On trouve à la fois des parties de propulseur à propergol liquide et solide dans un propulseur de fusée hybride. L'oxydant est généralement liquide (peroxyde d'hydrogène, oxygène liquide, etc...), bien que le carburant lui-même soit typiquement un bloc solide (paraffine, HTPB, etc...). Les moteurs de fusée hybrides offrent les avantages suivants par rapport aux propulseurs solides et liquides [5] :

- Les carburants solides sont plus sûrs, plus simple à fabriquer, à transporter et à stocker.
- Les fissures et les décollements dans le grain du carburant ont un impact peu apparent sur les performances des moteurs hybrides.
- Dans les moteurs hybrides, la poussée est contrôlable sur une plage plus large, avec la possibilité d'arrêt et de redémarrage.

- Par rapport aux moteurs à propergol liquide, les propulseurs hybrides nécessitent une plomberie plus simple et possèdent donc une fiabilité plus élevée.
- Les propulseurs hybrides ont généralement des valeurs d'impulsion spécifique plus élevées que les propulseurs à propergol solide et une impulsion spécifique volumique supérieure à celle des moteurs liquides. Le schéma d'un propulseur hybride est montré dans la figure 1.3 [6]

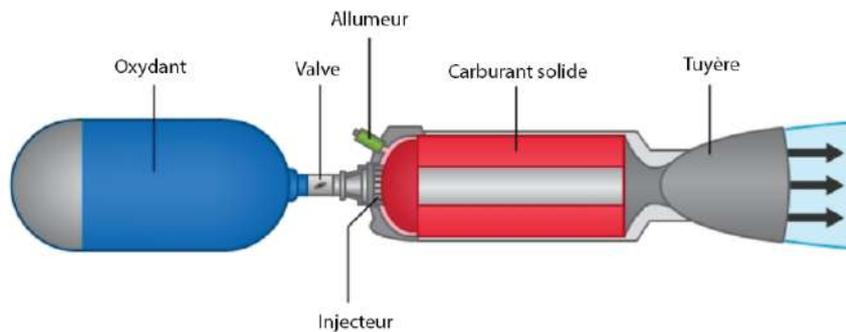


FIGURE 1.3 – Diagramme schématique d'un propulseur de fusée hybride

## 1.4 État de l'art

La technologie de propulsion des fusées a considérablement évolué depuis ses débuts, passant de conceptions rudimentaires à des systèmes sophistiqués capables de voyages interplanétaires.

La propulsion des fusées est une technologie fondamentale qui permet aux véhicules de se déplacer dans l'espace en expulsant des gaz d'échappement dans la direction opposée au déplacement, conformément à la troisième loi du mouvement de Newton : à chaque action correspond une réaction égale et opposée. Ce principe est à la base de tous les types de moteurs de fusée, qui génèrent la poussée nécessaire pour surmonter les forces gravitationnelles et la résistance atmosphérique, permettant ainsi de transporter des satellites, des charges utiles et des humains dans l'espace et à travers celui-ci. [7]

La littérature des dix dernières années sur la recherche et le développement des fusées hybrides indique clairement la maturité de cette technologie. Le système de propulsion des fusées hybrides a été approuvé pour les vols dans de nombreuses applications spatiales et de défense. De nombreuses fusées et sondes propulsées par des moteurs hybrides ont été lancées. Les essais statiques de grands moteurs de boosters hybrides (1,8 m de diamètre) de classe lanceur ont été menés avec succès. L'application des moteurs de fusée hybrides comme

modules de propulsion pour les microsattelites est sérieusement étudiée.

### 1.4.1 Aperçu historique du développement des moteurs hybrides

Le développement des moteurs de fusée à propergol hybride a commencé dans les années 1930, alors que les fusées à propergol solide et liquide étaient encore en phase initiale de développement. Les fusées à propergol solide ont été utilisées en premier en raison de l'histoire de la poudre à canon et ont été employées par des chercheurs renommés tels que Robert Goddard, malgré les mises en garde de Hermann Oberth, l'un des pionniers de l'astronautique. Les incidents impliquant des explosions de poudre à canon ont conduit à l'utilisation de fusées à propergol liquide. [8]

Entre-temps, les premiers travaux enregistrés sur les fusées hybrides ont été réalisés par Sergei Korolev et Mikhail Tikhonravov en 1933, dans le cadre du programme russe GIRD [9]. Leur premier vol a atteint 1,5 km d'altitude en utilisant un moteur de 500 N qui a brûlé pendant 15 secondes un mélange d'essence et de colophane (essence gélifiée) avec de l'oxygène liquide (LOX) [8].

TABLE 1.1 – Quelques caractéristiques du GIRD-09

|                    |   |
|--------------------|---|
| Hauteur            | 2,4 m                                   |
| Carburant          | Résine gélifiée mélangée à de l'essence |
| Comburant          | Oxygène liquide                         |
| Moteur             | Moteur de fusée GIRD 09                 |
| Poussée            | 500 N                                   |
| Poids au décollage | 18 kg (4,5 kg de carburant)             |
| Altitude           | 1 500 m lors des vols réalisés en 1934  |

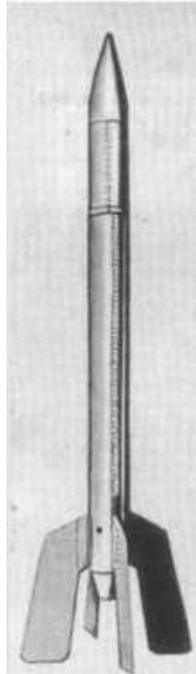


FIGURE 1.4 – La première fusée soviétique O9, conçue par M.K. Tikhonravov avec un carburant hybride, a effectué un vol en 1933 (MosGIRD).

En 1937, des tests menés chez I. G. Farben avec un moteur de 10 kN utilisant du charbon et du NO gazeux ont obtenu les mêmes résultats infructueux que les tests d'Oberth avec du LOX et du graphite, en raison de la haute chaleur de sublimation du carbone, entraînant un taux de régression presque nul. Au milieu des années 1940, la Pacific Rocket Society a fait le premier effort significatif avec une fusée hybride. Elle a utilisé du LOX avec plusieurs carburants solides, tels que le bois de sapin de Douglas, la cire avec du noir de carbone et du caoutchouc. La société a testé plusieurs conceptions jusqu'à la XDF-23, un oxydant LOX et un carburant à base de caoutchouc avec une tuyère en alliage d'aluminium, qui a réussi à voler en 1951, atteignant une altitude d'environ 10 km. La société n'a signalé aucun test balistique, mais ses connaissances sont prouvées par la déclaration : "La pression de la chambre d'un moteur de fusée à propergol solide-liquide est proportionnelle au débit d'oxydant et non à la surface interne exposée à la flamme.[10]"

Dans les années 1960, les moteurs de fusées hybrides de petite taille ont commencé à être projetés à des moteurs-fusées de grande taille, avec une attention particulière portée à la série HTM de UTC et de l'US Air Force. Cette série a testé un moteur de 0,95 m de diamètre utilisant  $N_2O_4$  comme oxydant et PB aluminisé comme combustible, dans un grain en forme de roue de wagon à 12 ports, générant une poussée de 20 kN. De plus, le programme United Tech CSD a mesuré une impulsion spécifique (ISP) de 400 s en utilisant du polybutadiène et du nitrate d'ammonium avec du lithium comme combustible, associés à  $F_2/O_2$  comme oxydant. Enfin, le LEX-02 aurait volé avec du polyamide et du métatoluène comme combustible, et de l'acide nitrique et  $N_2O_4$

comme oxydant, atteignant une poussée de 10 kN [11].

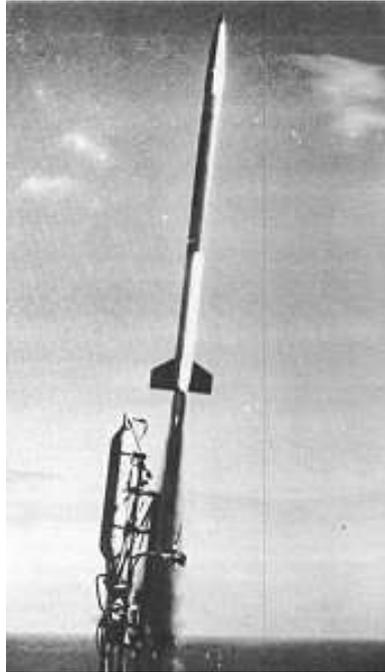


FIGURE 1.5 – Une fusée Lex 02.

En 1981, la société STARSTRUCK a été créée pour développer une fusée-sonde appelée Dolphin, mesurant 17 mètres de long et pesant 8,2 tonnes. Les propulseurs utilisés étaient de l'oxygène liquide (LOX) et du combustible à base de polybutadiène (PB), générant une poussée de 155,7 kN dans un moteur de 1 mètre de diamètre. Après 6 tests statiques à pleine échelle, la fusée a été lancée depuis la côte d'une île de l'océan Pacifique. Cependant, en raison d'une valve de vecteur de poussée gelée, elle n'a fonctionné que pendant 3 secondes avant de commencer à diverger en tangage et d'être détruite par autodestruction. À l'époque, le Dolphin représentait le plus gros moteur-fusée hybride jamais lancé, malgré sa courte durée de vol.[12] [8]



FIGURE 1.6 – Test de lancement du Dolphin

Le lancement depuis l'eau a été choisi pour réduire les coûts en éliminant le besoin d'une rampe de lancement. Le site de lancement pour les tests était San Clemente, et tout les tests ont été des échecs. Les tests ainsi que les causes d'échecs sont montrées dans le tableau 1.2

TABLE 1.2 – Les tests de lancements marins pour le développement du Dolphin.

|                 |  |
|-----------------|--|
| 1984 February 6 | Les raccords de gaz azote avaient été desserrés pendant le transport. Les tentatives de percer un trou d'accès à une baie interne de la fusée pour resserrer les raccords ont entraîné un incendie dans les équipements électroniques. |
| 1984 March 30   | De l'eau de mer s'est infiltrée dans la baie électronique, provoquant un court-circuit.  |
| 1984 August 3   | Une défaillance du contrôle vectoriel de la poussée a entraîné le véhicule hors de sa trajectoire à 14 secondes après le décollage. Échec de l'étage : 1.  |

Le propulseur hybride du Dolphin a été développé et testé sous la direction de Douglas Ordahl à Carson City, Nevada. [12]

En 1985, l'entreprise a été rebaptisée AMROC et a entrepris le développement des propulseurs hybrides, financés par des fonds privés, avec des poussées allant de 22,2 kN à 1,1 MN, utilisant LOX et HTPB comme propulseurs. Durant les sept années suivantes, AMROC a réalisé 124 tests statiques, incluant plusieurs avec un moteur de 333,6 kN, alors le plus grand jamais testé. Malgré des succès en tests, comme avec le moteur de 330 kN nommé SET-1 en 1989, des défis persistaient, notamment des problèmes techniques lors des lancements.



FIGURE 1.7 – Test d'un moteur-fusée à propulsion hybride de 4,5 tonnes de poussée au Stennis Space Center (NASA) en 1994

AMROC a poursuivi son ambition de développer un moteur de 1,1 MN pour le projet AQUILA, testé à quatre reprises en 1993. Pour démontrer sa capacité, le projet HyFlyer Sounding Rocket a été lancé, mais des instabilités à basse fréquence ont compliqué les tests de 1993 et 1994. L'entreprise a été contrainte de renommer le projet en Hybrid Technology Option Project (HyTOP), impliquant un consortium dirigé par AMROC, Martin Marietta et CSD, avec le soutien de la NASA [13].

En dépit des efforts, AMROC a perdu son sponsor en 1995, mettant fin au projet HyTOP et à ses ambitions dans le domaine des fusées hybrides. Le programme a de nouveau été renommé, cette fois en "Hybrid Propulsion Demonstration Program" (HPDP). Le programme "Hybrid Propulsion Demonstration Program" (HPDP) a été mis en place pour faire mûrir la technologie de propulsion hybride à un niveau de préparation suffisant pour permettre sa commercialisation pour diverses applications de lancement spatial. L'objectif du HPDP était de développer et tester un propulseur hybride avec une poussée de 1,1 MN dans le vide afin de démontrer la technologie de propulsion hybride et de permettre la fabrication de grands propulseurs hybrides pour les véhicules de lancement spatial actuels et futurs. Le HPDP a réussi à mener quatre tests du moteur-fusée hybride de 1,1 MN de poussée au Centre spatial Stennis de la NASA. Ce document présente la série de tests.[14]



FIGURE 1.8 – Troisième test statique du propulseur du HPDP

Depuis 2010, au banc d'essai M11 du Département des Propulseurs de l'Institut de Propulsion Spatiale du DLR à Lampoldshausen, des recherches sont menées sur des carburants à base de paraffine. Des investigations optiques analysent le comportement des carburants hybrides se liquéfiant. De nouvelles formulations ont été découvertes, augmentant les propriétés mécaniques et contrôlant le taux de régression grâce à la variation de la viscosité. Avec ces nouveaux carburants, plusieurs moteurs-fusées hybrides ont été conçus et testés. Les carburants ont été utilisés en combinaison avec du protoxyde d'azote pour propulser la fusée-sonde HEROS de l'équipe académique "Hybrid Engine Development" (HyEnD) de l'Université de Stuttgart.[15]



FIGURE 1.9 – Test d'un propulseur hybride d'une poussée de 10 kN chez DLR

## 1.5 Conclusion

La propulsion chimique demeure une technologie cruciale pour le lancement des fusées, en raison de sa capacité à produire des poussées considérables et à surmonter les forces gravitationnelles. Les propulseurs liquides et solides, bien que performants, présentent chacun des limitations spécifiques. Les propulseurs liquides offrent une grande flexibilité et une contrôlabilité précise, tandis que les

propulseurs solides se distinguent par leur simplicité, bien qu'ils soient moins contrôlables.

Les moteurs de fusée hybrides, en combinant des éléments des deux technologies, offrent une solution intermédiaire qui tire parti des avantages des systèmes à propergol liquide et solide. Les moteurs hybrides se distinguent par leur sécurité accrue, leur simplicité relative et une meilleure contrôlabilité et fiabilité.

En conclusion, bien que chaque type de propulseur ait ses propres avantages et inconvénients, les moteurs de fusée hybrides offrent une combinaison équilibrée des caractéristiques recherchées dans les systèmes de propulsion. Ce qui justifie notre choix du moteur hybride pour notre projet de fin d'études.

La propulsion des fusées à propergol hybride a évolué depuis ses débuts dans les années 1930, avec des contributions significatives de chercheurs comme Korolev, Tikhonravov et la Pacific Rocket Society. Malgré des défis techniques et des échecs initiaux, des projets comme STARSTRUCK, AMROC et le "Hybrid Propulsion Demonstration Program" (HPDP) ont réalisé des avancées notables, notamment grâce au soutien de la NASA. Les recherches actuelles, notamment celles menées par le DLR et l'Université de Stuttgart, continuent d'améliorer cette technologie en explorant de nouveaux carburants à base de paraffine. La propulsion hybride, en combinant les avantages des propergols solides et liquides, reste prometteuse pour diverses missions spatiales futures.

# Chapitre 2

## Conception et dimensionnement du propergol et de la chambre de combustion

### 2.1 Introduction

Ce chapitre sera dédié à la conception d'un propergol à la fois performant et économique, ainsi qu'à la conception d'une chambre de combustion capable de résister aux conditions de pression et de température générées par la combustion de ce propergol. Pour cela, nous nous appuierons sur divers documents de la littérature, sur des simulations et sur quelques études expérimentales. Il est important de noter que la faisabilité et la disponibilité des matériaux et des équipements sont des paramètres qui influenceront nos choix dans ce travail.

### 2.2 Définitions

Dans cette partie on va introduire les paramètres de performances pour le moteur hybride qui vont être utilisés lors du dimensionnement des composants.

#### 2.2.1 L'impulsion totale ( $I_t$ )

L'impulsion totale ( $I_t$ ), est le produit de la poussée moyenne d'un propulseur pendant un intervalle de temps par la durée de cet intervalle, elle est calculée à partir de la poussée ( $F$ ) dans la période de fonctionnement ( $t$ )[16] :

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (2.1)$$

Pour une poussée constante et avec une phase de transition de démarrage négligeable elle devient :

$$I_t = Ft \quad (2.2)$$

### 2.2.2 L'impulsion Spécifique ( $I_{sp}$ )

L'impulsion spécifique ( $I_{sp}$ ) représente la poussée par unité de débit massique du propergol. C'est un paramètre de performance important pour un système de propulsion, et elle est définie par[16] :

$$I_{sp} = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int_0^t \dot{m} dt} \quad (2.3)$$

où  $g_0$  est la constante de l'accélération gravitationnelle .

Cette équation fournira une valeur de l'impulsion spécifique moyenne dans le temps en unités de "secondes" pour n'importe quel système de propulsion de fusée, et elle est particulièrement utile lorsque la poussée varie avec le temps. Dans notre cas,  $I_{sp}$  peut être obtenue en utilisant des valeurs moyennes pour  $F$  et  $\dot{m}$ .

$$I_{sp} = \frac{I_t}{m_p \times g_0} \quad (2.4)$$

$m_p$  représente la masse totale effective de propergol expulsée.

pour un débit et une poussée constants et un temps de démarrage négligeable on aura [17] :

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_0} = \frac{F}{\dot{w}} = \frac{I_t}{w} \quad (2.5)$$

Dans les tuyères de fusée réelles, la vitesse d'échappement n'est pas uniforme sur toute la section de sortie. Les profils de vitesse sont difficiles à déterminer avec précision. Une vitesse axiale uniforme  $c$  est supposée pour toutes les calculs qui utilisent des descriptions unidimensionnelles du problème. Cette vitesse d'échappement effective  $c$  représente une vitesse moyenne à laquelle le propergol est éjecté. Elle est définie comme [16] :

$$c = I_{sp} \cdot g_0 = \frac{F}{\dot{m}} \quad (2.6)$$

Elle est exprimée en mètres par seconde, elle peut être utilisé comme mesure de la performance de la fusée.

La vitesse caractéristique, ou  $c^*$ , est une mesure de la performance de combustion d'un moteur-fusée, indépendante de la performance de la tuyère. Elle est

utilisée pour comparer différents propulseurs et systèmes de propulsion. Elle est exprimé par l'équation 2.7 [18]

$$C^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}} \quad (2.7)$$

Avec  $p_c$  est la pression au niveau de la chambre de combustion,  $A_t$  est la section au niveau du col de la tuyère et  $\dot{m}$  est le débit du propergol.

Le taux de régression du combustible dans un moteur-fusée hybride, est la vitesse à laquelle la surface du combustible se consomme au cours de la combustion. Cette quantité a un impact de premier ordre sur la configuration et, par conséquent, sur la performance du moteur. Elle s'exprime par l'équation 2.8 [19] :

$$\dot{r} = a.G_0^n \quad (2.8)$$

Où  $a$  et  $n$  sont respectivement le coefficient de régression et l'exposant de régression. et  $G_0$  est le flux massique de l'oxydant.

La fraction de masse de propergol, notée  $\zeta$ , indique le rapport entre la masse utile de propergol  $m_p$  et la masse initiale  $m_0$ . Elle peut s'appliquer l'ensemble d'un système de propulsion de fusée.[16]

$$\zeta = \frac{m_p}{m_0} \quad (2.9)$$

### 2.2.3 Poussée

La poussé est la force produite par le système de propulsion de fusée qui agit sur le centre de masse du véhicule. C'est une force de réaction subit par la structure du véhicule par l'éjection des gaz de combustion à haute vitesse. La poussée est due à une variation de la quantité de mouvement. Dans notre cas, la vitesse des gaz d'éjection est supposée constante, uniforme et purement axiale. Par conséquent la poussée est également constante.

### 2.2.4 Vitesse d'éjection

La vitesse d'éjection effectif produite par le propulseur à débit constant s'exprime comme [16] :

$$c = v_s + \frac{P_s - P_a}{\dot{m}} \times A_s = I_{sp} \times g_0 \quad (2.10)$$

où :

$v_s$  : Vitesse des gaz brûlés a la sortie de la tuyère.

$P_s$  : La pression à la sortie de la tuyère.

$P_a$  : La pression atmosphérique .

$A_s$  : section de sortie de la tuyère .

la valeur de  $c$  est déterminée à partir des mesures de la poussée et du débit des gaz éjectés. Mais même lorsque  $p_s \neq p_a$  et  $c \neq v_s$ , la deuxième partie du côté droit de l'équation reste généralement petite par rapport à  $v_s$  ; ainsi, la vitesse effective d'échappement reste toujours relativement proche en valeur de la vitesse d'échappement réelle.

Aux conditions du niveau de la mer et lorsque  $c = v_2$ , la poussée peut être simplement écrite comme [16] :

$$F = \frac{\dot{w}}{g_0} v_2 = \dot{m} c \quad (2.11)$$

La vitesse caractéristique  $C^*$  est un terme utilisé fréquemment dans la littérature de la propulsion de fusée .

### 2.2.5 Rendement énergétique

Les rendements utilisés dans la conception des systèmes de propulsion de fusées permettent de comprendre le bilan énergétique de ces systèmes. Leurs définitions dépendent des pertes considérées, et tout ensemble cohérent de rendements, est considéré pour évaluer les pertes énergétiques. Deux types de processus de conversion d'énergie se produisent dans les systèmes de propulsion, à savoir la production d'énergie, qui est le plus souvent la conversion d'énergie interne en énergie utilisable, et ensuite sa conversion en une forme avec laquelle une poussée de réaction peut être obtenue. L'énergie cinétique de la matière éjectée est la principale forme utile d'énergie pour la propulsion. La puissance du jet  $P_{\text{jet}}$  est la dérivée temporelle de cette énergie. Pour une vitesse d'éjection de gaz constante ( $v_s \approx c$  et au niveau de la mer), elle dépend de l'impulsion spécifique  $I_{sp}$  et de la poussée  $F$ . Elle est donnée par l'expression suivante [16] :

$$P_{\text{jet}} = \frac{1}{2} \dot{m} v_2^2 = \frac{1}{2} \dot{w} I_{sp}^2 = \frac{1}{2} F \cdot I_{sp} \quad (2.12)$$

Le terme "puissance spécifique" est parfois utilisé comme mesure du système de propulsion ; Il est égal à la puissance du jet divisée par la masse totale du système de propulsion[16].

$$\text{Puissance spécifique} = \frac{P_{\text{jet}}}{m_0} \quad (2.13)$$

La source d'énergie dans un système de propulsion de fusée diffère selon les types de propulseurs ; pour les fusées chimiques, cette énergie est créée uniquement par la combustion. L'énergie maximale disponible dans les propergols chimiques est leur chaleur de combustion par unité de masse de propergol  $Q_R$  ( Le pouvoir calorifique). La puissance dans un moteur chimique est donnée par[16] :

$$P_{\text{chem}} = \dot{m}Q_R \quad (2.14)$$

Une partie significative de l'énergie quitte la tuyère sous forme d'enthalpie résiduelle dans les gaz d'échappement cependant elle ne peut pas être convertie en énergie cinétique. Cela est analogue à l'énergie perdue dans les gaz d'échappement chauds des moteurs à combustion interne.

le rendement de combustion  $\eta_{\text{comb}}$  pour les fusées chimiques est le rapport de l'énergie réellement libérée à la chaleur idéale de réaction par unité de masse de propergol et représente une mesure du rendement. Sa valeur varie entre 94% et 99%. Lorsque la puissance  $P_{\text{chem}}$  est multipliée par le rendement de combustion, elle devient la puissance disponible du système de propulsion, où elle est ensuite convertie en puissance cinétique.

La puissance transmise au véhicule à un instant donné est définie par le produit de la poussée du système de propulsion  $F$  et de la vitesse du véhicule  $u$  [16] :

$$P_{\text{véhicule}} = Fu \quad (2.15)$$

## 2.3 Propergol

### 2.3.1 Étude comparative des différents propergols de moteur hybride

La configuration du propergol d'un moteur hybride peut être soit liquide pour le combustible et solide pour l'oxydant, ou inversement. Actuellement, la combinaison de combustible solide avec un comburant liquide ou gazeux est la plus couramment utilisée, ceci valide le choix de notre thématique.

Il existe plusieurs paires combustible/comburant utilisés dans les moteurs hybrides, dans ce travail on a choisi de comparer les plus connus [20] . Ces différents carburants et oxydants sont présentes dans les tableaux 2.1 et 2.2 respectivement.

TABLE 2.1 – Les carburant les plus répandus

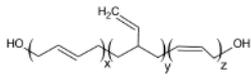
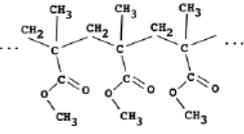
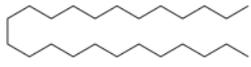
| Carburant                                    | Molécule   | Description   |
|--|--|---|
| PBHT<br>(polybutadiène hydroxytéleché-lique) |   | Communément appelé HTPB (en anglais), est basé sur l'alcène 1,3-butadiène, qui polymérise grâce à un mélange de résine de base de butadiène solidifiés et de résine de durcissement de polyisocyanate, formant ainsi la chaîne polymère. Le HTPB est considéré comme l'un des combustibles solides les plus prometteurs pour les applications dans les systèmes de propulsion hybride en raison de son faible coût, de sa facilité de traitement et de sa haute chaleur de combustion lorsqu'il réagit avec des oxydants. |
| PMMA<br>(poly(méthacrylate de méthyle))      |   | Communément appelé acrylique, a une unité de répétition de méthacrylate de méthyle ( $C_5H_8O_2$ ), et c'est une substance non toxique. Le PMMA a un taux de régression plus faible que les autres combustibles considérés, mais parce qu'il est transparent à l'état solide, il représente une alternative intéressante à des fins didactiques.  |
| Paraffine                                    |  | La paraffine ( $C_nH_{2n+2}$ ) est un hydrocarbure aliphatique dont la structure se compose d'une chaîne droite ou ramifiée. Parmi les avantages de l'utilisation de la paraffine comme combustible, on peut mentionner que les gaz émis lors de sa combustion sont non toxiques. (la paraffine sera discutée de façon plus détaillée plus tard)  |

TABLE 2.2 – Les Oxydants les plus utilisés

| Oxydant                             | Description   |
|-------------------------------------|---|
| LOX/GOX (oxygène liquide ou gazeux) | L'usage répandu de l'oxygène liquide (LOX) par l'industrie des lanceurs spatiaux est dû au fait qu'il s'agit d'un oxydant relativement sûr et offrant de hautes performances à un coût modéré.  |
| $N_2O$ (Oxydenitieux)               | Le protoxyde d'azote ( $N_2O$ ) est une substance considérée comme non toxique et possédant une haute énergie chimique. De plus, il présente des avantages tels que la sécurité opérationnelle et un faible coût.   |
| $H_2O_2$ (hydroperoxyde)            | Lorsqu'il traverse un catalyseur, le peroxyde se décompose de manière exothermique. Cela provoque des températures suffisamment élevées pour enflammer le combustible, ce qui peut être considéré comme un avantage considérable. Et le rend un oxydant de haute performance. |

A partir des carburants et des oxydants présentés dans les tableau précédents, 9 paires carburant/comburant feront l'objet de notre comparaison, tableau 2.3.

TABLE 2.3 – Combinaisons Combustible/Oxydant

|  |   |  |
|--|---|--|
| <i>HTPB/LOX</i>                        | <i>Paraffine/LOX</i>                        | <i>PMMA/LOX</i>                        |
| <i>HTPB/N<sub>2</sub>O</i>             | <i>Paraffine/N<sub>2</sub>O</i>             | <i>PMMA/H<sub>2</sub>O<sub>2</sub></i> |
| <i>HTPB/H<sub>2</sub>O<sub>2</sub></i> | <i>Paraffine/H<sub>2</sub>O<sub>2</sub></i> | <i>PMMA/H<sub>2</sub>O<sub>2</sub></i> |

L'un des paramètres de performance les plus importants dans la conception des moteurs hybrides est le taux de régression, ce qui nous amène à considérer la comparaison des taux de régression des différents combustibles avec le même oxydant. Dans la figure 2.1 on présente les taux de régression pour les différents carburants.

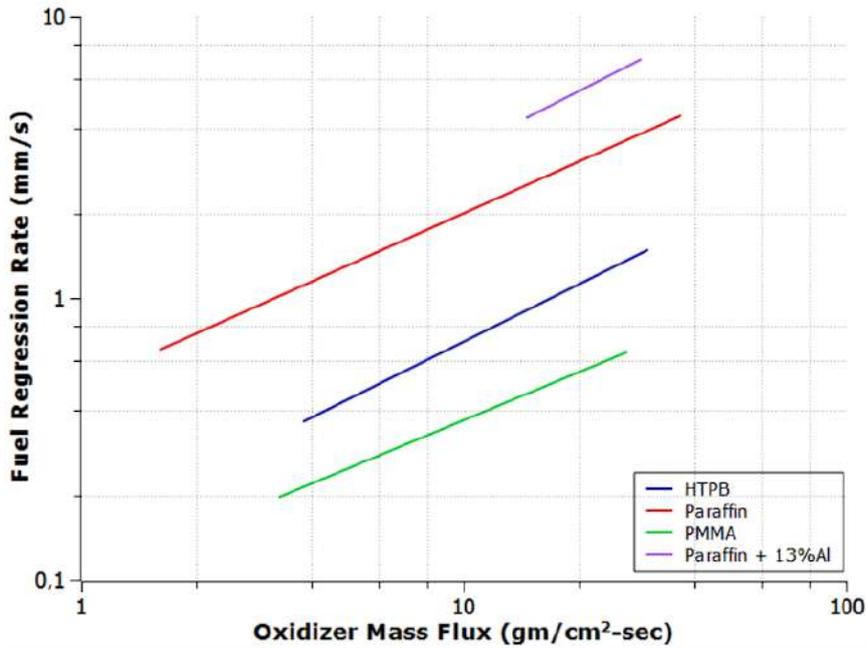


FIGURE 2.1 – La relation entre le taux de régression et le débit massique de l'oxygène gazeux

On remarque à partir de la figure 2.1 que le PMMA présente le taux de régression le plus bas, ce qui restreint son utilisation principalement à l'échelle de laboratoire. Quant au HTPB, il a un taux de régression relativement élevé, ce qui le rend l'un des combustibles les plus utilisés dans les moteurs hybrides. Ce dernier possède un taux de régression 3 fois inférieur à celui de la paraffine qui domine récemment les sujets de recherche dans la propulsion hybride. Ce taux de régression élevé est dû à la formation d'une fine couche liquide à la surface du combustible, ayant une faible viscosité et une faible tension de surface.

Sur la figure 2.2 on voit que le flux de l'oxydant gazeux entraîne le déplacement des gouttelettes du combustible dans le courant gazeux, ce qui génère une instabilité de cette fine couche. Ainsi, le taux de transfert de masse du combustible augmente considérablement. Le transfert de gouttelettes n'est pas restreint par le transfert de chaleur par diffusion de la zone de combustion vers le combustible, les deux processus se déroulant en parallèle. C'est pourquoi les carburants hybrides à base de paraffine ont un taux de régression beaucoup plus élevé que les carburants conventionnels, qui dépendent exclusivement de l'évaporation de la surface du grain. En résumé, le taux de régression total est la somme du taux de régression dû à l'évaporation du carburant ( $\dot{r}_{gaz}$ ) et du

taux de régression dû à l'entraînement des gouttelettes du carburant vers la zone de combustion ( $\dot{r}_{ent}$ ).

$$(\dot{r}_{tot}) = (\dot{r}_{gaz}) + (\dot{r}_{ent}) \quad (2.16)$$

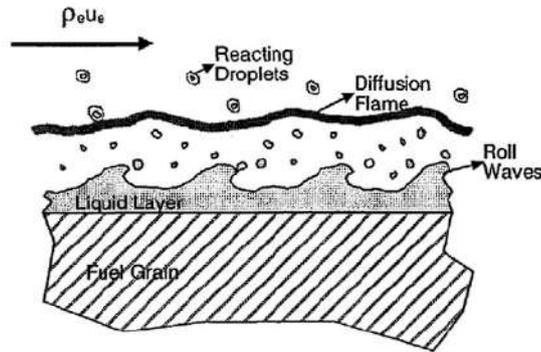


FIGURE 2.2 – Schéma du mécanisme de la régression de la paraffine

Un deuxième paramètre utilisé pour comparer la performance des différents propergols est la vitesse caractéristique  $C^*$ , elle est exprimée en fonction des paires combustible/comburant, représentée par le rapport de la température adiabatique et la masse moléculaire effective ( $T/M_{eff}$ ), leur chaleur spécifique ainsi que de l'efficacité de la combustion.

$$C^* = \frac{\sqrt{\frac{\gamma RT}{M_{eff}}}}{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (2.17)$$

Dans la figure 2.3 on montre la vitesse caractéristique pour différentes combinaisons combustible/oxydant [20].

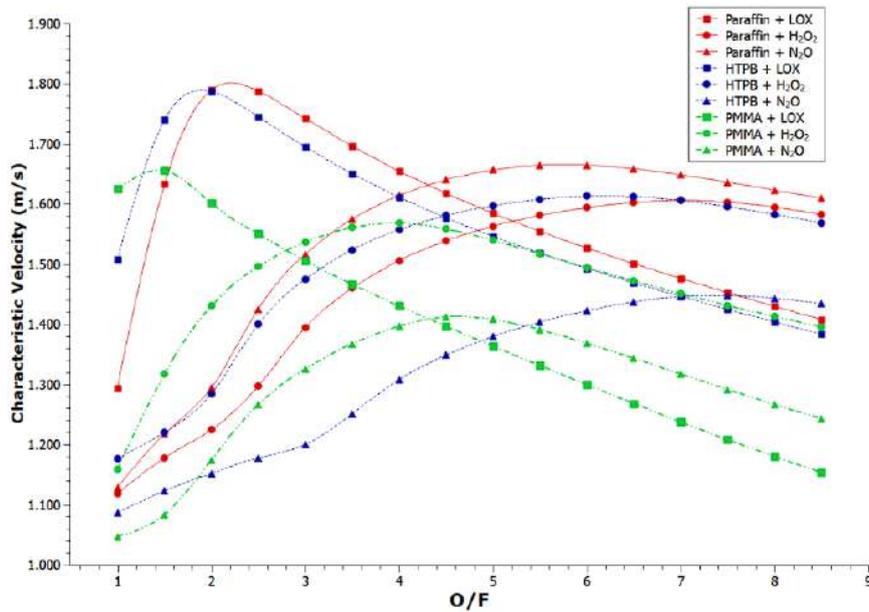


FIGURE 2.3 – La vitesse caractéristique en fonction du rapport O/F des différentes combinaisons combustible/oxydant à une pression de 10 bar et une température de 2800 K

La combinaison Paraffine/LOX présente la vitesse caractéristique la plus élevée, suivie de près par l'HTPB/LOX, qui affiche une allure similaire mais avec une vitesse caractéristique légèrement plus faible. En revanche, les combinaisons PMMA/N<sub>2</sub>O et HTPB/N<sub>2</sub>O offrent les vitesses caractéristiques les plus basses. Ce phénomène est fréquent lorsque les produits de combustion contiennent de l'azote, qui ne participe pas à l'oxydation et retient une partie de la chaleur libérée, réduisant ainsi le rapport  $T/M_{eff}$ .

Le troisième paramètre de performance utilisé dans cette étude est l'impulsion spécifique ( $I_{sp}$ ). Dans la figure 2.4 nous présentons en fonction de O/F pour différentes combinaisons [20].

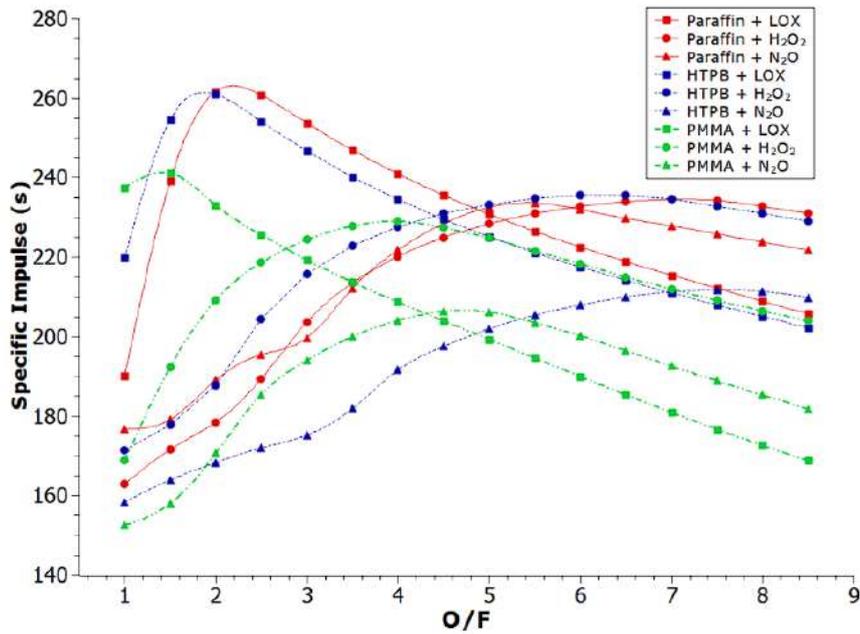


FIGURE 2.4 – L'impulsion spécifique des différentes combinaisons carburant/comburant en fonction du rapport O/F

Les valeurs les plus élevées de l'impulsion spécifique ( $I_{sp}$ ) sont observées pour les combinaisons Paraffine/LOX et HTPB/LOX, où le pic se situe autour de 262 secondes. En revanche, les combinaisons HTPB/N<sub>2</sub>O et PMMA/N<sub>2</sub>O présentent les valeurs les plus faibles de l' $I_{sp}$ . Il est important de noter que l'impulsion spécifique est relativement basse dans les moteurs hybrides comparée aux moteurs liquides où elle varie entre 200 et 400s, l'objectif principal est d'optimiser les propergols de tel façon à maximiser l' $I_{sp}$  pour aboutir à la meilleur performance possible des moteurs hybrides pour qu'ils soient comparable aux moteurs conventionnels.

Après l'analyse des différentes combinaisons carburant/comburant les pertinentes conclusions peuvent être tirées :

- La paraffine possède le plus grand taux de régression parmi tous les combustibles existants, et qui est 3 fois plus grand que celui de l'HTPB le combustible le plus utilisé de nos jours dans les moteurs hybrides.
- L'utilisation de l'oxygène comme oxydant donne les meilleures performances à des rapports O/F autour de 2, et cela c'est grâce à son grand potentiel d'oxydation comparé à  $H_2O_2$  et  $N_2O$ .
- La paraffine combinée avec l'oxygène donne la plus grande vitesse caractéristique d'environ 1800 m/s pour un rapport O/F au voisinage de 2.
- La plus grande valeur de l'impulsion spécifique est atteinte lorsqu'on utilise la paraffine comme carburant et l'oxygène comme oxydant.
- La paraffine/LOX et HTPB/LOX présentent toutes deux une tempéra-

ture adiabatique maximale très élevée, atteignant environ 3500 K selon le graphique ci-joint [20]. Plus l'énergie thermique libérée par la paire carburant/comburant est importante, plus l'énergie transformée en énergie cinétique est élevée, ce qui influe directement sur l'amélioration des performances du moteur. Cependant, cela rend également le choix des matériaux et la conception d'un système de refroidissement plus difficiles.

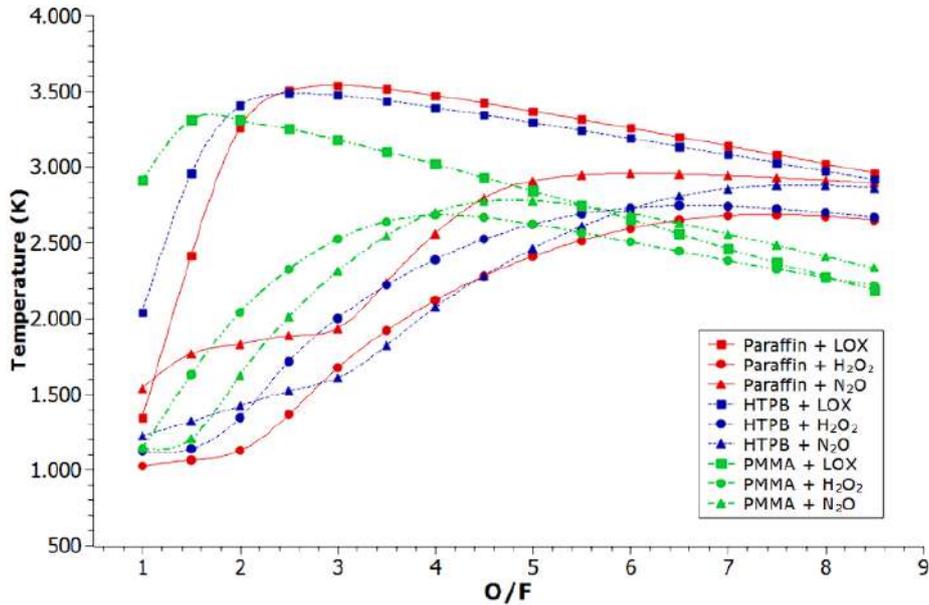


FIGURE 2.5 – Température de la flamme adiabatique des différents propergols dans la chambre de combustion en fonction du rapport O/F

Au vue des caractéristiques citées précédemment relatives aux différentes combinaisons il est évident que la paire paraffine/LOX présente les meilleures performances, de plus la paraffine possède une phase liquide qui nous donne plus de flexibilité dans la mise en forme du grain contrairement à Un autre avantage de la paraffine est qu'elle est moins chère que l'HTPB (~0.7 dollars/kg pour la paraffine et ~46 dollars/kg pour l'HTPB). Finalement, l'impulsion spécifique du couple Paraffine/LOX est similaire à celle du propergol liquide Kérosène/LOX qui est largement utilisé dans l'industrie aérospatiale. La performance de ce propergol (Paraffine/LOX) peut être encore amélioré grâce à des additifs. Cette combinaison Paraffine/LOX est utilisée pour la réalisation de notre projet.

### 2.3.2 Paraffine

La paraffine, chimiquement connue sous le nom des alcanes, est un produit des résidus solides du pétrole qui constitue un mélange de molécules d'hydrocarbures ayant une formule chimique  $C_nH_{2n+2}$  et contenant entre 20 et 40 atomes de carbone pour la cire de paraffine solide. A cause sa faible masse moléculaire

laire, elle n'appartient pas à la famille des polymères qui ont une très grande masse moléculaire au contraire et de très longues chaînes. Cependant, la cire de paraffine est classée comme un Thermoplastique. Le tableau 2.4 présente les différentes propriétés de la paraffine en comparaison aux polymères. [21].

TABLE 2.4 – Différence des propriétés de la paraffine et des polymères

|  | Température de Fusion<br>(°C) | Longueur de la chaîne<br>moléculaire | Poids moléculaire<br>(amu) |
|--|-------------------------------|--------------------------------------|----------------------------|
| La cire de Paraffine<br>solide (paraffinum<br>solidum) | 37 - 70                       | 20 - 40                              | 300 - 550                  |
| Les polymères  | 100 - 390                     | 50 000 - 1 000 000                   | 200 000 - +1 000 000       |

### 2.3.2.1 Propriétés énergétiques

La paraffine est un excellent matériau pour le stockage de la chaleur, sa capacité thermique spécifique varie entre  $2,14 \times 10^3$  et  $2,9 \times 10^3 J.kg^{-1}.K^{-1}$  et une chaleur de fusion entre  $200 \times 10^3$  et  $220 \times 10^3 J.kg^{-1}$ . La combustion de la paraffine produit une énergie d'environ de 42 MJ/kg, ce qui est énorme. En comparaison avec 1kg de TNT qui produit 4.184 mégajoules d'énergie. La paraffine possède une bonne adhésion, par contre elle peut provoquer des problèmes de démoulage, ce qui nécessite des mesures préventives.[22] Pour notre projet on a opté pour la cire dure de paraffine qui a un point de fusion entre 48 et 66°C, et qui est composée de chaînes moléculaires droites contenant entre 20 et 40 atomes de carbone par chaîne.[23]

### 2.3.2.2 Caractérisation de la paraffine

Pour la réalisation de notre projet on a choisi d'utiliser la cire des bougies commerciales comme source de paraffine. Le choix de la marque est important car les nouvelles marques de bougies disponibles dans le marché algérien possèdent parfois des additifs pour améliorer l'aspect et les propriétés des bougies, alors que les anciennes marques utilisent uniquement la paraffine pure comme matière première. La marque choisie propose des bougies 100% paraffine sans additifs. Les principales propriétés requises dans notre étude sont : la densité, le nombre de carbone moyen par chaîne (n), la masse moléculaire et la température de fusion. Ces paramètres nous permettent de déterminer le reste des propriétés de la paraffine, en l'occurrence le point éclair, la température d'évaporation etc...

### *La densité :*

Pour calculer la densité de la paraffine, la bougie a été pesée et son volume mesuré. La masse moyenne a été trouvée égale à 29 g, et son volume égale à 36.3 ml. Le volume a été mesuré par la méthode d'Archimède.

$$\rho = \frac{\text{masse}}{\text{volume}} = \frac{29 \text{ g}}{36.3 \text{ ml}} = 798,898 \text{ kg/m}^3 \quad (2.18)$$

### *La température de fusion :*

La température de fusion ( $T_f$ ) a été mesurée directement à l'aide du thermocouple du dispositif représenté dans la figure 2.6, elle est trouvée égale à 50°C.



FIGURE 2.6 – Mesure de la température de fusion de la paraffine

### *Le nombre moyen de carbone par chaîne :*

Le nombre de carbone moyen par chaîne a été déterminée à l'aide d'une relation empirique développée par Freund et al [24]. Cette relation est valable pour les paraffines qui ont un point de fusion entre 40 et 60°C.

$$T_f = 415 \frac{M_w}{M_w + 95} - 273 \quad (2.19)$$

tel que  $M_w$  est la masse moléculaire de la paraffine en g/mol.

En reformulant l'équation précédente on trouve :

$$M_w = \frac{95 \times (T_f + 273)}{142 - T_f} \quad (2.20)$$

Après calcul on trouve :  $M_w = 333.53 \text{ g/mol}$

Le nombre de carbon est calculé à partir de la masse molaire de la paraffine en utilisant sa formule chimique ( $C_nH_{2n+2}$ ) :

$$M_w = n \times M_C + (2n + 2) \times M_H \quad (2.21)$$

avec  $M_C = 12 \text{ amu}$  et  $M_H = 1 \text{ amu}$  ce qui donne :

$$n = \frac{M_w - 2}{14} \quad (2.22)$$

n est trouvé égale à 23,68071429 qui est arrondi à 24.

Enfin, la formule chimique de notre paraffine est  $C_{24}H_{50}$ .

*Poids moléculaire :*

Le poids moléculaire est déterminer par la formule chimique de la paraffine et les masses molaires du Carbone et de l'Hydrogène indiquées dans le tableau 2.5 :

TABLE 2.5 – Masses molaires des éléments

| Element chimique      | Carbone | Hydrogene | $C_{24}H_{50}$ |
|-----------------------|---------|-----------|----------------|
| Masse molaire (g/mol) | 12,011  | 1,00784   | 338,656        |

Le nom scientifique de cette paraffine est le **TETRACOSANE** et les valeurs mesurées et réelles [25] de ses propriétés sont résumées dans le tableau 2.6.

TABLE 2.6 – Propriétés chimiques du TETRACOSANE

|                                | Valeurs mesurées | Valeurs réelles |
|--------------------------------|------------------|-----------------|
| Nombre de carbone par chaîne   | 23,68            | 24              |
| Densité à 20°C ( $kg/m^3$ )    | 798,898          | 799.1           |
| Masse moléculaire (g/mol)      | 333.53           | 338.7           |
| Température de fusion (°C)     | 50               | 50.3            |
| Température d'évaporation (°C) | /                | 391             |
| Point éclair (°C)              | /                | 113             |

### 2.3.2.3 Modèle chimique de combustion

La combustion est un processus chimique dans lequel une substance réagit avec un comburant (généralement de l'oxygène) pour produire de la chaleur, de la lumière, des gaz et des sous-produits. C'est un processus exothermique. La réaction n'a lieu que si on porte le mélange à une température supérieure à une certaine température minimale appelée température d'auto-inflammation.

Le processus de combustion passe par plusieurs étapes [26] :

1. *Initiation* : La réaction commence par l'apport d'une énergie externe, généralement sous forme de chaleur, qui brise les liaisons chimiques des molécules d'hydrocarbures, créant ainsi des radicaux libres hautement réactifs. Plus la chaîne est longue plus elle a besoin d'énergie pour se décomposer.
2. *Propagation* : Les radicaux libres réagissent ensuite avec le comburant et/ou l'oxygène, pour former des produits de combustion. Cette réaction de propagation libère de la chaleur et produit de nouveaux radicaux libres, qui continuent à réagir avec l'oxygène et d'autres molécules d'hydrocarbures.
3. *Terminaison* : La réaction se termine lorsque les radicaux libres réactifs sont consommés ou lorsque les conditions de réaction changent de manière à inhiber la formation de nouveaux radicaux. Cela peut se produire lorsque la concentration d'oxygène diminue ou lorsque la température baisse en dessous d'un certain seuil.

Les hydrocarbures ainsi que la plupart des combustibles brûlent selon des mécanismes complexes de chaînes ramifiées. Ces réactions impliquent non seulement des radicaux d'oxygène ( $O$ ), d'hydrogène ( $H$ ) et d'hydroxyle ( $OH$ ), mais aussi des radicaux carbonés tels que le méthyle ( $CH_3$ ), le méthylène ( $CH_2$ ), le radical formyle ( $COH$ ), ainsi que des espèces intermédiaires comme le formaldéhyde ( $HCHO$ ).

Même dans le cas le plus simple, celui du méthane ( $CH_4$ ), le processus peut se révéler d'une grande complexité. Le schéma direct d'oxydation de  $CH_4$  en  $CO$ , par l'intermédiaire de  $CH_3$ ,  $HCHO$  et  $CHO$ , est représenté dans la figure 2.7.

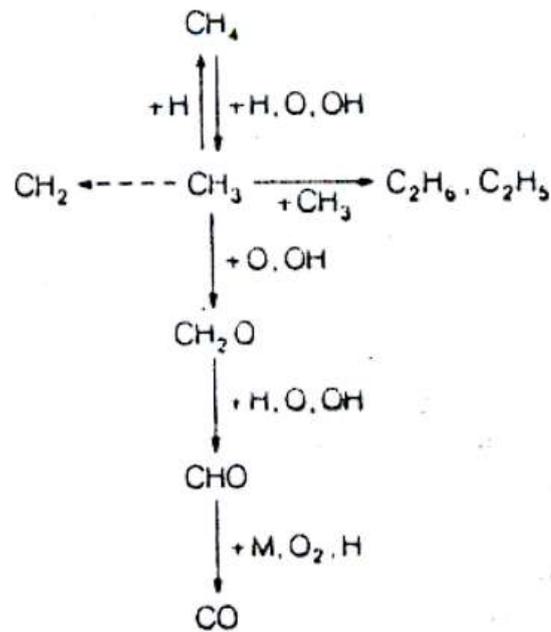
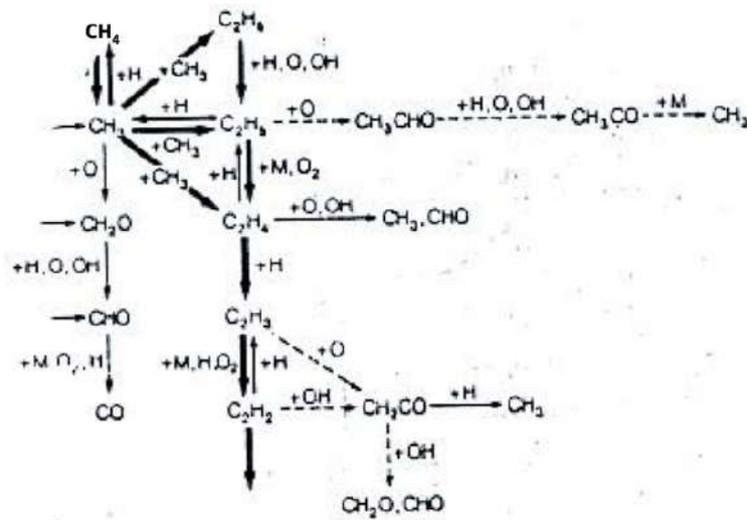
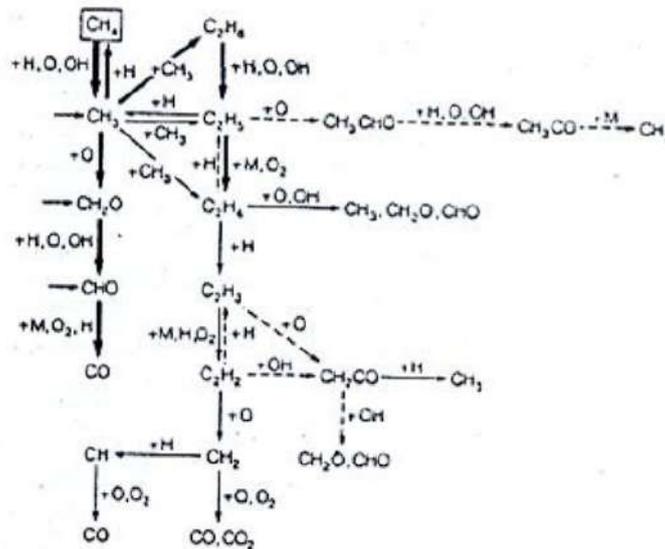


FIGURE 2.7 – Schéma direct d'oxydation du méthane

Cependant ce n'est pas le seul chemin possible. D'autres chemins sont possible, et leur nombre et complexité dépendent fortement des conditions initiales, à titre d'exemple une combustion pauvre en combustible ou stœchiométrique de méthane à pression atmosphérique ainsi qu'une combustion riche en méthane à pression atmosphérique sont représentées dans les schémas suivants :



(a) Schéma d'une combustion pauvre ou stœchiométrique du méthane à pression atmosphérique



(b) Schéma d'une combustion riche du méthane à pression atmosphérique

FIGURE 2.8 – Schémas d'une combustion du méthane à pression atmosphérique

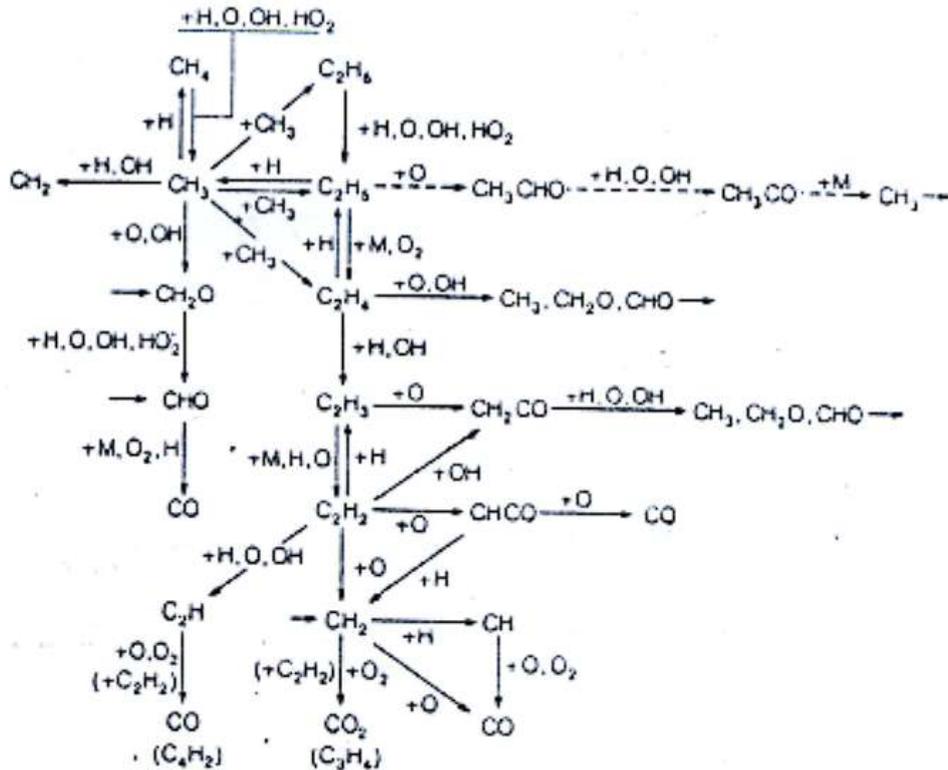


FIGURE 2.9 – Schéma complet d'oxydation du méthane

Il est important de noter que la complexité des schémas augmente de façon exponentielle avec le nombre de carbone par chaîne, ce qui rend la prédiction des réactions intermédiaires de la combustion de Tétracosane impossible. Mais cela nous n'empêche pas d'avoir l'équation globale de la réaction :



Pour contourner la difficulté représentée par la complexité de schéma de combustion de la paraffine et pour avoir les données essentielles pour faire les calculs nécessaires pour la réalisation de ce projet, nous avons opter pour l'utilisation d'un logiciel développé par la NASA, appelé NASA CEA, pour l'analyse de la combustion de la paraffine ainsi que son équilibre chimique.

#### 2.3.2.4 Présentation du logiciel NASA CEA

Le programme informatique de la NASA, CEA (Chemical Equilibrium with Applications), calcule les compositions d'équilibre chimique et les propriétés des mélanges complexes. Ses applications incluent les états thermodynamiques assignés, les performances théoriques des fusées, les détonations Chapman-Jouguet et les paramètres des tubes à choc pour les ondes incidentes et réfléchies. Le CEA est le dernier-né d'une série de programmes informatiques développés au NASA Lewis (aujourd'hui Glenn) Research Center depuis les années 1950. Au fil du temps, ces programmes ont évolué pour inclure des techniques supplémentaires. Il est associé à des bases de données indépendantes contenant les propriétés de transport et thermodynamiques des espèces individuelles. Plus de 2000 espèces sont répertoriées dans la base de données thermodynamiques. Le CEA est écrit en FORTRAN conforme à la norme ANSI par Bonnie J. McBride et Sanford Gordon[27]. Il est largement utilisé par la communauté de l'aérodynamique et de la thermodynamique, avec plus de 2000 exemplaires en circulation.

Dans notre projet nous avons utilisé le code "rocket" comme type de problème d'équilibre chimique, ce type de problème sert à prédire les performances des propulseurs de fusée en tenant compte des réactions chimiques qui se produisent dans la chambre de combustion.

Les inputs requis par "rocket" sont résumés dans le tableau 2.7

TABLE 2.7 – Inputs "rocket"

| Input   | Remarque   |
|---|--|
| Pression à l'intérieur de la chambre de combustion ( $P_{cc}$ ) | Une étude sur l'évolution des performances avec la variation de la pression dans la chambre est nécessaire pour définir ce paramètre.  |
| <i>Combustible</i>  | Nous avons opter pour la paraffine (Tétracosane)   |
| <i>Oxydant</i>  | La difficulté d'acquérir et de stocker l'oxygène liquide nous a obliger à choisir l'oxygène gazeux. (GOX)  |
| <i>Le rapport (O/F)</i>   | Une étude expérimentale est nécessaire pour déterminer le O/F le plus optimal.   |
| <i>Les conditions de sortie</i>                                 | <p>Il existe 3 options :</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- rapport des surfaces subsoniques (la tuyère doit être prédéfinie)</li> <li>- rapport des surfaces supersoniques (la tuyère doit être prédéfinie)</li> <li>- rapport des pression (<math>P_{cc}/P_e</math>)</li> </ul> <p>cette dernière option est notre choix vu qu'on a pas de tuyère déjà construite. On prend <math>P_e = P_{atm}</math> car notre moteur va être mise en marche aux conditions du niveau de la mer.</p> |

Après avoir sélectionné les deux options : **Équilibre, Combusteur à Surface Infinie** et exécuter le code, les Outputs les plus importants de CEA sont résumés dans le tableau 2.8.

**Remarque :**

Le logiciel fait des calculs pour trois endroits différents : *la chambre de combustion, le col, la sortie de la tuyère.*

TABLE 2.8 – Les Outputs donnés par le logiciel CEA

|                                    | <b>Output</b>                     | <b>Description</b>   |
|------------------------------------|-----------------------------------|--|
| <b>Paramètres thermodynamiques</b> | $P_{inf}/P$                       | rapport des pressions dans la chambre de combustion, au col et à la sortie sur la pression de la chambre de combustion |
|                                    | $P(bar)$                          | la pression dans la chambre de combustion, au col et à la sortie.  |
|                                    | $T(K)$                            | la température dans la chambre de combustion, au col et à la sortie.   |
|                                    | $H, U, G, S$<br>(kJ/kg) (kJ/kg.K) | l'enthalpie, l'énergie interne, l'enthalpie libre et l'entropie.   |
|                                    | GAMMAS                            | Rapport des chaleurs spécifiques   |
|                                    | SON VEL (m/s)                     | La vitesse du son relative   |
|                                    | MACH NUMBER                       | le nombre de mach  |
| <b>Paramètres de performance</b>   | $A_e/A_t$                         | rapport des surfaces supersoniques   |
|                                    | CSTAR (m/s)                       | vitesse spécifique   |
|                                    | $C_f$                             | Coefficient de poussée   |
|                                    | $I_{sp}(m/s)$                     | Impulsion spécifique   |
| <b>Fractions massiques</b>         |                                   | les fractions massiques des produits de combustion   |

### 2.3.3 Évolution des performances avec la variation de la pression

La performance du moteur est directement liée à l'impulsion spécifique ( $I_{sp}$ ). Dans ce qui suit, on étudiera l'évolution de l' $I_{sp}$  en fonction du rapport O/F à des pressions qui varient entre 10 et 100 bars. A l'aide du logiciel CEA, nous avons tracé les courbes de la fonction  $I_{sp} = f(O/F)$  pour différentes pressions. La combinaison combustible/oxydant est Paraffine/GOX et la condition de sortie est  $P_{cc}/P_{atm}$ . Les résultats sont présentés dans la figure 2.10.

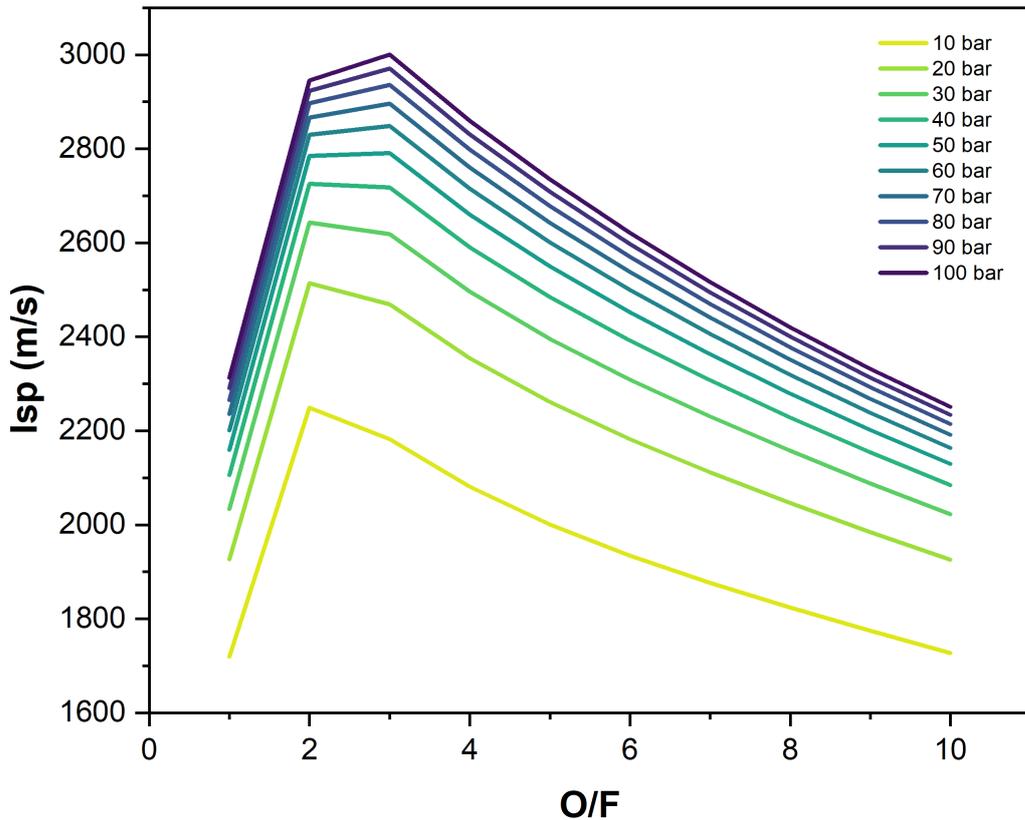


FIGURE 2.10 – Variation de l'impulsion spécifique en fonction du rapport  $O/F$  à différentes pressions

On remarque de la figure 2.10 que l' $I_{sp}$  augmente avec l'augmentation de la pression dans la chambre. Cette augmentation devient de moins en moins prononcée. La variation de l' $I_{sp}$  entre 10 et 20 bars est bien plus importante que celle entre 90 et 100 bars.

$$\Delta_{10bar}^{20bar} I_{sp}^{O/f=1} = 1926.2 - 1719.8 = 206.4 \text{ m/s}$$

$$\Delta_{90bar}^{100bar} I_{sp}^{O/f=1} = 2312.8 - 2290.4 = 22.4 \text{ m/s}$$

Il est important de noter que la pression est étroitement liée à la température. A cet effet, nous avons tracer l'évolution de la température en fonction de  $O/F$ . Les résultats sont montrés dans la figure 2.11.

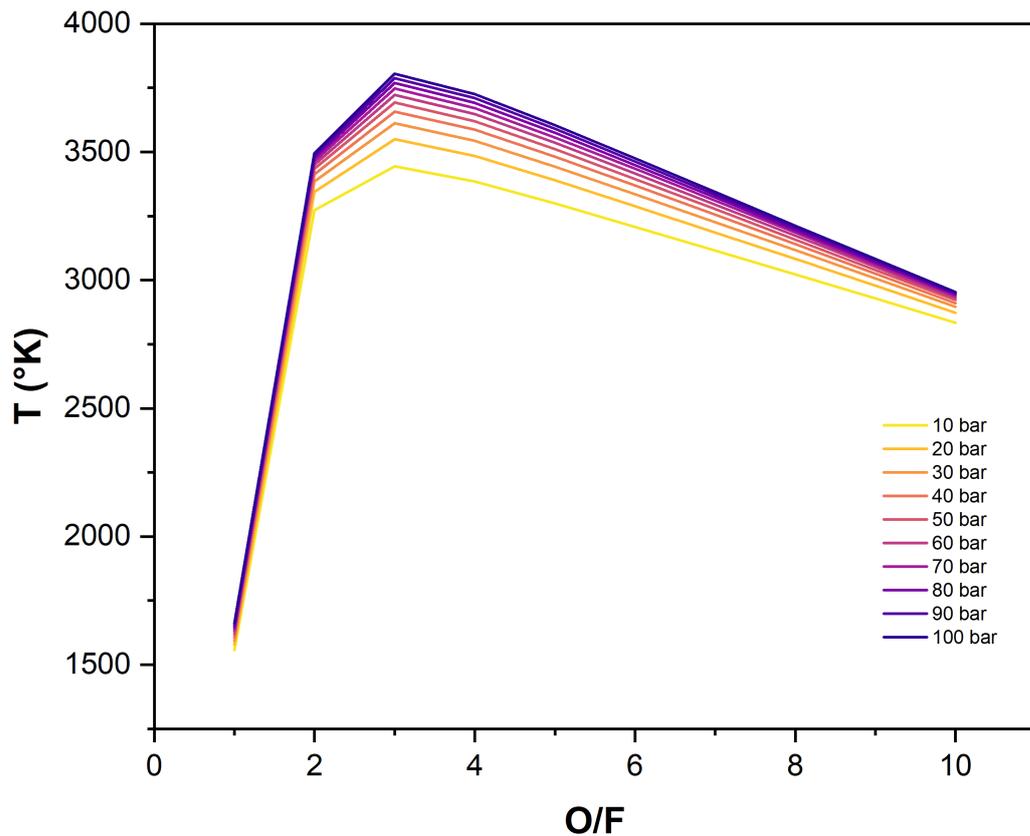


FIGURE 2.11 – Variation de la température en fonction du rapport O/F a différentes pressions

On remarque d'après les courbes de la figure 2.11 que la température évolue en fonction du rapport O/F similairement que la pression.

$$\Delta_{10bar}^{20bar} T^{O/f=3} = 3549.48 - 3444.34 = 105.14 K$$

$$\Delta_{90bar}^{100bar} T^{O/f=3} = 3805.48 - 3788.27 = 17.21 K$$

Suite à l'analyse des deux graphes précédents, on peut conclure que :

- Au-delà d'un certain seuil (environ 50 bars), l'augmentation de la pression a un impact négligeable sur l'amélioration des performances.
- L'augmentation de la pression rend le design plus compliqué.
- Le choix des matériaux pour le design devient limité à mesure que la pression et la température augmentent, surtout lorsqu'on utilise de l'oxygène pur comme oxydant, augmentant ainsi le risque de provoquer une corrosion sèche sous contraintes.
- Le risque croissant de l'explosion associé à l'augmentation de la pression nécessite des mesures de sécurité plus sévères.

- Pour résister à une pression élevée, la chambre de combustion doit être épaisse, et le système d'injection doit être adapté, ce qui entraîne une augmentation importante des coûts du projet.

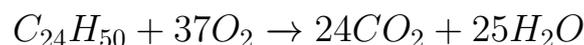
En évaluant à l'issue de l'analyse des avantages et des inconvénients liés à l'augmentation de la pression, il est essentiel de trouver un équilibre entre des performances optimales et une conception simplifiée. Une pression d'environ 50 bars a fait l'objet de nombreuses études antérieures fournies par la littérature dans le domaine des moteurs hybrides. Il a été montré qu'elle permet d'avoir l'équilibre recherché entre faisabilité et performance. Ce choix de 50 bars offre aussi une base de données expérimentale importante pour concevoir et réaliser de manière efficace et optimale ce type de projet. A cet effet nous avons opter pour une pression de 50 bars pour notre projet.

### 2.3.4 Évolution des performances avec la variation du O/F

D'après les courbes de la figure 2.10, l' $I_{sp}$  conserve la même allure aux différentes pressions. La seule différence observée est le déplacement de la valeur maximale de l' $I_{sp}$ . Celle-ci se déplace quand  $O/F = 2$  pour les pressions inférieures à 50 bars vers des valeurs supérieures quand  $O/F = 3$  pour les pressions égales ou supérieures à 50 bars.

On remarque que le O/F optimal réside dans l'intervalle [1;3]. Il a été montré que le O/F optimal réel est différent du O/F stoechiométrique prédit par la théorie. Pour comprendre la raison pour laquelle cette différence existe il faut comprendre c'est quoi l'O/F stoechiométrique. Ce rapport représente l'équilibre chimique nécessaire pour une combustion stoechiométrique complète, il garantit que tous les réactifs sont consommés, ce qui entraîne une libération d'énergie maximale. Plus précisément, c'est la proportion exacte d'oxydant par rapport au carburant nécessaire pour atteindre une combustion stoechiométrique complète.

On peut calculer le O/F stoechiométrique du Tétracosane avec l'oxygène à partir de la réaction globale de combustion :



$$O/F = \frac{\text{masse de l'oxydant}}{\text{masse du carburant}} \quad (2.24)$$

$$m = n \times M$$

En faisant l'application numérique on trouve :

$$m_{ox} = 37 \times (16 \times 2) = 1184 \text{ g}$$

$$m_{Tetracosane} = 1 \times (12 \times 24 + 1 \times 50) = 338 \text{ g}$$

On trouve enfin :

$$O/F = \frac{1184 \text{ g}}{338 \text{ g}} = 3.5$$

Ce rapport O/F est en dehors de l'intervalle [1 ;3] trouvé numériquement. Ceci est dû au fait que les fusées fonctionnent des rapport différents du rapport stoechiométrique pour des considérations pratiques et de compromis de performance. Le rapport O/F obtenu numériquement s'écarte de la stœchiométrie en raison de plusieurs facteurs :

- *Taux de régression du carburant* : À mesure que le grain de carburant solide régresse (brûle), le rapport oxydant-carburant change. Ce phénomène est connu sous le nom de "décalage O/F" .
- *Régulation de la poussée* : Les fusées hybrides permettent de réguler le débit d'oxydant. Lorsque la régulation intervient, le rapport de mélange change.
- *Exigences de mission* : Selon le profil de mission, la modulation de la poussée et les considérations de sécurité, le rapport de mélange peut varier.
- Le rapport expérimental est influencé par le *taux de régression spécifique* du carburant solide et la *stratégie d'injection d'oxydant*.
- *Résidus de propergol* : Le changement de rapport de mélange lors de la régulation peut entraîner des résidus de carburant.

De façon similaire aux courbes  $I_{sp} = f(O/F)$ , les courbes  $T = f(O/F)$  conservent presque la même allure, cependant on remarque une augmentation très rapide de la température au début, cette dernière dépasse 3200 K à O/F=2.

Dans ce qui suit nous analysons les courbes représentées dans la figure 2.12 de l' $I_{sp}$  et de la température en fonction du rapport O/F pour une pression égale à 50 bars.

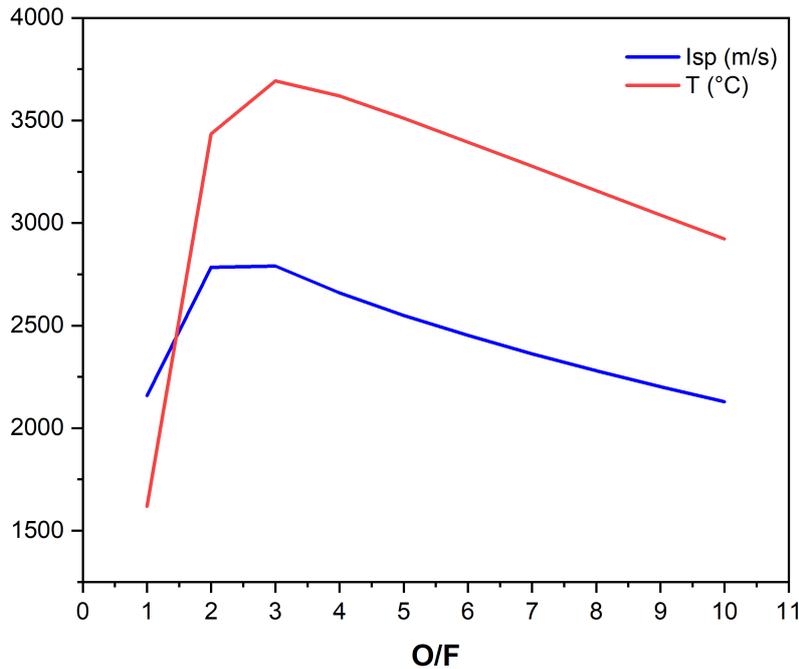


FIGURE 2.12 – Variation de la température et de l'impulsion spécifique en fonction du rapport  $O/F$  à 50 bars

Le pic de l' $I_{sp}$  est atteint à  $O/F=2$  et la température correspondante est approximativement 3500 K. Nous nous limitons pour notre conception à cette plage de  $O/F \in [1; 2]$  pour éviter les hautes températures et la baisse de l' $I_{sp}$ .

Pour plus de précision par rapport à ce domaine on refait un calcul CEA avec un pas de 0.1 entre  $O/F=1$  et  $O/F=2$  et on trace le graphe illustré dans la figure 2.13 .

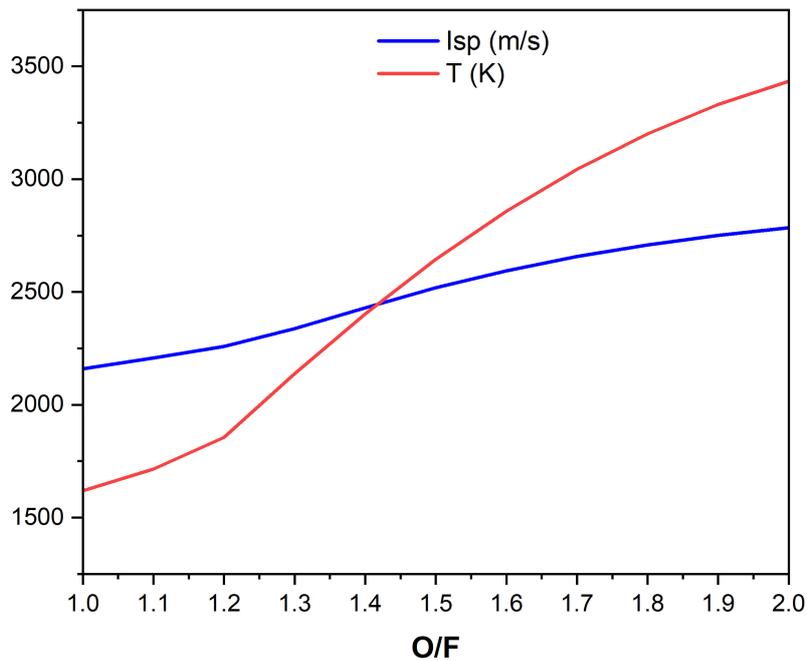
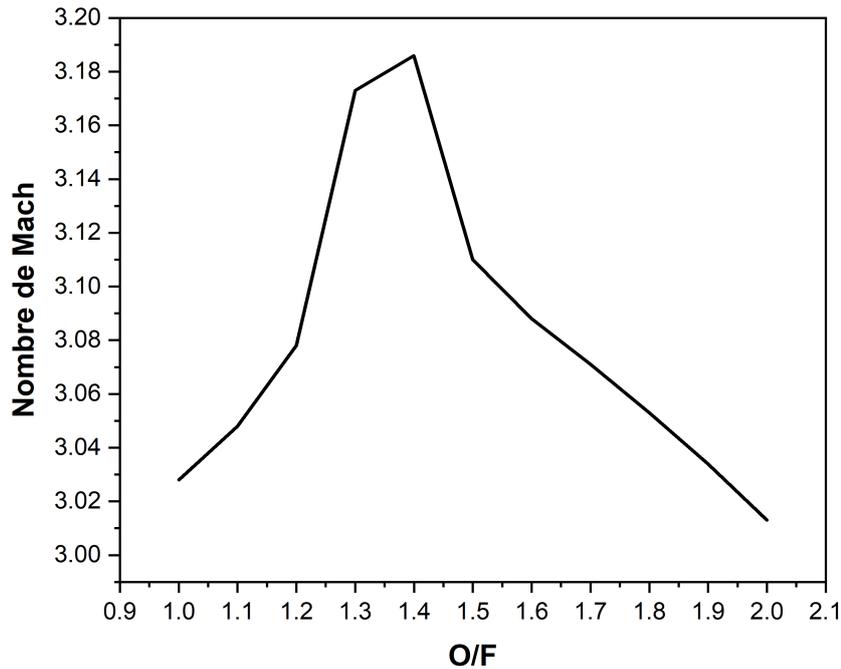


FIGURE 2.13 – Variation de la température et de l'impulsion spécifique entre  $O/F=1$  et  $2$  à  $50$  bar

Pour optimiser notre conception nous devons avoir un nombre de Mach maximal à la sortie de la tuyère. Ce dernier est étroitement lié au rapport  $O/F$ . Le rapport  $O/F$  donnant un nombre de Mach maximum à la sortie de la tuyère génère une température et une  $I_{sp}$  correspondantes figure 2.13 .

A partir de la courbe de la variation du nombre de Mach à la sortie de la tuyère en fonction du rapport  $O/F$ , on remarque bien que la valeur du nombre de Mach maximale (Mach = 3.186) correspond à un rapport  $O/F= 1.4$ , figure 2.14


 FIGURE 2.14 – Nombre de Mach en fonction du rapport  $O/F$ 

Les valeurs correspondantes de la température et de l' $I_{sp}$  à ces conditions de fonctionnement sont résumées dans le tableau 2.9

 TABLE 2.9 – Valeurs de quelques paramètres à  $O/F=1.4$ 

| Paramètre      | Valeur  |
|----------------|---------|
| $O/F$          | 1.4     |
| $I_{sp}(m/s)$  | 2430.2  |
| $T(K)$         | 2403.34 |
| Nombre de Mach | 3.186   |

Le tableau 2.10 résume les Inputs et les outputs ainsi que les résultats trouvés dans cette partie.

TABLE 2.10 – Inputs et Outputs donnés par l'exécution du logiciel CEA pour la paraffine pure

|                | <b>Paramètre</b> | <b>Valeur</b>            |
|----------------|------------------|--------------------------|
| <b>Inputs</b>  | $P_{cc}$ (bar)   | 50                       |
|                | Combustible      | Paraffine                |
|                | Oxydant          | GOX                      |
|                | O/F              | 1.4                      |
|                | $P_{cc}/P_{ext}$ | 50                       |
| <b>Outputs</b> | $I_{sp}$ (m/s)   | 2430.2                   |
|                | T (K)            | 2403.34                  |
|                | Nombre de Mach   | 3.186                    |
|                | $\gamma$         | 1.2662 / 1.2764 / 1.2036 |
|                | $C^*$ (m/s)      | 1600.3                   |
|                | $C_f$            | 1.5186                   |
|                | $A_e/A_t$        | 6.2157                   |

### 2.3.5 Additifs

A fin d'augmenter d'avantage l' $I_{sp}$  ainsi que le taux de régression de la paraffine des additifs tels que les particules métalliques à haute énergie peuvent t'être ajoutées à la paraffine. D'autres particules non métalliques peuvent être aussi utilisées pour augmenter la résistance mécanique du grain. Les augmentation dépendent fortement de la nature et de la taille des particules ainsi que de leur teneur [28].

Dans le tableau 2.11 nous résumons les principaux additifs utilisés et leurs propriétés énergétiques [29].

TABLE 2.11 – Les additifs les plus utilisés dans les moteurs hybrides

| Additif          | Propriétés du matériau |            |                | Chaleur gravimétrique d'oxydation | Oxide final | Remarque   |
|------------------|------------------------|------------|----------------|-----------------------------------|-------------|--|
|                  | $\rho(g/cm^3)$         | $T_f$ (°C) | $T_{eva}$ (°C) | kJ/g                              |             |  |
| <i>Aluminium</i> | 2.7                    | 660        | 2497           | 31.1                              | $Al_2O_3$   | Léger offre une bonne performance facile à acquérir et peu coûteux   |
| <i>Magnésium</i> | 1.74                   | 649        | 1107           | 24.7                              | $MgO$       | Plus coûteux et moins performant que l'aluminium   |
| $LiAlH_4$        | /                      | /          | /              | /                                 | /           | Bonne performance avec des combustible à base de paraffine mais difficile à acquérir   |
| <i>Carbone</i>   | 2.25                   | 3652       |                | 32.8                              | $CO_2$      | Idéal pour augmenter la résistance mécanique et diminuer le transfert de chaleur par rayonnement, facile à acquérir et peu coûteux |
| <i>Bore</i>      | 2.34                   | 2077       | 2550           | 58.7                              | $B_2O_3$    | Difficile a allumer  |
| <i>Beryllium</i> | 1.85                   | 1287       | 2468           | 66.5                              | $BeO$       |  |
| <i>Fer</i>       | 7.86                   | 1535       | 2750           | 7.39                              | $Fe_2O_3$   | Lourd et sa performance est médiocre   |
| <i>Lithium</i>   | 0.53                   | 181        | 1342           | 43.2                              | $Li_2O$     | Difficile à acquérir   |
| <i>Silicium</i>  | 2.33                   | 1412       | 3217           | 32.3                              | $SiO_2$     |  |
| <i>Titane</i>    | 4.5                    | 1663       | 3358           | 19.7                              | $TiO_2$     | Très coûteux   |
| <i>Tungsten</i>  | 19.35                  | 3407       | 5660           | 4.59                              | $WO_3$      | Très lourd et difficile à acquérir   |
| <i>Zirconium</i> | 6.49                   | 1852       | 4377           | 12                                | $ZrO_2$     | Lourd et peu performant  |

Pour l'élaboration de notre carburant nous avons choisi l'aluminium et le carbone (Carbon Black) comme additifs pour les raisons suivantes :

- L'aluminium offre une amélioration considérable des propriétés énergétiques et mécaniques à un coût relativement faible.

- Le carbone augmente les propriétés mécaniques et diminue le transfert de chaleur par rayonnement.
- Les deux éléments sont relativement facile à obtenir.

### 2.3.5.1 Aluminium

Il a été démontré que les additifs d'aluminium, qu'ils soient à l'échelle micro ou nano, augmentent la vitesse de régression des carburants hybrides tout en agissant comme une source d'énergie dense. Un avantage supplémentaire de l'utilisation de poudre d'aluminium est la réduction du rapport O/F, ce qui rend la quantité d'oxydant requise pour brûler un volume équivalent d'un grain de combustible aluminisé moindre par rapport à un grain de paraffine pure. Ce qui conduit à la diminution de la taille du réservoir d'oxydant.

Une autre raison pour choisir l'aluminium en tant qu'additif est son enthalpie de formation élevée. C'est un matériau peu coûteux et largement disponible comparé à des additifs tels que le magnésium. L'ajout des particules d'aluminium dans la paraffine augmente l'impulsion spécifique, la chaleur volumétrique d'oxydation, la température de la flamme adiabatique, la chaleur de combustion, le transfert de chaleur par rayonnement ainsi que le taux de régression en libérant de l'énergie lors de l'oxydation des particules[29].

### Combustion de la poudre d'aluminium

La combustion rapide des poussières en suspension dans l'air dans un milieu confiné provoque généralement une explosion violente avec dégagement de chaleur. Ce phénomène concerne toutes les poudres constituées de fines particules de taille micrométrique. Six conditions sont nécessaires pour que la combustion de ces poudres ait lieu. Ces conditions sont schématisées par l'hexagone du feu [30], figure 2.15

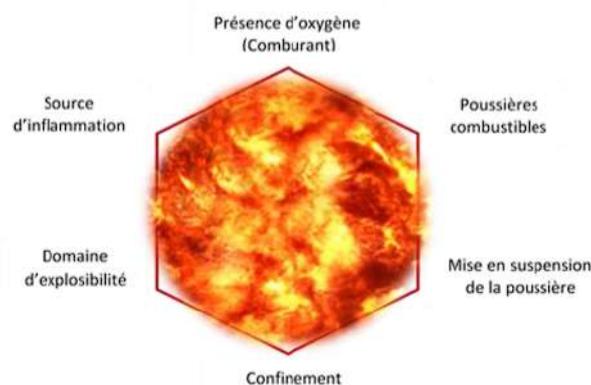


FIGURE 2.15 – Hexagone de feu

Les conditions du hexagone :

- **Présence d'oxygène** : L'oxygène de l'air est généralement le principal comburant.
- **Poussières combustibles** : Elles peuvent être d'origines métalliques (aluminium, magnésium), végétales (farine, sucre), ou organiques de synthèse (vitamine C, polymères). Bien que combustibles, ces poussières ne sont pas toutes explosives, car d'autres paramètres comme la granulométrie influencent leur explosibilité.
- **Mise en suspension de la poussière** : Cela peut être causé par une pression due à la ventilation (aspirateur, soufflerie, conduit d'aération) ou une explosion primaire.
- **Confinement** : Le confinement peut être partiel ou total dans des environnements comme des pièces à volume constant comme les chambres de combustion. Sans confinement, une boule de feu peut se former.
- **Domaine d'explosibilité de la poudre** : La poudre est explosive entre sa concentration minimale (CME) et maximale, variables selon la nature de la poudre et influencées par la température, la pression, l'humidité, et la source d'inflammation.
- **Source d'inflammation** : Elle peut être électrique (courant électrique), mécanique (frottement, choc), ou thermique (contact d'un point chaud).

### Mécanisme d'explosion des poudres d'aluminium

D'après les résultats de Sarou-Kanian on distingue trois étapes avant la combustion des particules d'aluminium : (a) Phase de préchauffage, (b) Inflammation de la phase liquide, (c) Fusion de la particule. Lorsque les particules d'aluminium sont chauffées, leur poids diminue en raison de l'évaporation de l'eau contenue à l'intérieur des particules. À mesure que la température augmente, la réaction d'oxydation de la surface de l'aluminium avec l'oxygène s'intensifie. À la température maximale d'oxydation, le taux de réaction atteint son maximum. Cependant, avec l'augmentation de l'épaisseur de la couche d'oxyde sur la surface des particules d'aluminium, la résistance à la diffusion de l'oxygène vers la surface du d'aluminium augmente également.

Dans une certaine mesure, l'oxydation de surface des particules d'aluminium est entravée par la couche d'alumine. Lorsque la température dépasse le point de fusion de l'aluminium, le noyau des particules d'aluminium enveloppé dans la couche d'alumine fond. A des températures élevées, l'aluminium fondu s'évapore et casse la couche d'alumine. Dans ce cas, l'aluminium liquide provoque des réactions de combustion, comme illustré dans la figure 2.16 [31] .

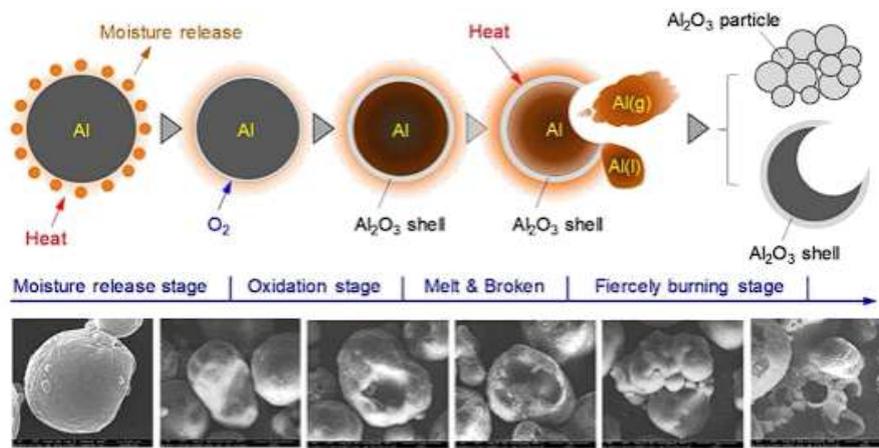


FIGURE 2.16 – Schéma de combustion d'une particule d'aluminium

La figure 2.17 montre les sous produits de l'explosion de la particule d'aluminium.

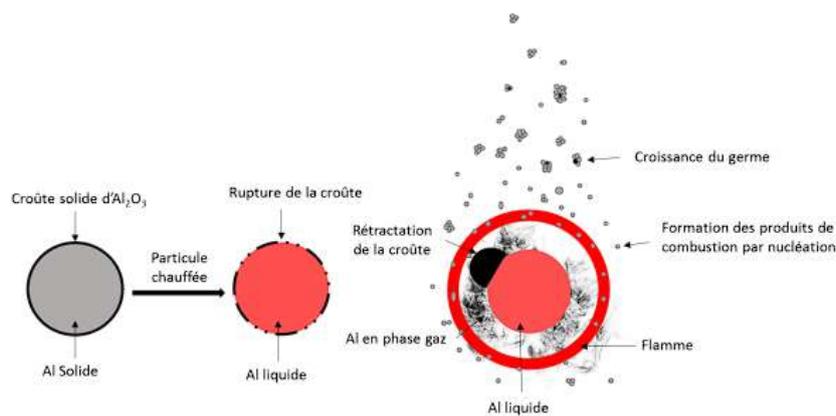


FIGURE 2.17 – Schéma explicatif de la combustion de la particule d'aluminium

## Influence de la taille des particules

Plus la granulométrie est petite, plus la probabilité d'explosion avec des dommages importants est grande car la sensibilité à l'inflammation et la sévérité sont élevées.

Il existe 3 mécanisme de combustion d'une particule d'aluminium[30] :

- La flamme de diffusion détachée : ce mécanisme est fréquemment observé chez les métaux légers ayant une cinétique de réaction rapide et il est réservé au particules de tailles supérieure à 50 microns, on observe une flamme détachée de la surface de la particule qui atteint une température supérieure à la température d'ébullition de l'alumine (3273 K).la diffusion en phase vapeur du carburant dans l'oxydant limite la propagation du

phénomène. les oxydes formés dans la zone de réaction se condensent sous forme de nanoparticules.

- La transition : ce mécanisme est observé chez les métaux ou les temps caractéristiques des processus de transport sont similaires à ceux de la cinétique chimique. La flamme est à l'entour de la température d'ébullition de l'aluminium et elle se rapproche de la surface de la particule ce qui peut provoquer des réactions hétérogènes. Les produits de combustion issus de ce mode de combustion peuvent varier, allant des nanoparticules formées lors des réactions en phase gazeuse aux microparticules générées lors des réactions hétérogènes.
- Le noyau rétréci : ce mécanisme est réservé aux nanoparticules et il est caractérisé par l'absence de vapeur métallique et la flamme est en contact directe avec la surface de la particule et sa température est inférieure à la température d'ébullition du métal.

La figure 2.18 illustre ces trois mécanismes.

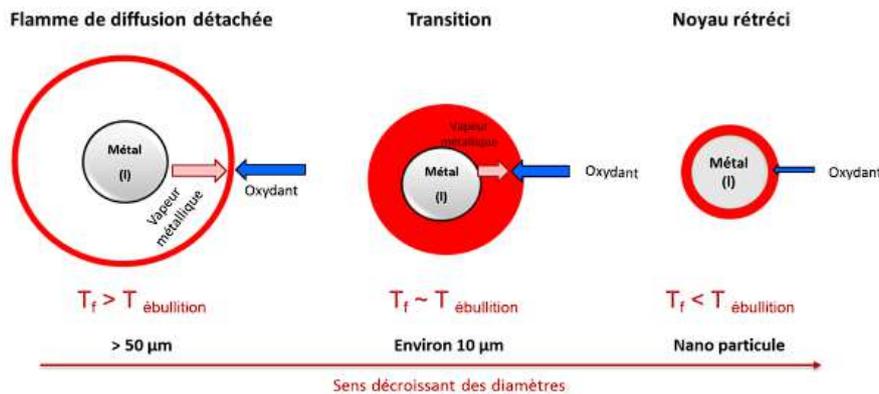


FIGURE 2.18 – Structures de flamme observées dans la combustion d'aluminium

La quantité qu'on prévoit pour notre projet est 10% de la masse totale du carburant, ce choix a été fait pour les raisons suivantes :

- La température de la chambre de combustion augmente fortement avec une teneur croissante en aluminium comme on peut le voir sur la figure 2.19, la température est incontrôlable et dépasse 4000 K pour un O/F=2 pour une teneur de 40%, tandis que pour une teneur de 10% dans l'intervalle [1.5 ; 2[ la température est inférieure à 3500 K.
- L'aluminium est plus dense que la paraffine et l'ajout de celui-ci augmente la masse totale du carburant, ce qui n'est pas idéal pour une application aérospatiale.
- Même en petites quantités, l'acquisition de la poudre d'aluminium est difficile, ce qui nous pousse à nous contenter de faibles quantités.

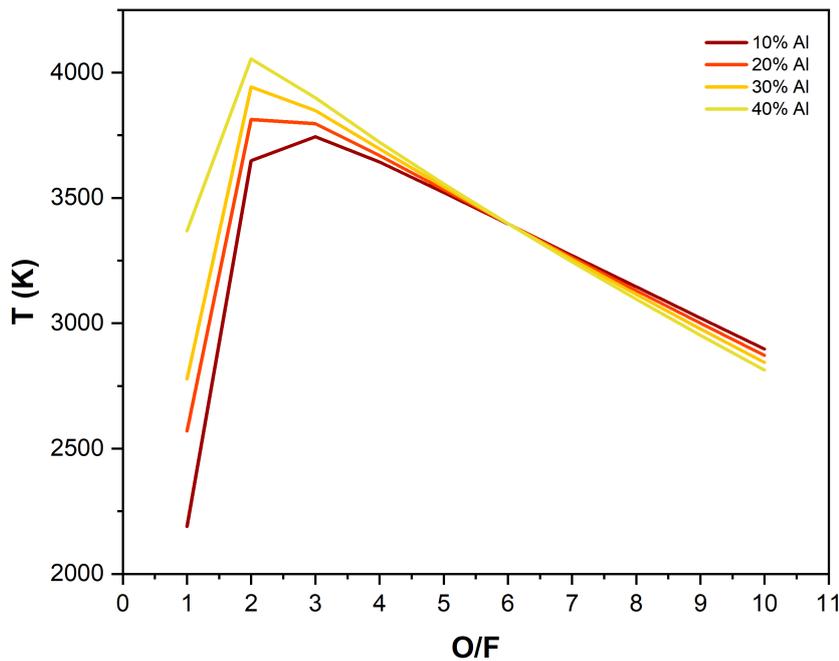
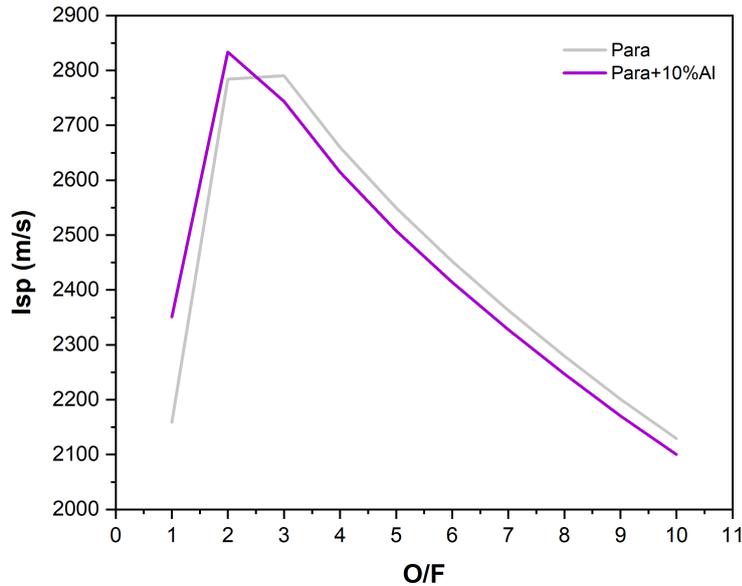


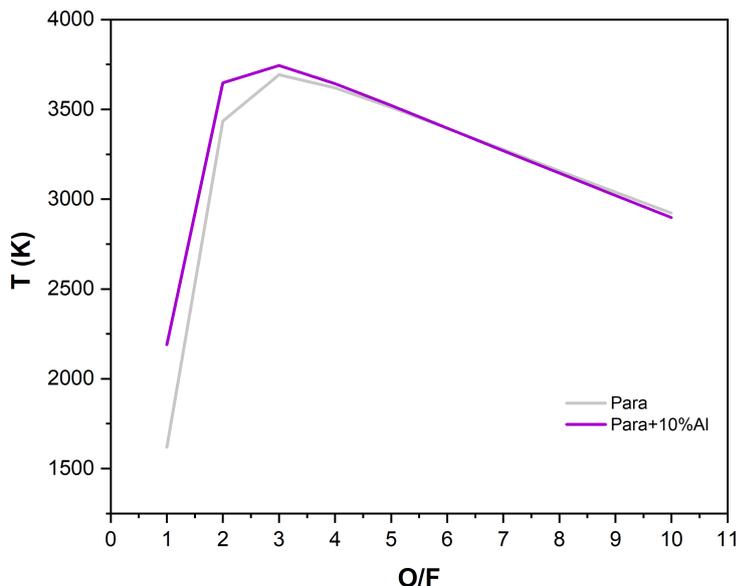
FIGURE 2.19 – Variation de la température avec les différentes teneur en Aluminium

### Influence de l'addition de l'aluminium

L'ajout de l'aluminium à la paraffine améliore le taux de régression d'environ 25% comme il a été montré par des tests effectués par l'université de Stanford[29]. De plus, on a une amélioration considérable de l' $I_{sp}$  pour des O/F inférieures à 2.5 comme le montre la figure 2.20a, ainsi qu'une augmentation de la température à cause de la combustion des particules d'aluminium qui génère des températures atteignant 4000 K comme on peut le voir dans la figure 2.20b



(a) Changement de l'impulsion spécifique



(b) Changement de la température

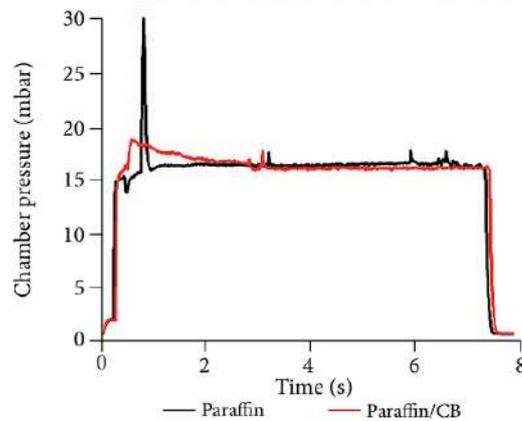
FIGURE 2.20 – Paraffine vs Paraffine+10%Al

### 2.3.5.2 Carbon Black

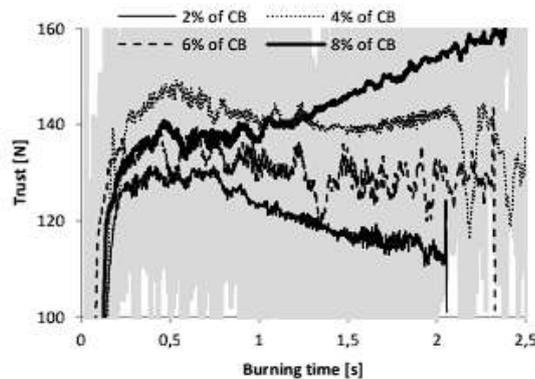
Le carbon black agit comme un additif à multi-fonctions : en plus d'améliorer les propriétés mécaniques et de diminuer l'échange de chaleur par rayonnement, il stabilise le moteur pendant le démarrage comme illustré sur les figures 2.21a et 2.21b. La paraffine avec 5 % de Carbon Black montre une augmentation de la contrainte maximale (1,6 MPa) et de l'allongement à la rupture (0,45 %)

par rapport aux valeurs de la cire de paraffine pure (0,5 MPa et 0,25 %), ainsi qu'une augmentation de la dureté de 16 % [32].

La température de fusion de la cire de paraffine a tendance à augmenter avec l'utilisation d'additifs. Cependant, avec le Carbon Black, la température de fusion de la paraffine diminue. D'après le modèle du taux de régression de Karabeyoglu une concentration plus élevée du Carbon Black se traduit par une impulsion totale plus grande, principalement en raison de l'augmentation de la poussée mesurée. Le grain produit avec 8 % de Carbon Black a montré les meilleurs résultats selon l'approche classique d'évaluation de la propulsion.[33].



(a) Différence de la variation de la poussée pour la paraffine pure vs la paraffine +Carbon Black



(b) La variation de la poussée en fonction des différentes teneur en CB

FIGURE 2.21 – Influence du Carbon Black sur la stabilité du moteur

D'après ces résultats, nous avons opté pour l'ajout de 8%w de carbone black à notre carburant.

### 2.3.6 Carburant final PW10A18CB

Les études antérieures visant à produire le carburant le plus performant avec les ressources disponibles nous ont conduit à la composition chimique présentée

dans le tableau 2.12.

TABLE 2.12 – Composition chimique du carburant

| Matériau                | Forme  | Pourcentage massique(%) |
|-------------------------|--------|-------------------------|
| Paraffine : Tétracosane | Solide | 82                      |
| Aluminium               | Poudre | 10                      |
| Carbon Black            | Poudre | 8                       |

Le carburant sera nommé : **PW10Al8CB**

**PW** : Paraffin Wax

**10Al** : 10% Aluminium

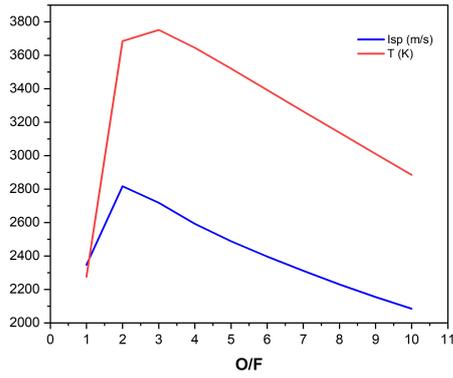
**8CB** : 8% Carbon Black

Pour calculer les performances de PW10Al8CB et pour déterminer les paramètres nécessaires pour concevoir le grain, nous avons effectué un calcul à l'aide du logiciel CEA pour les inputs illustrés dans le tableau 2.13 .

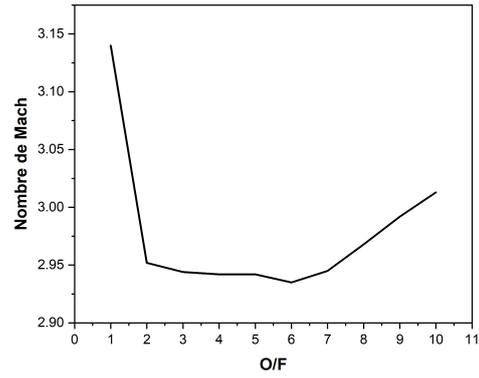
TABLE 2.13 – Input CEA carburant final

| Input     | Valeur                             |
|-----------|------------------------------------|
| $P_{cc}$  | 50 bar                             |
| Carburant | 82% Paraffine /10% Al/8% CB        |
| Oxydant   | GOX                                |
| $O/F$     | 1 à 10 avec un increment egale à 1 |
| $P_c/P_e$ | 50                                 |

Les résultats sont représentés dans la figure 2.24

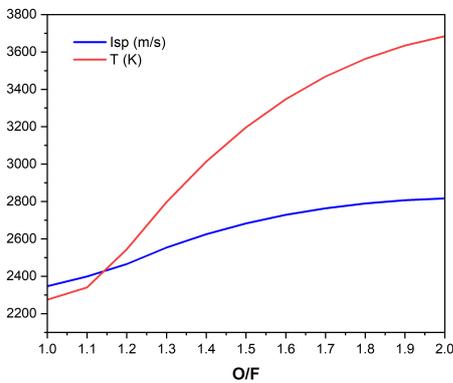


(a)  $I_{sp}$  et T

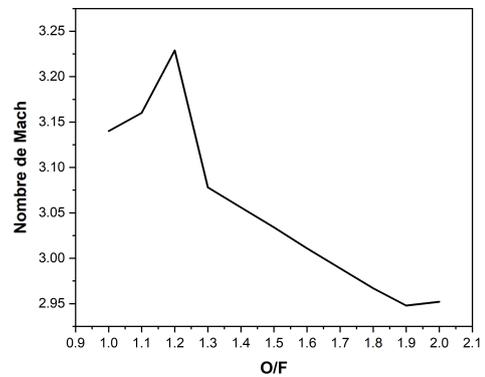


(b) Nombre de Mach

FIGURE 2.22 – O/F entre 1 et 10

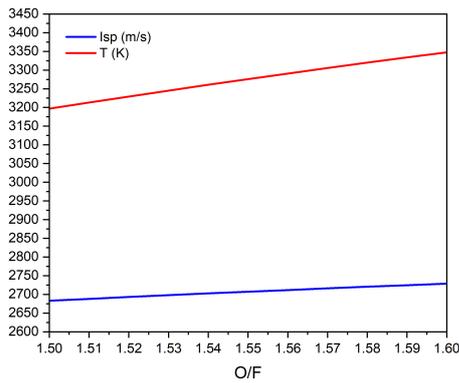


(a)  $I_{sp}$  et T

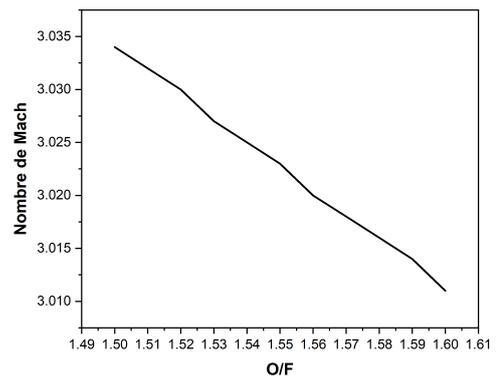


(b) Nombre de Mach

FIGURE 2.23 – O/F entre 1 et 2



(a)  $I_{sp}$  et T



(b) Nombre de Mach

FIGURE 2.24 – O/F entre 1.5 et 1.6

L'intervalle où  $O/F \in [1;2]$  présente les valeurs les plus élevées de l' $I_{sp}$  ainsi qu'un nombre de Mach élevé, bien qu'il affiche également une température très élevée aux alentours de  $O/F=2$ . Nous remarquons que dans la plage  $[1.5;1.6]$ , l' $I_{sp}$  et la température restent presque constantes, avec des valeurs moyennes

de 2700m/s et 3250K respectivement.

Nous avons choisi la valeur  $O/F=1.53$  pour notre projet.

Les données nécessaires pour faire les calculs de conception sont résumées dans le tableau 2.14.

TABLE 2.14 – Outputs CEA final

| <i>OUTPUTS NASA CEA</i>  | <b>Paramètres</b>                         | <b>Valeurs</b>        |        |
|--------------------------|---|-----------------------|--------|
|                          | $P_{cc}$ (bar)                            | 50                    |        |
|                          | T (K)                                     | 3245,16               |        |
|                          | $\gamma$                                  | Chambre de Combustion | 1,1813 |
|                          |   | Col                   | 1,1933 |
|                          |   | Sortie                | 1,2487 |
|                          | Nombre de Mach                            | 3,027                 |        |
|                          | $A_t/A_e$                                 | 6,7603                |        |
|                          | $C^*$ (m/s)                               | 1743,7m/s             |        |
|                          | $C_f$                                     | 1,5472                |        |
|                          | $I_{sp}$ (s)                              | 2697,9                |        |
|                          | Fractions massiques                       | $CO$ (%)              | 64,617 |
|                          |   | $CO_2$ (%)            | 14,003 |
|                          |   | $H_2$ (%)             | 2,8    |
|                          |   | $H_2O$ (%)            | 11,111 |
|                          |   | $Al_2O_3$ (%)         | 7,468  |
| <b>Densités</b>          | $\rho_{Tetracasane}(kg/m^3)$              | 798,898               |        |
|                          | $\rho_{Aluminium}(kg/m^3)$                | 2700                  |        |
|                          | $\rho_{Carbone}(kg/m^3)$                  | 2200                  |        |
|                          | $\rho_{O_2}$ à $1,3P_{cc}(65bar)(kg/m^3)$ | 87,885 [34]           |        |
| <b>Autres Paramètres</b> | Rendement du moteur( $\eta$ )             | 0,95                  |        |
|                          | Poussée F (N)                             | 500                   |        |
|                          | Temps de combustion t (s)                 | 10                    |        |
|                          | a   | 0,4457                |        |
|                          | n   | 0,69                  |        |

## 2.3.7 Calculs de conception

### 2.3.7.1 Paramètres volumiques et massiques

La première étape est de déterminer les débits massique du carburant et de l'oxydant ainsi que celle du propergol en utilisant les équations suivantes [16] :

$$\dot{m}_p = \frac{F}{I_{sp} \times \eta} \quad (2.25)$$

$$\dot{m}_o = \frac{\dot{m}_p \times O/F}{1 + O/F} \quad (2.26)$$

$$\dot{m}_{carb} = \dot{m}_p - \dot{m}_o \quad (2.27)$$

une fois les débits massiques calculé on peut calculer les masses et les volumes du carburant et de l'oxydant :

$$m_o = \dot{m}_o \times t \quad (2.28)$$

$$m_{carb} = m_o \times O/F \quad (2.29)$$

$$V_{Ox} = \frac{m_o}{\rho_{GOX}} \quad (2.30)$$

pour trouver le volume du carburant on aura besoin de la densité de ce dernier :

$$\rho_{carb} = X_{para} \times \rho_{para} + X_{Al} \times \rho_{Al} + X_C \times \rho_C \quad (2.31)$$

X : fraction massique

on peut maintenant calculer le volume du carburant :

$$V_{carb} = \frac{m_{carb}}{\rho_{carb}} \quad (2.32)$$

La masse molaire du gaz éjecté peut être calculer avec l'équation 2.33

$$M_{gaz} = \Sigma(Y_{Espèce} \times M_{Espèce}) \quad (2.33)$$

$Y_{Espèce}$  étant la fraction molaire calculé à partir de la quantité de matière de chaque espèce ( $n_{Espèce}$ ) divisé par la quantité de matière totale ( $n_{tot}$ ), équation 2.34.

$$Y_{Esp\grave{e}ce} = \frac{n_{Esp\grave{e}ce}}{n_{tot}} \quad (2.34)$$

La quantité de matière est calculée à partir de la fraction massique ( $X_{Esp\grave{e}ce}$ ) et de la masse molaire de chaque espèce ( $M_{Esp\grave{e}ce}$ ) par les équations 2.35 et 2.35.

$$n_{Esp\grave{e}ce} = \frac{X_{Esp\grave{e}ce}}{M_{Esp\grave{e}ce}} \quad (2.35)$$

$$n_{tot} = \sum n_{Esp\grave{e}ce} \quad (2.36)$$

Le tableau 2.15 résume les fractions massiques et molaires des espèces constituant le gaz éjecté.

TABLE 2.15 – Les fractions massiques et molaires des espèces constituant le gaz éjecté

| Espèce                              | Fraction massique (%) | Masse molaire | Qte de matière  | Fraction molaire (%) |
|-------------------------------------|-----------------------|---------------|-----------------|----------------------|
| <i>CO</i>                           | 64,617                | 28            | 0,0230775       | 48,92935859          |
| <i>CO2</i>                          | 14,003                | 44            | 0,0031825       | 6,747597605          |
| <i>H2</i>                           | 2,8                   | 2             | 0,014           | 29,6830688           |
| <i>H2O</i>                          | 11,111                | 18            | 0,006172777778  | 13,08764196          |
| <i>Al2O3</i>                        | 7,468                 | 102           | 0,0007321568627 | 1,552333038          |
| Qte de matière totale               |                       |               | 0,04716493464   |                      |
| Masse molaire du gaz éjecté (g/mol) |                       |               | 21,20197998     |                      |

### 2.3.7.2 Dimensionnement de la tuyère

Il a été décidé qu'une tuyère conique serait sélectionnée pour notre projet, et cette décision sera détaillée plus tard. Pour déterminer le rayon du col on doit déterminer la surface de ce dernier :

$$A_t = \frac{\dot{m}_p \times C^*}{P_{cc}} \quad (2.37)$$

On sait que

$$A_t = \pi \times r_t^2$$

Ce qui implique que

$$r_t = \sqrt{\frac{A_t}{\pi}} \quad (2.38)$$

A partir de  $A_t/A_e$  on peut déterminer la surface ainsi que le rayon de sortie :

$$\epsilon = \frac{A_t}{A_e} \implies A_e = \epsilon \times A_t \quad (2.39)$$

On déduit alors l'aire de la sortie :

$$r_e = \sqrt{\frac{A_e}{\pi}} \quad (2.40)$$

La longueur de la tuyère peut être déterminé en connaissant les diamètres du col et de la sortie par un calcul géométrique :

$$L_{15} = \frac{\frac{1}{2}(D_e - D_t)}{\tan(15^\circ)} \quad (2.41)$$

$$L_{45} = \frac{\frac{1}{2}(D_e - D_t)}{\tan(45^\circ)} \quad (2.42)$$

La longueur de la tuyère représente la somme des deux longueurs :

$$L_{tuyère} = L_{15} + L_{45} \quad (2.43)$$

L'entrée de la chambre de combustion initiale est appelé Port, par convention le diamètre de ce dernier vaut 2 fois le diamètre du col [?] :

$$D_{port} = 2 \times D_t \quad (2.44)$$

$$A_{port} = \pi \times r_{port}^2 \quad (2.45)$$

### 2.3.7.3 Paramètres de régression

En connaissant la surface du port ainsi que la masse de l'oxydant on peut calculer le flux massique de l'oxydant :

$$G_0 = \frac{m_0}{A_{port}} \quad (2.46)$$

Ce dernier est un paramètre très important pour calculer le taux de régression a partir de l'équation suivante :

$$r^* = a \times G_0^n \quad (2.47)$$

Où  $a$  et  $n$  sont respectivement le coefficient de régression et l'exposant de régression. Ces deux paramètres sont déterminés expérimentalement et ne peuvent pas être calculés analytiquement. C'est pourquoi nous nous sommes basés sur le travail de Larson C W et al[35], qui ont déterminé ces deux paramètres pour le carburant paraffine/GOX dans des conditions de pression similaires aux nôtres. Les valeurs trouvées pour  $a$  et  $n$  sont :  $a = 0.4457$  et  $n = 0.69$ .

#### 2.3.7.4 Dimensions du grain

Pour calculer la longueur du grain on a besoin de déterminer la surface consommée par unité de temps ainsi que le périmètre du port :

$$\dot{A}_{reg} = \frac{\dot{V}_f}{\dot{r}} \quad (2.48)$$

Où  $\dot{V}_f$  est le volume consommé par unité de temps :

$$\dot{V}_f = \frac{\dot{m}_f}{\rho_f} \quad (2.49)$$

On a besoin aussi du périmètre du port :

$$P = 2 \times \pi \times r_{port} \quad (2.50)$$

Calculons la longueur du grain avec l'équation suivante :

$$L_g = \frac{\dot{A}_{reg}}{P} \quad (2.51)$$

Calculons maintenant le rayon extérieur du grain à partir de l'équation de volume d'un cylindre creux :

$$V_f = \pi \times (R_{ext}^2 - r_{port}^2) \times L_g$$

Et donc

$$R_{ext} = \sqrt{\left(\frac{V_f}{\pi \times L_g}\right) + r_{port}^2} \quad (2.52)$$

On résume les résultats trouvés dans le tableau 2.16

TABLE 2.16 – Dimensions et paramètres du grain

|                                    | Paramètre        | Valeur                     | Paramètre  | Valeur                   |
|------------------------------------|------------------|----------------------------|------------|--------------------------|
| Paramètres massiques et volumiques | $\dot{m}_p$      | 195.083 g/s                | $m_o$      | 1179.754 g               |
|                                    | $\dot{m}_o$      | 117.975 g/s                | $m_{carb}$ | 771.081 g                |
|                                    | $\dot{m}_{carb}$ | 77.08 g/s                  | $V_{Ox}$   | 13.4175 l                |
|                                    | $\rho_{carb}$    | 1101.262 Kg/m <sup>3</sup> | $V_{carb}$ | 0.69985 l                |
| Dimensions de la tuyère            | $A_t$            | 0.000068 m <sup>2</sup>    | $L_{45}$   | 0.0004599 m <sup>2</sup> |
|                                    | $r_t$            | 4.653 mm                   | $r_e$      | 12.099 mm                |
|                                    | $L_{15}$         | 27.77 mm                   | $r_{port}$ | 9.3 mm                   |
|                                    | $L_{45}$         | 4.48 mm                    | $D_{port}$ | 18.6 mm                  |
| Paramètres de régressio            | $G_0$            | 43.352 g/s.cm <sup>2</sup> | $a$        | 0.4457                   |
|                                    | $\dot{r}$        | 6.0059 mm/s                | $n$        | 0.69                     |
|                                    | $A_{reg}$        | 0.0116 m <sup>2</sup> /s   | $V_f$      | 0.06999 l/s              |
| Dimensions du grain                | $L_g$            | 238.82 mm                  | $P$        | 58.478 mm                |
|                                    | $D_{ext}$        | 63.85 mm                   | $r_{ext}$  | 31.925 mm                |

## 2.4 Casing : l'alliage Al 6061-T6

L'alliage 6061 est l'un des alliages d'aluminium les plus utilisés dans divers domaines tels que l'aérospatiale, l'automobile, la construction navale et les équipements sportifs. Cela est dû à sa légèreté, ses bonnes propriétés mécaniques, ainsi que sa facilité de traitement et de mise en forme. Il appartient à la série 6000, dont les principaux éléments d'alliage sont le magnésium et le silicium.

### 2.4.1 Composition chimique

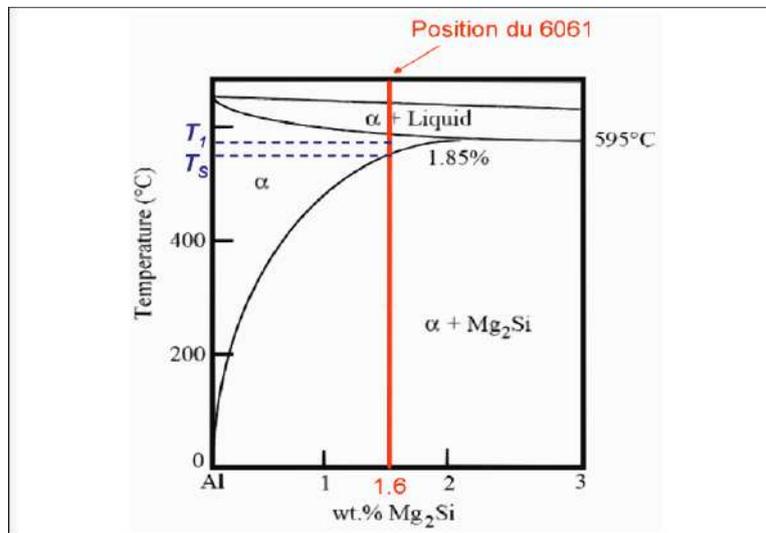
L'alliage 6061 est relativement riche en magnésium et silicium. Le tableau 2.17 représente la composition chimique détaillée de cet alliage [36].

TABLE 2.17 – Composition chimique de l'alliage Al 6061

| Elément | Teneur (%)  |
|---------|-------------|
| Al      | 95.8 – 98.6 |
| Cr      | 0.04 – 0.35 |
| Cu      | 0.15 – 0.4  |
| Fe      | $\leq 0.7$  |
| Mg      | 0.8 – 1.2   |
| Mn      | $\leq 0.15$ |
| Si      | 0.4 – 0.8   |
| Ti      | $\leq 0.15$ |
| Zn      | $\leq 0.25$ |
| Autres  | $\leq 0.15$ |

## 2.4.2 Durcissement structurale et microstructure

L'alliage 6061 ainsi que tous les alliages de la série 6XXX sont des alliages à durcissement structural. Où la phase stable appelé  $\beta$  est le composé intermétallique  $Mg_2Si$  [37]. La figure 2.25 montre la position de l'alliage 6061 dans le diagramme de phases  $Al - Mg_2Si$ .


 FIGURE 2.25 – Position du 6061 dans le diagramme pseudo binaire Al- $Mg_2Si$ 

Pour obtenir une précipitation dans cet alliage, il est nécessaire de réaliser une mise en solution, suivie d'une trempe, une maturation et enfin un revenu. La mise en solution à la température  $T_1$  permet d'obtenir une phase unique  $\alpha$ . La trempe fixe cette structure à température ambiante, rendant ainsi la solution solide métastable, c'est-à-dire sursaturée en Mg, en Si et en lacunes. Dans cette

solution solide de substitution, les atomes de Mg et Si sont dispersés de manière aléatoire sur les nœuds du réseau cristallin, comme illustré par la figure 2.26 .

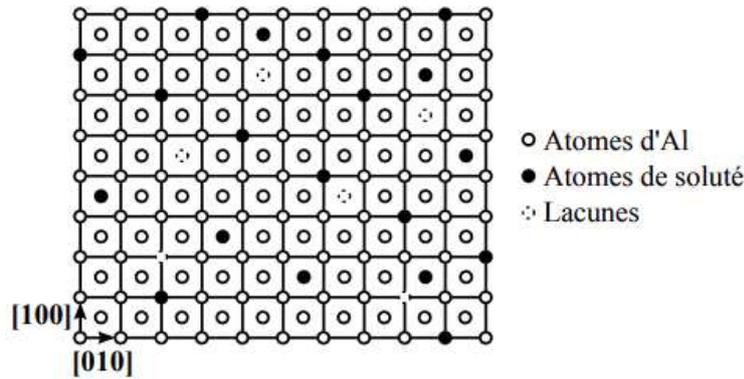


FIGURE 2.26 – Représentation d'une solution solide sursaturée (concentration en soluté supérieure à la concentration d'équilibre à la température ambiante)

À température ambiante, l'alliage entre dans sa phase de maturation, où la solution solide métastable se décompose en une phase plus stable sous forme de petits amas de soluté, avec une grande densité de  $10^{17} - 10^{18} \text{cm}^{-3}$ , appelés zones de Guinier-Preston (zones GP). Ces précipités sont cohérents, ce qui signifie qu'ils sont disposés de manière à assurer la continuité du réseau cristallin.

La présence des zones GP induit des déformations élastiques locales de la matrice et peut prendre plusieurs formes. Dans le cas des alliages de la série 6XXX, ces zones sont filiformes ou en aiguilles, orientées dans les directions  $[0 0 1]$ . Les zones GP correspondent à une phase transitoire cohérente appelée  $\beta''$ .

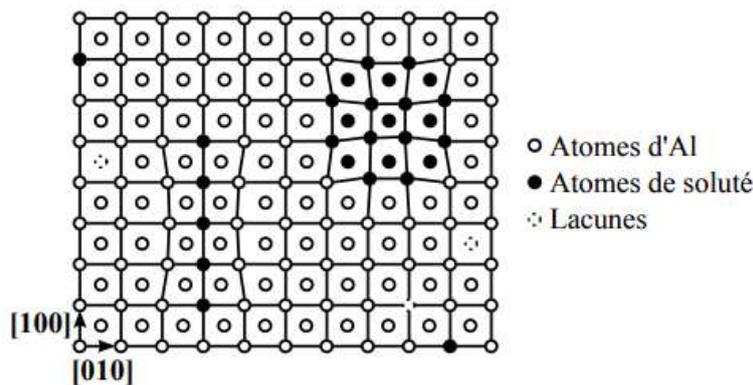


FIGURE 2.27 – Représentation des zones de Guinier-Preston et de la phase  $\beta''$  dans la matrice d'aluminium

Cette phase  $\beta''$  peut également être obtenue par un traitement de revenu, où l'on maintient la température entre 100 et 200°C. La phase  $\beta''$  est considérée comme la phase la plus durcissante dans la série 6XXX et elle présente un grand intérêt en raison des propriétés mécaniques qu'elle confère au matériau. Andersen et al. ont trouvé que le diamètre moyen des aiguilles de la phase  $\beta''$  est

de 4 nm et leur longueur moyenne est d'environ 50 nm. Ils ont également déterminé que la formule chimique de cette phase est  $Mg_5Si_6$ . Un revenu prolongé provoque une réversion, entraînant une décomposition accélérée de la solution solide et la précipitation de nombreuses particules fines. Cette nouvelle phase métastable, appelée  $\beta'$  semi-cohérente, possède un réseau cristallin et une composition chimique propres et précipite sous forme de bâtonnets. La continuité du réseau est uniquement assurée le long de la direction  $[1\ 0\ 0]$ .

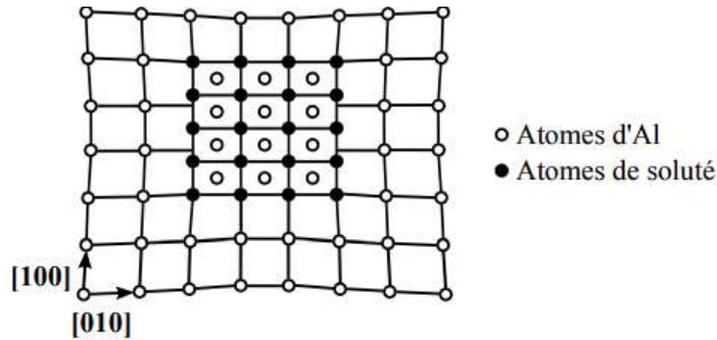


FIGURE 2.28 – Représentation de la phase  $\beta'$  dans la matrice d'aluminium

Si un survenu est effectué à une température supérieure à  $160^\circ\text{C}$  pendant une longue période, la précipitation de la phase stable  $\beta(Mg_2Si)$  se produira. Cela entraîne la coalescence et le grossissement des précipités jusqu'à l'ordre du micromètre. Ces précipités deviennent incohérents et prennent la forme de plaquettes dans les alliages  $Al - Mg - Si$ , figure 2.29, ce qui entraîne un adoucissement de l'alliage.

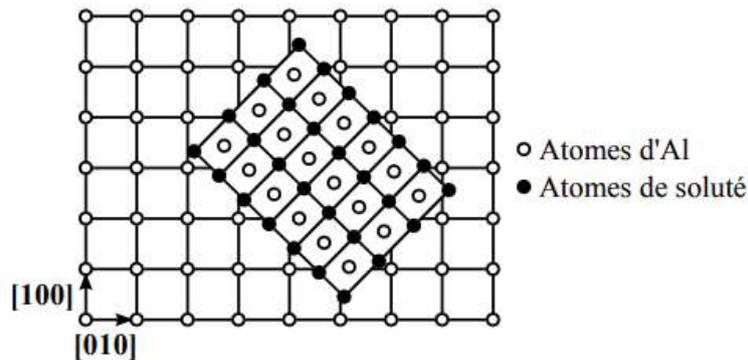
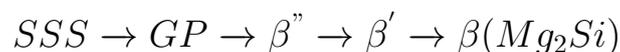


FIGURE 2.29 – Représentation de la phase  $\beta$  dans la matrice d'aluminium

Pour résumé, la séquence de précipitation des alliages  $Al6XXX$  est :



**SSS** : Solution solide sur saturée.

**GP** : Zones de Guinier-Preston.



- **Les contraintes internes** : elles peuvent soit faciliter, soit entraver le glissement des dislocations, en s'ajoutant ou en se soustrayant à la contrainte appliquée.

### 2.4.3 Modélisation de l'influence des précipités sur le mouvement des dislocations

#### 2.4.3.1 Approche mécanique

Le durcissement est modélisé en considérant le déplacement d'une dislocation de tension de ligne  $\Gamma_{\text{ligne}}$ , qui est ancrée sur le précipité et qui est soumise à une contrainte  $\sigma$  comme le montre la figure ci dessous.

Les précipités résistent au mouvement de la dislocation en appliquant une force  $F$ , qui s'incurvra jusqu'à une courbure critique définie par l'angle  $\theta_{\text{echap}}$  où :

$$F = 2\Gamma_{\text{ligne}} \cos \theta_{\text{echap}} \quad (2.53)$$

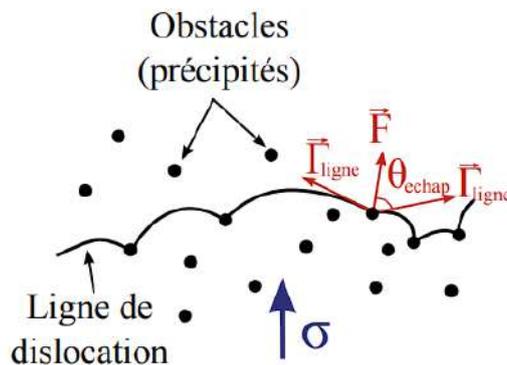


FIGURE 2.31 – Déplacement d'une ligne élastique de dislocation ancrée sur des obstacles et soumise à une contrainte  $\sigma$

#### 2.4.3.2 Approche physique

Dans cette approche, les mécanismes précis de l'interaction entre une dislocation et un précipité sont :

1. Les effets à grande distance : concernent la considération des microcontraintes internes résultant de la présence des précipités. Il convient de différencier le durcissement dû à la disparité des modules de cisaillement et le durcissement dû aux contraintes de cohérence.
2. Le cisaillement direct : implique le déplacement des précipités par les dislocations, entraînant des effets à courte distance. Ainsi, les propriétés chimiques et cristallographiques du précipité et de l'interface précipité/ma-

trices sont essentielles dans ce processus. Lors du cisaillement, plusieurs mécanismes peuvent induire le durcissement :

- La création de nouvelles interfaces entre les précipités et la matrice
  - La modification de l'énergie des dislocations
  - La création de fautes de structure dans les précipités
3. Le contournement des précipités : est un processus courant observé lors d'un revenu supplémentaire de l'alliage, résultant en un adoucissement du matériau. Ce contournement des précipités peut se produire par le biais du glissement primaire, également connu sous le nom de contournement d'Orowan[37], comme illustré dans la figure suivante. Un autre mode de contournement implique le glissement dévié.

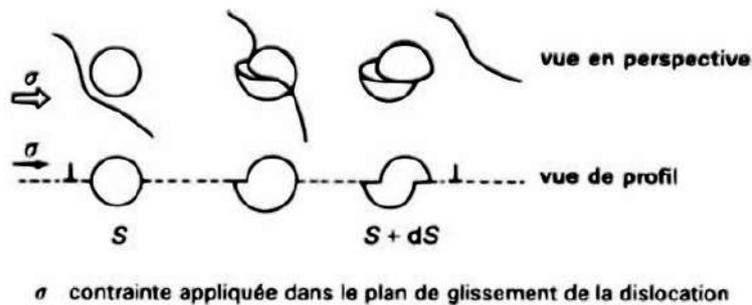


FIGURE 2.32 – Cisaillement d'un précipité sphérique dans le plan de glissement d'une dislocation

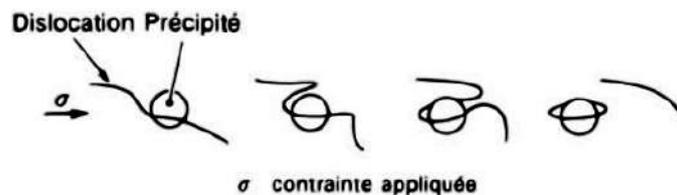


FIGURE 2.33 – Représentation schématique du contournement d'Orowan

#### 2.4.4 Traitement thermique

Le traitement thermique choisi pour cet alliage est le traitement T6 illustré dans la figure 2.34 [38] :

1. *Mise en solution* : à une température de 570°C pendant une heure.
2. *Première Trempe* : dans l'eau à 50°C avec une vitesse approximative de 160°C/min.
3. *Revenu* : à une température de 170°C pendant 8 heures.
4. *Deuxième Trempe* : dans l'eau à température ambiante.

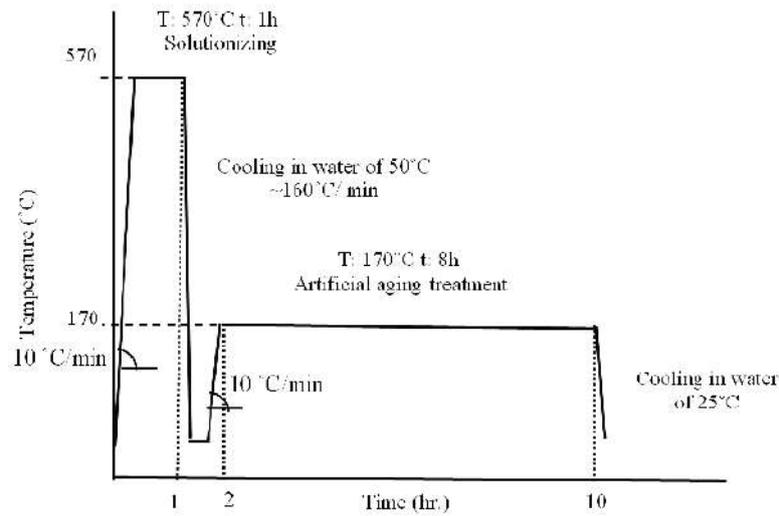


FIGURE 2.34 – Traitement thermique T6 de l’alliage Al 6061

### 2.4.5 Comportement à hautes et à basses températures

Les propriétés mécaniques des alliages évoluent avec la température et la durée de maintien. Les travaux de recherche montrent que la maturation à température ambiante pour des durées très longues (de l’ordre de 100 000 heures, soit environ 10 ans), les propriétés du 6061-T6 subissent une diminution considérable. Un phénomène similaire se produit lorsque la durée est courte mais que la température est autour de 175°C, comme illustré par les graphiques de la figure 2.39 [39].

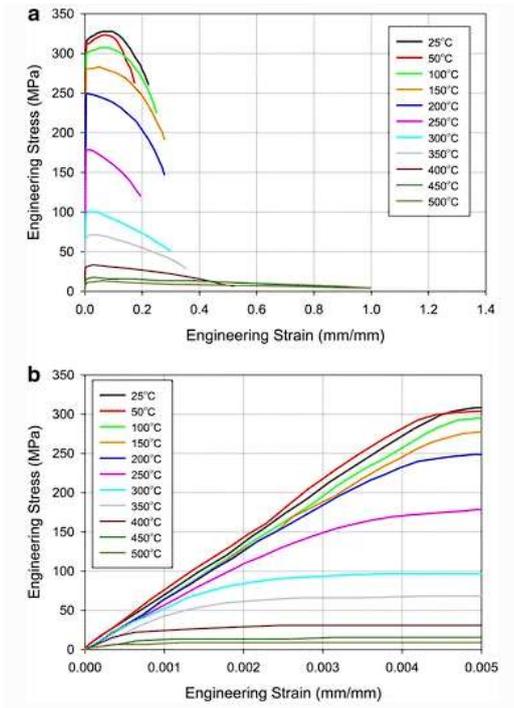


FIGURE 2.35 – Courbe de traction à différentes températures

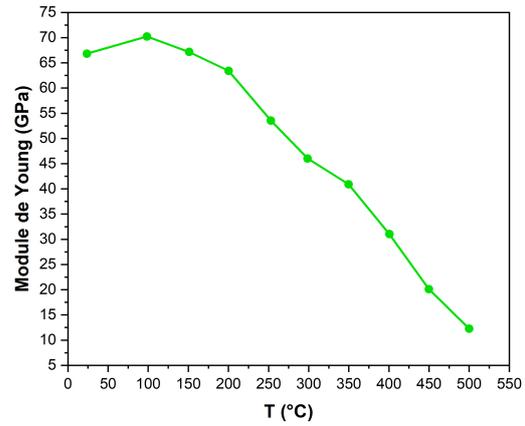


FIGURE 2.36 – Variation du module de Young en fonction de la température

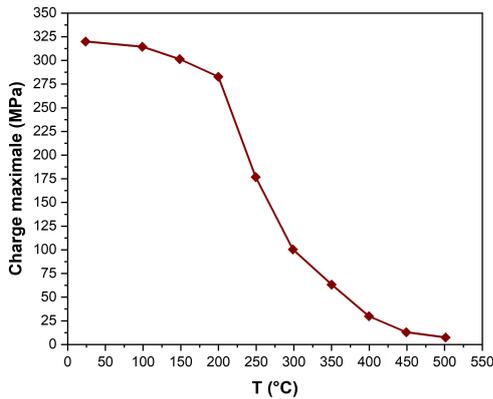


FIGURE 2.37 – Variation de la charge maximale en fonction de la température

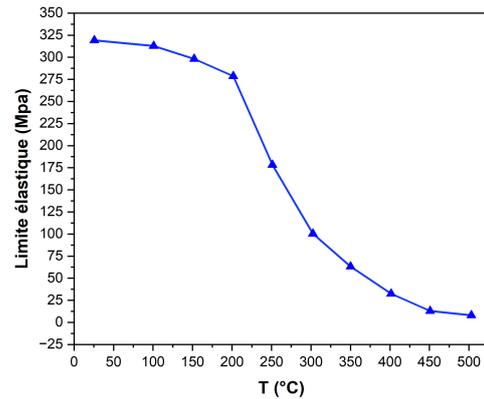


FIGURE 2.38 – Variation de la limite élastique en fonction de la température

FIGURE 2.39 – Évolution des propriétés mécanique du Al 6061-T65 avec la température

Finalement, l’alliage Al6061-T6 a des propriétés mécaniques excellentes à température ambiante qui sont représentées dans le tableau 2.19.

TABLE 2.19 – Propriétés de l'alliage 6061-T65

| Propriété                  | Valeur                 | Commentaire   |
|----------------------------|------------------------|---|
| Densité                    | 2700Kg/m <sup>3</sup>  |   |
| Dureté Brinell             | 95                     | <i>Charge : 500 g / Bille : 10 mm</i>                                     |
| Charge ultime              | 310MPa                 |   |
| Limite élastique           | 276MPa                 |   |
| Allongement à la rupture   | 12 – 17%               |   |
| Coefficient de Poisson     | 0.33                   | <i>Estimé à partir des tendances des alliages d'aluminium similaires.</i> |
| Résistance à la fatigue    | 96.5MPa                | 500 000 000 cycles  |
| Ténacité $K_{IC}$          | 29MPa.m <sup>1/2</sup> |   |
| Usinabilité                | 50%                    | <i>Échelle de 0 à 100 des Alliages d'aluminium</i>                        |
| Module de cisaillement     | 26GPa                  |   |
| Résistance au cisaillement | 207MPa                 |   |

En résumé, l'alliage Al6061-T6 présente une large gamme de caractéristiques mécaniques, une bonne résistance à basses températures (-196°C) ce qui le rend excellent pour les missions à haute altitude et hors atmosphère, une excellente soudabilité, et une bonne résistance à la corrosion, tout en étant très léger par rapport à d'autres alliages ayant des caractéristiques mécaniques similaires, tels que les aciers. Cependant, ce matériau est très sensible à la température; la diminution de ses propriétés mécaniques à haute température limite son utilisation à des températures ne dépassant pas 200°C ce qui rend le choix du matériau isolant plus exigeant dans notre projet. [40]

## 2.5 Bouclier thermique "Liner"

Nous avons constaté que notre chambre de combustion peut atteindre des températures phénoménales dépassant 3000 K. De plus, le casing en aluminium est extrêmement sensible à la chaleur. Nous avons fixé une température limite à ne pas dépasser pour préserver l'intégrité du casing, qui est de 150 °C.

L'isolation thermique est composée de plusieurs couches protectrices. La première est le carburant lui-même : d'une part, la paraffine, considérée comme un

bon isolant thermique en raison de sa grande capacité à stocker l'énergie et à la transférer lentement ; d'autre part, les particules d'aluminium recouvertes d'une couche d'alumine, jouent également un rôle d'isolation thermique. La troisième couche est le carbon black, qui protège contre le transfert de chaleur par rayonnement.

L'un des pires scénarios serait un contact direct entre le casing et la flamme. Bien que ce contact direct ne se produise que pendant la dernière seconde de combustion ou en cas de fuite de flamme, même un bref contact entre la flamme et le casing suffit à pénétrer ce dernier et à détruire le moteur. Pour protéger le moteur contre ce type de problème, la conception d'un système de refroidissement est une solution couramment utilisée. Cependant, elle peut s'avérer extrêmement complexe et coûteuse, et son efficacité diminue à des températures extrêmes. C'est pourquoi nous avons préféré utiliser une classe de matériaux spéciaux, connus sous le nom de retardateurs de flammes qui seront la quatrième couche protectrice : le revêtement interne (liner), qui joue un rôle crucial, surtout en cas de contact direct avec la flamme.

### 2.5.1 Les retardateurs de flamme

Les retardateurs de flamme, comme leur nom l'indique, retardent la propagation de la flamme par un mécanisme en phase condensée. Ce mécanisme conduit à la formation d'une structure carbonée constituant un bouclier thermique, limitant les transferts de chaleur et la diffusion de l'oxygène vers le matériau, réduisant ainsi sa dégradation. Cela se réalise par la formation d'un revêtement intumescent, une structure carbonée expansée semblable à une mousse à la surface du matériau.

### 2.5.2 Chimie de l'intumescence

D'une manière générale, il est admis que les systèmes d'additifs capables de développer un revêtement intumescent doivent associer les éléments suivants [41] :

- *Les agents source d'acide* : Pour être efficace, l'acide doit pouvoir déshydrater le polyol. Cependant, cette déshydratation ne doit se produire qu'à une certaine température ou en présence d'une flamme. C'est pourquoi des sels d'acide sont toujours utilisés, ce qui explique que l'intumescence soit thermiquement activée. De plus, la libération d'acide devra se faire en dessous de la température de décomposition du matériau polyhydrique.
- *Les matériaux sources de carbone* : L'efficacité des systèmes sources de

carbone dépend de la qualité du carbone contenu dans la molécule et du nombre de sites hydroxyles réactifs. La quantité de carbone détermine la qualité du résidu carboné qui se formera, tandis que le nombre d'hydroxyles réactifs influence la vitesse de déshydratation et donc la rapidité de formation de la structure carbonée. Malheureusement, ces deux propriétés sont souvent antagonistes.

- *Les composés azotés* : Ces composés libèrent des gaz ininflammables tels que le  $CO_2$  et le  $NH_3$  lors de la dégradation thermique, contribuant ainsi à la formation de la structure expansée. De plus, ils peuvent jouer un autre rôle en réagissant avec certains composés polyhydriques ainsi qu'avec des matériaux sources d'acide.
- *Les agents d'expansion* : ces agents servent à gonfler les petites bulles qui vont construire la mousse caractéristique des retardateurs de flamme.

La plupart des formulations contiennent un composé sélectionné dans chacune de ces différentes classes. Cependant, certains composés possèdent plusieurs groupements fonctionnels et peuvent ainsi remplir plusieurs rôles. Par exemple, la méthylol mélamine est à la fois une amine et un matériau polyhydrique source de carbone. Il est important de noter que l'association d'au moins un composé de chacune de ces classes ne conduit pas nécessairement au développement d'un phénomène d'intumescence. Pour que ce phénomène se produise, les processus chimiques et physiques conduisant à la formation d'une structure carbonée expansée doivent intervenir dans une séquence appropriée à mesure que la température augmente. Par exemple, il est crucial que le composé source de carbone ne se décompose ou ne se volatilise pas avant que l'acide n'agisse comme agent déshydratant. De plus, les gaz formés, qui agissent comme agents moussants pour développer la structure expansée, doivent diffuser lentement à travers la masse pour former cette structure carbonée multicellulaire. Cela requiert une vitesse de formation des gaz et une viscosité du matériau adaptées, deux paramètres dépendant de la température.

Un schéma explicatif du fonctionnement des retardateurs de flamme est illustré dans la figure 2.40 [42].

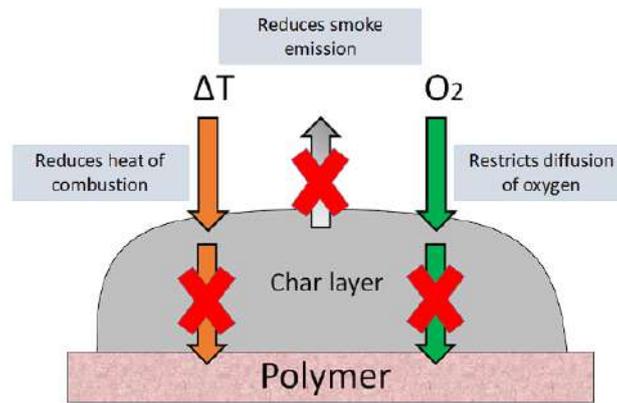


FIGURE 2.40 – Mécanisme d'intumescence

### 2.5.3 Développement de notre propre matériau intumescent

Pour la réalisation de notre projet nous avons fabriqué notre propre retardateur de flamme, ce dernier a été développé de telle façon qu'il soit :

- Performant
- Économique
- Léger et mince
- Non toxique
- Durable
- Façonnable
- Biodégradable

Le matériau initial se présente sous forme de pâte collante, ce qui facilite sa mise en forme et son adhésion sur les surfaces à protéger. Un temps de séchage est nécessaire pour le solidifier. Le développement de ce matériau s'est déroulé en trois versions majeures :

**Version 1** : Le matériau contenait des substances toxiques et offrait une protection relativement faible comparée aux versions ultérieures.

**Version 2 (Alpha)** : La formule a été entièrement modifiée, intégrant plus d'ingrédients que la première version. La protection a été améliorée, mais nous avons observé une dégradation du matériau au fil du temps ainsi qu'une structure carbonée fragile.

**Version 3 (Beta)** : Certains ingrédients ont été remplacés, rendant le matériau beaucoup plus durable et renforçant la structure carbonée.

Nous avons décidé de garder la composition chimique de ce matériau secrète pour le moment, car nous souhaitons encore l'améliorer et le breveter.

Des tests ont été effectués pour observer le comportement de ce matériau :

**Tests qualitatifs :** Ces tests ont permis d'évaluer l'efficacité de la protection offerte par ce matériau, son adhérence, la fragilité de la structure carbonée, et sa taille. Pour juger de son efficacité, nous avons appliqué une couche d'environ 2 mm du matériau sur un gobelet en plastique et l'avons exposé à la flamme d'une torche à butane, comme illustré sur la figure 2.41. Nous avons constaté que, malgré la minceur du gobelet en plastique, celui-ci n'a ni fondu ni été endommagé par le contact direct avec la flamme. Après application et séchage de ce matériau intumescent sur une plaque d'aluminium, il a démontré une excellente adhésion. Toutefois, après exposition à la chaleur, le matériau s'est détaché plus ou moins facilement de la plaque, indiquant qu'il peut être remplacé sans difficulté.



(a) Avant le contact avec la flamme



(b) Pendant le contact avec la flamme



(c) Le gobelet après le contact avec la flamme



(d) Le matériau après contact avec la flamme

FIGURE 2.41 – Test du bouclier thermique

**Tests quantitatifs :** À l'aide d'un enregistreur de température, nous avons tracé la courbe de température du côté opposé à la flamme. Nous avons appliqué une flamme d'environ 1500°C pendant 30 secondes sur une couche de 2 mm du matériau et nous avons fixé un thermocouple de type K relié à un enregistreur de température sur l'autre face du matériau. Le dispositif et les résultats sont présentés dans les figures 2.42 et 2.43 respectivement.



FIGURE 2.42 – Dispositif du test thermique

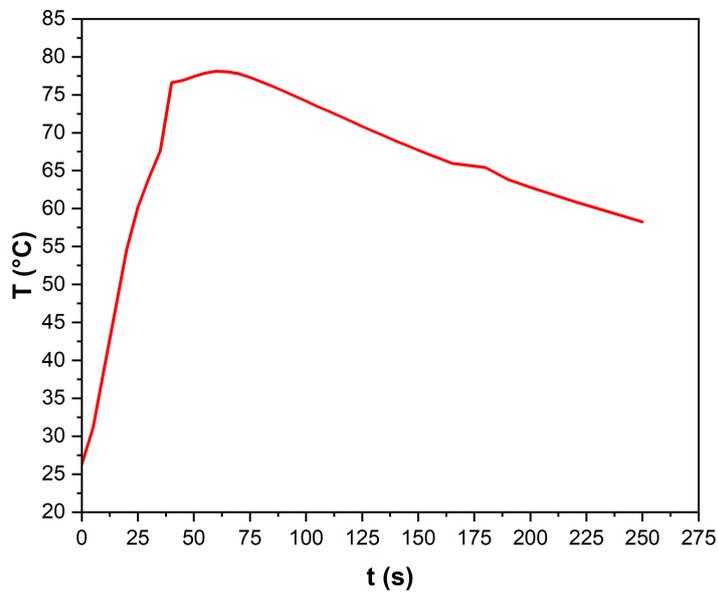


FIGURE 2.43 – Évolution de la température de la face opposé à la flamme en fonction du temps

À partir du graphe de la figure 2.43, on observe que la température maximale de 78,103 °C est atteinte après 60 secondes, soit 30 secondes après le retrait de la flamme. Le graphique nous permet également de déterminer la vitesse de chauffage du matériau, ainsi que sa vitesse de refroidissement, en calculant les

pententes du graphe entre 0 et 60 secondes (chauffage) et entre 60 et 150 secondes (refroidissement).

$$v_{ch} = \frac{78.103 - 26.307}{60 - 0} = 0.796 \text{ } ^\circ\text{C}/s \quad (2.54)$$

$$v_{ref} = \frac{67.699 - 78.103}{150 - 60} = -0.1156 \text{ } ^\circ\text{C}/s \quad (2.55)$$

Il a été observé que la surface ayant été en contact avec la flamme peut être touchée après seulement une ou deux secondes après le retrait de la flamme. Cela s'explique par le fait que ce matériau dissipe rapidement la chaleur sous forme de rayonnement électromagnétique dans le spectre invisible à l'œil nu.

Les propriétés démontrées par ce matériau prouvent qu'il sera idéal pour notre application.

## 2.6 Conclusion

Dans ce chapitre, plusieurs études théoriques, numériques et expérimentales ont été menées pour concevoir la chambre de combustion et le carburant du moteur. La paraffine a été choisie comme matériau de base pour le carburant en raison de son taux de régression élevé, de sa facilité de mise en forme, de sa disponibilité et de son coût modeste. L'aluminium a été ajouté en tant qu'additif pour sa grande densité énergétique, ce qui améliore les performances du carburant. De plus, le Carbon Black a été utilisé pour réduire le transfert de chaleur par rayonnement, stabiliser la combustion et améliorer les propriétés mécaniques du carburant.

Un tube sans soudure en alliage d'aluminium Al 6061-T6 a été sélectionné en raison de sa grande résistance mécanique et de sa légèreté, et servira de casing pour notre moteur. Toutefois, la haute température dégagée par le carburant est suffisante pour détruire le moteur instantanément. Pour cette raison, un bouclier thermique a été fabriqué pour protéger le casing. Ce matériau, faisant partie des retardateurs de flamme, a démontré une excellente protection contre les hautes températures ainsi qu'un transfert thermique vers le casing très faible et lent (à une vitesse de  $0,796^\circ\text{C}/s$ ).

# Chapitre 3

## Conception et dimensionnement de la tuyère et de l'injecteur

### 3.1 Introduction

Ce chapitre se concentre sur les fondements et les choix stratégiques entourant la conception et le dimensionnement de la tuyère et de l'injecteur d'un moteur hybride. Ces composants cruciaux déterminent largement les performances et l'efficacité du moteur, en influençant directement des paramètres clés tels que la poussée et l'impulsion spécifique. En explorant les principes thermodynamiques et les considérations isentropiques, nous décrivons les processus de conception et justifions nos choix, notamment l'adoption d'un injecteur à tourbillon pour optimiser le mélange carburant-oxydant.

### 3.2 Relations isentropiques de la tuyère

Les systèmes de propulsion par fusée s'appuient largement sur les principes de la dynamique des gaz et de la thermodynamique pour calculer les performances et établir des paramètres de conception essentiels. Ces principes sont fondamentaux pour comprendre les processus complexes qui se produisent à l'intérieur d'une tuyère de fusée et dans la chambre de combustion. Ils jouent un rôle important dans l'évaluation des performances des différents systèmes de propulsion. Grâce à ces principes, les ingénieurs définissent les paramètres opérationnels de tout système de propulsion, ainsi la détermination des dimensions et des caractéristiques de conception du système.

### 3.2.1 Hypothèses

A des fins de simplification de notre problème, les hypothèses exprimées ci-dessous ont été introduites. [16]

- Le fluide en mouvement (constitué de produits de réaction chimique) est homogène en composition.
- Toutes les espèces du fluide sont gazeuses. Les phases liquides ou solides représentent une masse négligeable par rapport à la masse totale.
- le fluide en mouvement obéit à la loi des gaz parfaits.
- Il n'y a pas de transfert de chaleur à travers les parois du système; Le processus est adiabatique.
- Il n'y a pas de frottements sur les parois; les effets de la couche limite sont négligés.
- Il n'y a pas de création d'ondes de choc ni de discontinuités de l'écoulement dans la tuyère.
- Le débit de fluide propulsif est stable et constant. L'expansion du fluide moteur est uniforme et constante, sans pulsations ni turbulence significative.
- Les effets transitoires (c'est-à-dire, le démarrage et l'arrêt) sont de si courte durée qu'ils sont négligés.
- Les gaz éjectés à travers la tuyère de la fusée ont une vitesse parallèle à l'axe de la tuyère.
- La vitesse du gaz, la pression, la température et la densité sont uniformes sur toute section perpendiculaire à l'axe de la tuyère.
- Un équilibre chimique est établi dans la chambre de combustion, la composition du gaz ne change pas dans la tuyère (c'est-à-dire un écoulement à composition figée).
- Les propergols solides sont chargés et stockés à des températures ambiantes.

Ces hypothèses permettent d'obtenir un ensemble d'équations compacts et unidimensionnels exploitables.

### 3.2.2 Relation Thermodynamiques

Dans notre cas, la tuyère est convergente-divergente, le processus est idéal. La loi des gaz parfaits donnée par l'équation 3.1 est appliquée.

$$PV = RT \tag{3.1}$$

Le constante des gaz  $R$  est déterminé à partir de la constante de gaz universel  $R$  et par la masse molaire  $M$  du mélange. La chaleur spécifique à pression constante  $c_p$ , la chaleur spécifique à volume constant  $c_v$ , et leur rapport  $\gamma$  sont donnée par les équations ci-dessous [16] :

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v} \quad (3.2)$$

$$c_p - c_v = R \quad (3.3)$$

$$c_p = \frac{\gamma R}{(\gamma - 1)} \quad (3.4)$$

La conservation de l'énergie appliquée aux écoulements isentropiques entre deux sections axiales de la tuyère x et y montre que la diminution de l'enthalpie statique se manifeste par une augmentation de l'énergie cinétique, car la variation de l'énergie potentielle est négligée.

$$h_x - h_y = \frac{1}{2} (v_y^2 - v_x^2) = c_p(T_x - T_y) \quad (3.5)$$

Le principe de conservation de la masse dans un écoulement, pour des passages avec une seule entrée et une seule sortie, est exprimé en égalant le débit massique  $\dot{m}$  à une section x à celui à une autre section y ; ceci est connu sous la forme mathématique de l'équation de continuité. Écrit en termes de section transversale  $A$ , de la vitesse  $v$ , et du "volume spécifique"  $V$ , à n'importe quelle section de la tuyère. L'équation de continuité s'écrit comme :

$$\dot{m}_x = \dot{m}_y \equiv \dot{m} = A \frac{v}{V} \quad (3.6)$$

Pour n'importe quel écoulement isentropique, les relations suivantes sont établies entre deux sections de tuyère x et y [16] :

$$\frac{T_x}{T_y} = \left( \frac{p_x}{p_y} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left( \frac{V_y}{V_x} \right)^{\gamma-1} \quad (3.7)$$

Lors d'une expansion isentropique, la pression chute considérablement, la température absolue diminue, et le volume spécifique augmente. Lorsque l'écoulement possède une certaine vitesse, les conditions prédominantes sont appelées conditions totales, désignées par l'indice 0. Comme on peut le voir l'enthalpie totale est constituée de la somme de l'enthalpie statique et de l'énergie cinétique du fluide. La température total  $T_0$  est trouvée à partir de cette équation d'énergie comme :

$$T_0 = T + \frac{v^2}{2c_p} \quad (3.8)$$

Où  $T$  est la température statique du fluide. Dans les écoulements adiabatiques, la température total reste constante. Une relation utile entre la pression total et la pression statique dans les écoulements isentropiques peut être écrite à partir des deux équations précédentes.[16]

$$\frac{p_0}{p} = \left[ 1 + \frac{v^2}{2c_p T} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left( \frac{V}{V_0} \right)^\gamma \quad (3.9)$$

La vitesse du son  $a$  est indépendante de la pression. Elle est définie comme :

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (3.10)$$

Et le nombre de Mach est définie comme :

$$M = \frac{v}{a} = \frac{v}{\sqrt{\gamma RT}} \quad (3.11)$$

Ainsi, les nombres de Mach inférieurs à 1 correspondent à des écoulements subsoniques, supérieurs à 1 à des écoulements supersoniques. Les écoulements se déplaçant à la vitesse du son auraient des nombres de Mach égaux à 1. le nombre de Mach au niveau du col de la tuyère dans le cas d'une tuyère supersonique doit être égal à 1. La relation entre la température totale et le nombre de Mach s'écrit [16] :

$$T_0 = T \left[ 1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M^2 \right] \quad (3.12)$$

Contrairement à la température, la pression total lors d'une expansion dans une tuyère adiabatique ne reste constante que pour des écoulements totalement isentropiques. Elle peut être calculée à partir de [16] :

$$p_0 = p \left[ 1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.13)$$

$T_0$  et  $p_0$  désignent les valeurs de la température et de la pression totales. Le rapport des section de la tuyère pour un écoulement isentropique peut être exprimé en termes de nombres de Mach pour deux sections  $x$  et  $y$  à l'intérieur de la tuyère.[16]

$$\frac{A_y}{A_x} = \frac{M_x}{M_y} \sqrt{\frac{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M_y^2}{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M_x^2}} \quad (3.14)$$

Les différents rapports pour une tuyère convergente sont représentés graphiquement sur la figure 3.1.

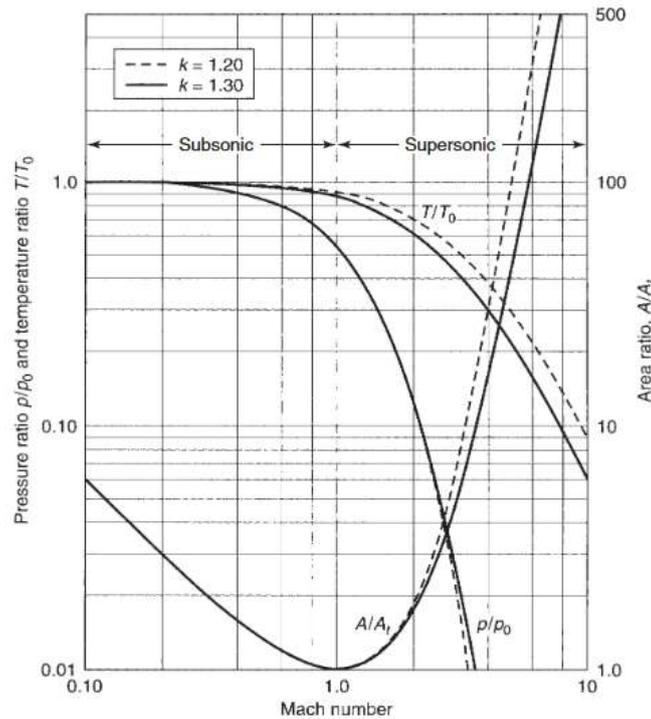


FIGURE 3.1 – Relation entre le rapport des sections, le rapport des pressions, rapport de la masse volumique et le rapport des températures en fonction du nombre de Mach dans une tuyère convergente/divergente représentée pour les régions de tuyère subsonique et supersonique.

### 3.2.3 Écoulement isentropique a travers la tuyère

Dans les tuyères convergentes-divergentes, une grande partie de l'énergie thermique des gaz s'écoulant de la chambre est convertie en énergie cinétique. Les pressions et les températures des gaz chutent. Les vitesses des gaz peuvent atteindre des valeurs dépassant 1500 m/s. Cette expansion est considérée comme un processus d'écoulement réversible ou isentropique dans les analyses de notre étude. Lorsqu'un obstacle à l'écoulement ou une saillie de paroi (une éclaboussure de soudure ou un laitier) est présent sur la paroi intérieure de la tuyère, l'énergie cinétique des gaz est localement reconvertie en énergie thermique, récupérant essentiellement la température et la pression totale dans la chambre. Comme cela entraînerait rapidement une surchauffe locale et par conséquent peut causer une défaillance de la paroi pour certains matériaux. Pour un écoulement isentropique toutes les parois intérieures de la tuyère doivent être parfaitement lisses, sans aucune saillie.

#### 3.2.3.1 Vitesse

Lorsque la section transversale de la chambre de combustion est grande par rapport au col de la tuyère, la vitesse d'entrée  $v_1$  de la tuyère est relativement

faible par conséquent elle peut être négligée. Les température dans la chambre de combustion, et à l'entrée de la tuyère sont proches du fait que la vitesse à l'entrée de la tuyère est négligeable. Ainsi, nous obtenons des expressions simplifiées de la vitesse  $v_s$ , couramment utilisées pour l'analyse.[16]

$$v_s = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}RT_1 \left[ 1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (3.15)$$

La constante des gaz est inversement proportionnelle à la masse molaire  $\mathcal{M}$ . Les vitesses d'échappement ou leurs impulsions spécifiques correspondantes dépendent fortement du rapport de la température d'entrée de la tuyère et de la masse molaire moyenne des gaz d'échappement.

On montre sur la figure 3.2 l'évolution de l'impulsion spécifique et la vitesse d'échappement en fonction du  $T_1/\mathcal{M}$  [16].

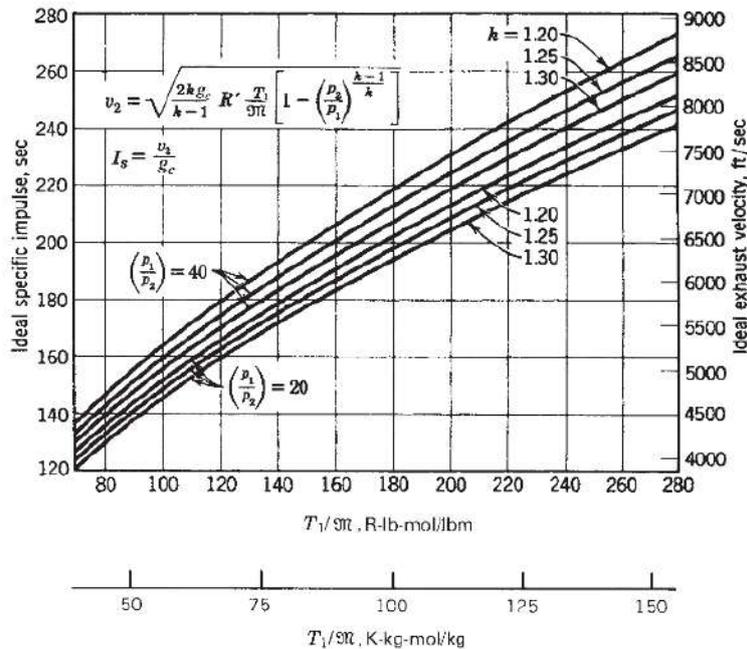


FIGURE 3.2 – Impulsion spécifique et vitesse d'échappement d'un système de propulsion de fusée idéale à l'expansion optimale de la Tuyère en fonction de la température absolue du gaz de la chambre  $T_1$  et de la masse moléculaire  $\mathcal{M}$  pour plusieurs valeurs de  $k$  et  $\frac{p_1}{p_2}$ .

### 3.2.3.2 Régimes d'écoulements d'une Tuyère Supersonique

L'expansion est le processus qui convertit l'énergie thermique de la combustion en énergie cinétique pour déplacer un objet vers l'avant. En d'autres termes, les gaz chauds créés par la combustion du carburant à l'intérieur d'une fusée sont expulsés à travers la tuyère pour produire une poussée. C'est la forme de cette tuyère qui est essentielle pour le processus d'expansion. Au fur et à mesure que ce flux à haute température est expulsé, il se dilate contre les parois de la

tuyère pour créer une force qui pousse le véhicule vers l'avant. Ce système de propulsion est schématisé dans la figure 3.3 .

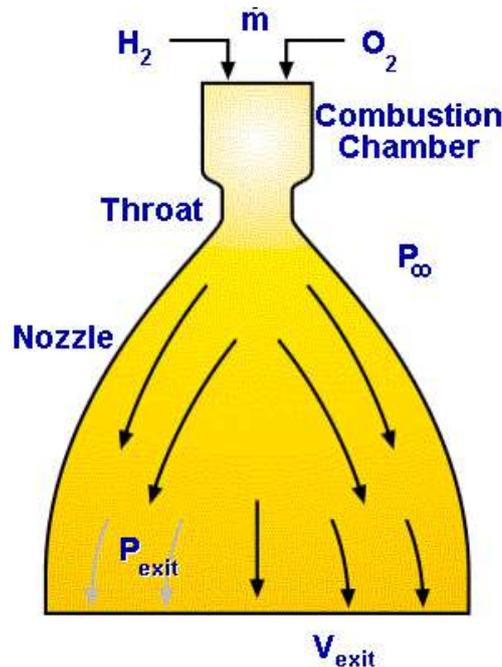


FIGURE 3.3 – Flux passant à travers une Tuyère de fusée.

Le comportement de ce processus d'expansion est largement dicté par la pression, à la fois la pression des gaz d'échappement eux-mêmes et la pression de l'environnement externe dans lequel ils s'échappent. La plus grande préoccupation est de concevoir la forme et la longueur de la Tuyère de manière à convertir autant de cette énergie thermique en poussée que possible. Dans une tuyère idéale qui optimise les performances, la pression de sortie ( $p_s$ ) sera égale à la pression atmosphérique ( $p_a$ ).

Il existe différents régimes d'écoulement dans une tuyère convergente-divergente en fonction de la pression de sortie  $P_s$ . Ces régimes sont présentés sur la figure 3.4 .

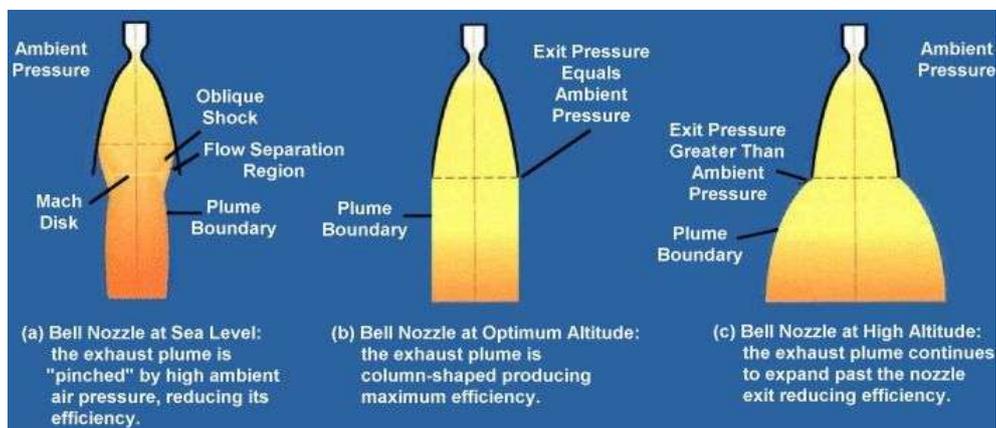


FIGURE 3.4 – Différence de comportement du flux entre (a) la sur-expansion, (b) l'expansion idéale et (c) la sous-expansion.

Dans le premier cas (a), la pression externe est supérieure à la pression de sortie, l'écoulement est "Over expanded". Dans le cas (b), la pression externe et la pression de sortie sont égales, l'écoulement est idéal (uniforme). Dans le cas (c), la pression atmosphérique est inférieure à la pression de sortie, l'écoulement est "Under expanded".

### 3.2.4 Configuration de la tuyère

Il existe Différents types de tuyères. Pour accélérer le flux au-delà de  $M = 1$ , une tuyère de type convergent-divergent de Laval est nécessaire. Les principaux types utilisés sont les tuyères coniques, les tuyères en forme de cloche (Bell shaped) et les tuyères "aerospike".

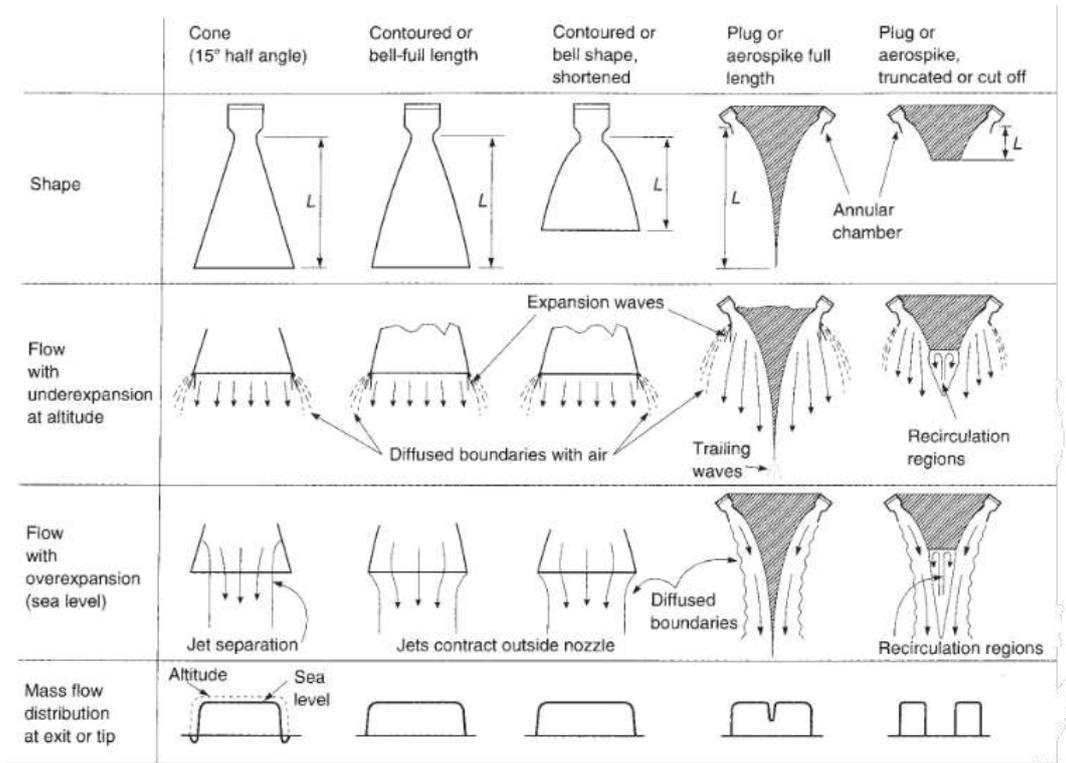


FIGURE 3.5 – Diagrammes simplifiés de différentes configurations génériques de Tuyères et de leurs effets sur l'écoulement.

#### 3.2.4.1 Tuyère Conique

La Tuyère conique est la plus simple des trois. Elle comporte une partie divergente conique d'un demi-angle  $\alpha$ . Il existe une forme et une longueur de Tuyère conique optimales, qui constituent un compromis sur la longueur et donc la masse et les performances. Le demi-angle  $\alpha$ , entre l'axe vertical et une paroi de la Tuyère, varie généralement entre  $12^\circ$  et  $18^\circ$ .

### 3.2.4.2 Tuyère En forme de Cloche

La Tuyère en forme de cloche tire son nom de sa ressemblance avec la géométrie en forme de cloche. Elle possède une section d'expansion élevée juste après le col, avec des angles variant de 20° à 60°..

### 3.2.4.3 Tuyère aérospike

Les Tuyères aérospike ont comme principal avantage qu'elles permettent une compensation d'altitude, car elles ont une géométrie telle que le jet est ouvert d'un côté . Elles sont parfois aussi appelées Tuyères à bouchon, car elles intègrent un bouchon central à l'intérieur de la Tuyère, qui bloque le flux de ce qui serait la partie centrale d'une Tuyère conique ou en forme de cloche. Cela force les gaz d'échappement vers l'intérieur, tout en augmentant la pression sur le bouchon central et donc la poussée.

### 3.2.5 Le choix du type de la tuyère

Pour notre propulseur hybride nous avons opté pour une tuyère de type " conique " pour les raisons suivantes :

- **Simplicité de conception**
- **Simplicité de fabrication**

### 3.2.6 Dimensionnement de la tuyère

Pour dimensionner la tuyère , le paramètre le plus déterminant à calculer est le diamètre du col, c'est la section où le nombre de Mach est égale à 1. Pour se faire les paramètres d'entrées de NASA CEA du tableau 3.1 sont utilisées .

TABLE 3.1 – Paramètres du logiciel CEA utilisés

| <b>Paramètres de Combustion</b> |      |
|---------------------------------|------|
| Pression d'entrée $P_a$ (bar)   | 50   |
| Rapport de pression $P_e/P_s$   | 50   |
| O/F                             | 1.53 |
| Carburant ( Réactifs )          |      |
| Paraffine (%)                   | 82   |
| Aluminium (%)                   | 10   |
| Carbone (%)                     | 8    |

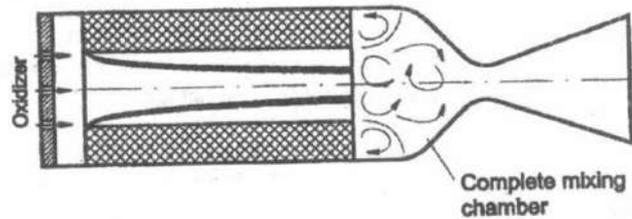


FIGURE 3.6 – Schéma montrant la chambre de post combustion dans un moteur de fusée hybride

Et les résultats obtenue sont résumé dans le tableau 3.2 :

TABLE 3.2 – Résultats du logiciel CEA

| Paramètre       | Chambre de Combustion | Col     | Sortie  |
|-----------------|-----------------------|---------|---------|
| Pression (bar)  | 50                    | 28.276  | 1       |
| Température (K) | 3245.16               | 2985.41 | 1651.79 |
| $\gamma$        | 1.1813                | 1.1933  | 1.2487  |
| Nombre de MACH  | 0                     | 1       | 3.027   |
| $A_s/A_c$       |                       | 1       | 6.7603  |
| $C_p$ (kJ/kg.K) | 3.2021                | 2.7867  | 1.9351  |

Les angles de convergence et de divergences ont été choisis respectivement  $45^\circ$  et  $15^\circ$ . Le diamètre du col et de sortie de la tuyère sont calculés par les équations 2.38 et 2.40

### Post combustion

La chambre de combustion de post-mélange ou de réaction est située à l'extrémité inférieure du grain de propergol solide, juste derrière la buse (voir 3.6). Cette disposition améliore le mélange entre le carburant et l'oxydant, et assure l'achèvement de la réaction chimique à l'intérieur du moteur. Pour optimiser le mélange, les concepteurs peuvent envisager les options suivantes : - Ajouter une chambre de post-combustion au moteur. - Fournir une surface de mélange physique en utilisant un diaphragme turbulent (générateur de vortex). - Injecter plus d'oxydant à la fin de la chambre de combustion (injecteur secondaire). - Utiliser une buse immergée. La configuration utilisée dans ce design est caractérisée par le ratio  $L = D$ , où  $L$  est la longueur de la chambre de post-combustion et  $D$  est le diamètre du grain.[43]

### 3.3 Injection

Pour garantir une bonne alimentation en oxygène de la chambre de combustion, on a dimensionné un injecteur en fonction des paramètres de combustion. Cette conception nécessite de déterminer débit massique du comburant. Le dimensionnement de l'injecteur doit assurer un rapport correct entre le carburant et l'oxydant (O/F).

Un certain nombre de méthodes d'injection d'oxydant liquide ou gazeux a été utilisé dans des propulseurs de fusées pour augmenter et améliorer l'efficacité de la combustion. L'injection de l'oxydant par un injecteur à tourbillon est l'une de ces méthodes, qui utilise l'écoulement radial de l'oxydant dans le port du grain de combustible solide.

#### 3.3.1 Injecteur à tourbillon

Les écoulements en tourbillon ont été couramment utilisés pour la stabilisation des processus de combustion à haute intensité. Les effets principaux de l'effet tourbillon [44] :

- Augmenter les performances de combustion en produisant des taux plus élevés d'entraînement de l'oxygène et un mélange rapide du carburant et de l'oxygène près de la tuyère.
- Améliorer la stabilité de la flamme dans des zones fortement tourbillonnaires tel que la chambre de post-combustion.
- Augmenter le contact entre le flux de l'oxydant avec le grain , ainsi minimisant les particules non brûlées.

#### 3.3.2 Calcul

Le dimensionnement d'un injecteur tourbillon revient à calculer la surface d'injection , dont l'oxydant va être injecté ; et le nombre d'orifices tangentiels .

Le propulseur hybride de fusée a été développé pour délivrer une poussée de 500 N, qui est liée au débit massique total par l'équation 3.16, où  $F$  est la poussée,  $I_{sp}$  est l'impulsion spécifique et  $g_0$  est l'accélération standard de la gravité. Le débit massique total ( $\dot{m}$ ) et le débit massique de l'oxydant ( $\dot{m}_{ox}$ ) sont liés par l'équation 3.17. L'injecteur a été conçu en se basant sur les paramètres théoriques du moteur, avec pour objectif de délivrer 117,9g/s avec une chute de pression dans l'injecteur de 15 bars soit 30% de la pression de la chambre de

combustion afin d'éviter un retour de flux [45].

$$F = \dot{m} \cdot I_{sp} \cdot g_0 \quad (3.16)$$

$$\dot{m} = \dot{m}_f + \dot{m}_{ox} \quad (3.17)$$

$$\dot{m}_{ox} = C_d \cdot A_p \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_{ox} \cdot \Delta P} \quad (3.18)$$

Le débit massique de l'oxygène  $\dot{m}_{ox}$  est calculé dans le chapitre 3,  $A_p$  la section transversale du passage d'entrée tangentielle est calculé par l'équation 3.19.

$$A_p = \frac{\dot{m}_{ox}}{C_d \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_{ox} \cdot \Delta P}} \quad (3.19)$$

Les paramètres utilisés dans le dimensionnement sont cités dans le tableau 3.3.

TABLE 3.3 – Paramètres utilisés pour le dimensionnement de l'injecteur

| Paramètre  | Valeur       |
|--|--------------|
| Débit Massique de L'oxydant ( $kg/s$ )                     | 0,1179754006 |
| masse volumique de l'oxygène a 65 bar ( $kg/m^3$ )         | 87,885       |
| Pression au niveau de la Chambre de combustion $P_c$ (Bar) | 50           |
| Coefficient de décharge $C_d$                              | 0,6          |

Le rapport  $\frac{L_s}{D_s}$ , tel que  $D_s$  et  $L_s$  sont le diamètre et la longueur du swirl, doit être réduit pour minimiser les pertes dues au frottement des parois. Cependant, une valeur limite est nécessaire pour stabiliser l'écoulement. Ce rapport doit être supérieur à 0.5, une valeur typique recommandée pour une conception appropriée est de 1.0.

Donc pour notre dimensionnement on pose

$$L_s = D_s$$

### 3.3.3 Dimensionnement de l'injecteur

L'injecteur comporte quatre passages tangentiels et sa buse pour régler le débit massique de l'oxydant selon les exigences du moteur ou le diamètre correspond au diamètre du diamètre du port du grain.

L'injecteur comporte des dimensions principales comme le diamètre de sortie de la buse ( $D_0$ ), la longueur de la buse ( $L_0$ ), le diamètre de la chambre de tourbillon ( $D_s$ ), la longueur de la chambre de tourbillon ( $L_s$ ), le diamètre du

passage d'entrée tangentiel ( $D_p$ ) et la longueur du passage d'entrée tangentiel ( $L_p$ ). Ces dimensions sont montrés dans le schéma dans la figure 3.7 [45].

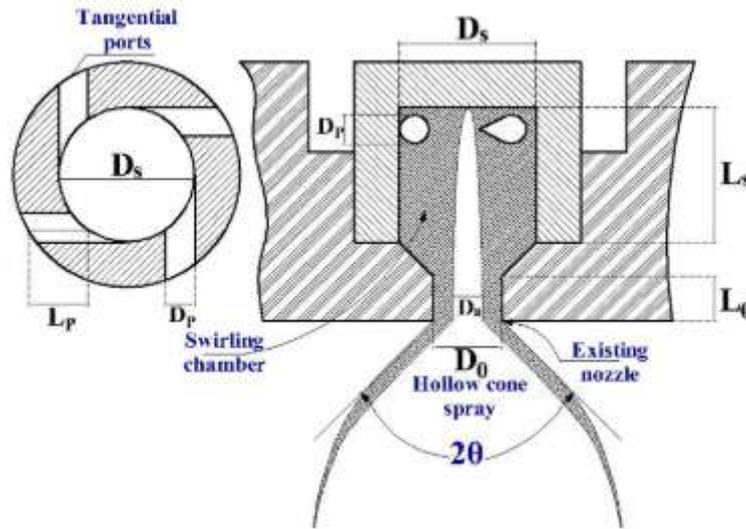


FIGURE 3.7 – schéma d'un injecteur tourbillon

Durant le dimensionnement, il y a la condition à vérifier :  $1.41 < \frac{D_s}{D_0} < 8.13$  [45]  
 Le calcul de la surface d'injection se fait par la formule :

$$A_p = \frac{\dot{m}_{ox}}{C_d \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_{ox} \cdot \Delta P}} \quad (3.20)$$

Le diamètre des orifices se fait donc par :

$$D_p = 2 \cdot \sqrt{\frac{A_p}{N \cdot \pi}} \quad (3.21)$$

Avec  $N$  le nombre d'orifices tangentiels ; selon une recherche, il a été prouvé que les performances du moteur augmentent avec le nombre d'orifice. [46]

Le choix donc s'est fait avec  $N = 6$  ( six orifices )

| parametres             | valeur |
|------------------------|--------|
| A_p (mm <sup>2</sup> ) | 12,1   |
| D_p (mm)               | 2,51   |
| N                      | 6      |

Les dimensions, dans notre conception, ont été ajustées pour simplifier la construction de l'atomiseur, tout en respectant les conditions des groupes sans dimension décrites ci-dessous montre les principales dimensions :

| Dimension | valeur (mm) |
|-----------|-------------|
| $D_0$     | 24          |
| $L_0$     | 24          |
| $D_s$     | 18,6        |
| $L_s$     | 14          |
| $D_p$     | 2,5         |
| $L_p$     | 4,71        |

### 3.3.4 Système d'injection

le système d'injection intégral se comporte de trois pièces : *Partie Swirl* , *Partie entrée*, *Support*

#### 3.3.4.1 Partie Swirl

L'objectif de cette partie est de créer le tourbillon qui sera guidé par la buse vers la chambre de combustion. Le dessin de définition de cette partie est montré dans la figure 1.8

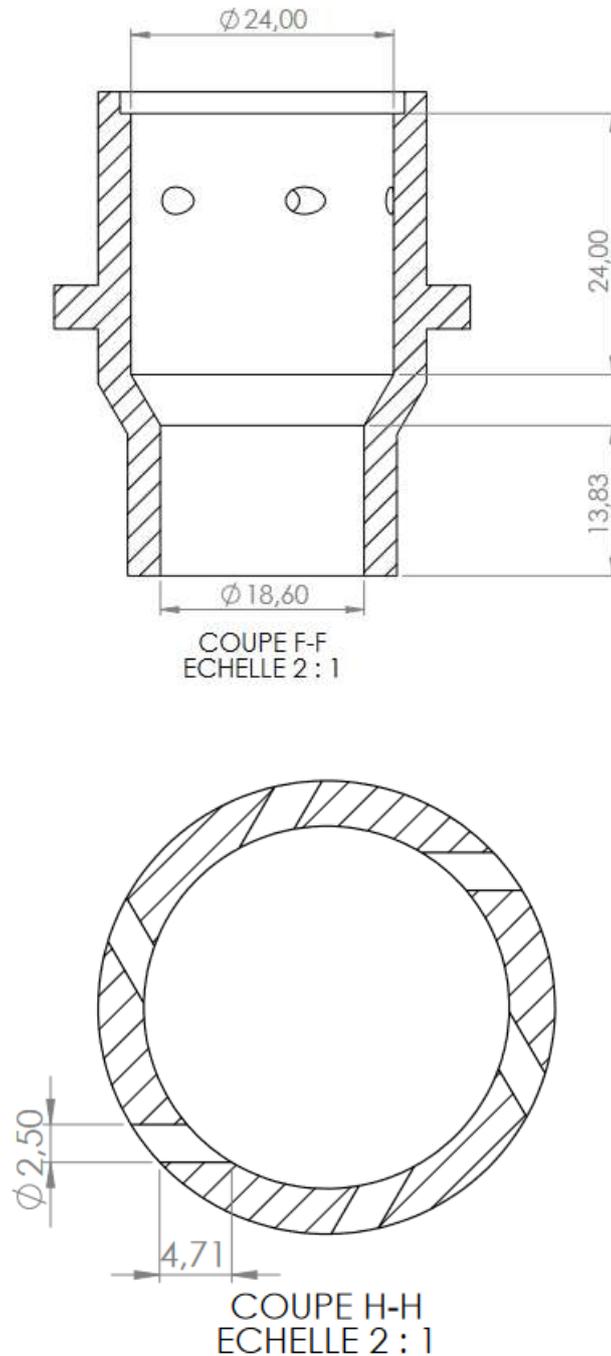


FIGURE 3.8 – Plans de Définition d’une vue en coupe transversal sur le plan de symétrie et sur le plan des orifices

### 3.3.4.2 Partie entrée

L’objectif de cette pièce est de raccorder le système d’injection au flexible haute pression (HP) d’alimentation en oxygène. Le dessin de définition de cette partie est montré dans la figure 1.9

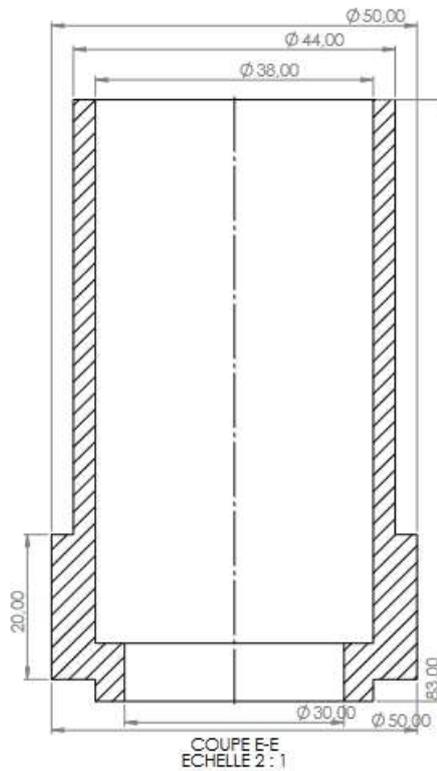


FIGURE 3.9 – Dessin de définition de l'entrée de l'injecteur

### 3.3.5 Support

Cette pièce fixe solidement le système d'injection au casing en aluminium, garantissant ainsi une connexion stable et sécurisée. L'étanchéité de cet assemblage est assurée par des joints spécialement conçus pour empêcher toute fuite d'oxygène, ce qui est indispensable pour le maintien de la performance et de la sécurité du moteur. En outre, cette pièce a la fonction de bloquer le mouvement du grain, évitant ainsi tout déplacement indésirable qui pourrait compromettre le fonctionnement optimal du système. Le dessin de définition de cette partie est montré dans la figure 3.10

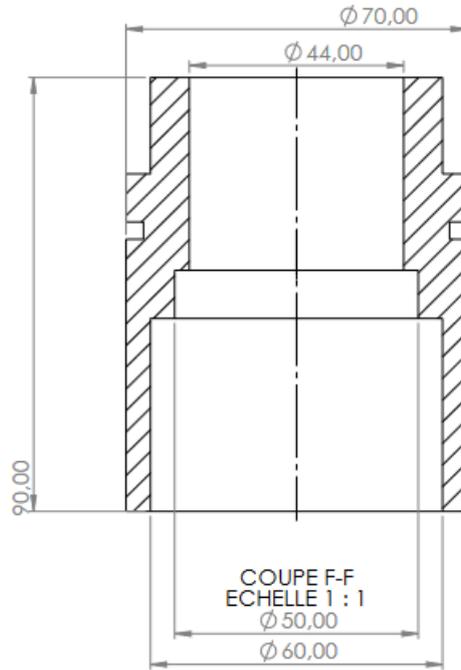


FIGURE 3.10 – Dessin de définition du support de l'injecteur

## 3.4 Joints et vis

### 3.4.1 Joints

La liaison du support de la tuyère ainsi que le support de l'injecteur est accompagné par deux joints toriques pour assurer l'étanchéité du système de propulsion.

Pour faciliter l'acquisition des joints, des dimensions normalisées sont nécessaires. Pour cela on a eu recours à **Chevalier, Guide du dessinateur industriel**

En principe, le diamètre moyen d'un joint et le diamètre moyen de la gorge recevant le joint doivent être identiques. Pratiquement, un joint admet une légère extension, de 2% à 5% selon les proportions.

TABLE 3.4 – Dimensions des joints normalisés

| d    | a     |       |       |       |       |       |       |       |       |       |       |
|------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 1    | 1.15  | 6     | -     | -     | -     | -     | -     | -     | -     | -     | -     |
| 1.60 | 2.20  | 2.75  | 22.10 | -     | -     | -     | -     | -     | -     | -     | -     |
| 1.78 | 2.90  | 3.68  | 5.28  | 6.07  | 6.35  | 6.75  | 7.65  | 9.25  | 9.52  | 10.82 | 14    |
|      | 15.60 | 17.17 | 18.77 | 20.15 | 25.76 | 26.70 | 28.90 | 29.87 | 34.65 | 37.82 | 56.87 |
| 1.90 | 2.4   | 2.6   | 3.4   | 4,2   | 4.9   | 5.7   | 6.4   | 7.2   | 8     | 8,9   | -16   |
| 2.62 | 9.19  | 12.37 | 19.34 | 15.54 | 15.88 | 20.63 | 21.89 | 23.47 | 29.82 | 31.47 | 38.11 |
|      | 45,52 | -     | -     | -     | -     | -     | -     | -     | -     | -     | -     |
| 2.70 | 8.9   | 10.5  | 12.1  | 15.1  | 16.9  | 18.4  | -     | -     | -     | -     | -     |
| 3,53 | 18.64 | 21.82 | 24.99 | 29.74 | 31.14 | 32.92 | 37.69 | 44.05 | 50.40 | 63.10 | 69.45 |
|      | 78.97 | 91.67 | 101.2 | 107.5 | 120.2 | 132.9 | -     | -     | -     | -     | -     |
| 3.60 | 18.3  | 19.8  | 21.3  | 23    | 24.6  | 26.2  | 27.8  | 29.3  | 30.8  | 32.5  | 34.1  |
|      | 35.6  | 37.3  | -     | -     | -     | -     | -     | -     | -     | -     | -     |
| 5.33 | 37.47 | 40.64 | 43.82 | 50.17 | 53.34 | 56.52 | 59.69 | 62.87 | 66.04 | 69.22 | 72.39 |
|      | 75.57 | 78.74 | 81.92 | 85.09 | 88.27 | 94.62 | 97.79 | 100.9 | 104.1 | 107.3 | 110.5 |
| 6.99 | 113.7 | 116.8 | 120   | 123.2 | 126.5 | 129.5 | 132.7 | 135.9 | 139.1 | 142.2 | 145.4 |

Les dimensions jugées plus adéquates au support et casing sont  $63, 10 \times 3, 53$   
 Le diamètre total du joint est donc  $d_j = 2 \times d + a = 70, 16mm$  et puisque le diamètre du casing est de  $d_{casing} = 69.9mm$ , le joint sera compressé donc de  $d_j - d_{casing} = 0.17mm$  et donc  $4,8\%$  ,

### 3.4.2 Calcul des vis

Pour faire le choix des vis ,il est nécessaire de calculer la force tangentielle de cisailmenet exercée sur les vis. La dernière est donnée par cette expression :

$$F_{cis} = (A_{CC} - A_{col}) \times P_{CC} \quad (3.22)$$

Où  $P_{CC}$  et  $A_{CC}$  est la Pression et la section de la chambre de combustion initial et  $A_{col}$  est la section de la section du col.

#### 3.4.2.1 Effort de cisaillement de rupture

L'effort Maximal de cisaillement que les vis peuvent supporter avant la rupture est  $70\%$  de celle de traction. Elle s'exprime comme suit :

$$\tau_{cis_{max}} = 0,7 \times R_m \cdot A_{vis} \quad (3.23)$$

Où  $R_m$  est la limite élastique à la traction,  $A_{vis}$  est l'aire de la section transversal de la vis.

On trouve la limite élastique dans une base donnée pour l'acier inoxydable montré dans le tableau 3.5[47] :

TABLE 3.5 – Caractéristiques mécaniques pour vis et goujons-Aciers austénitiques

| Groupe de composition | Nuances | Classe de qualité | Résistance à la traction $R_m$ min MPa | Limite conventionnelle d'élasticité à 0.2% $R_p$ 0.2 min MPa | Allongement après rupture A min mm |
|-----------------------|---------|-------------------|--|--|------------------------------------|
| Austénitique          | A1, A2  | 50                | 500                                    | 210  | 0.6 d                              |
|                       | A3, A4  | 70                | 700                                    | 450  | 0.4 d                              |
|                       | A5      | 80                | 800                                    | 600  | 0.3 d                              |

Le choix a été fait pour des *VIS À TÊTE HEXAGONALE ENTIÈREMENT FILETÉES - INOX A2 - DIN 933 - ISO 4017* en raison de leur disponibilité sur le marché, car les vis en inox A2 sont les plus utilisées dans l'industrie.

La résistance à la traction de ces vis est donc  $R_m = 500\text{MPa}$

Pour assurer une bonne résistance, le nombre de vis est choisi en vérifiant la condition ci-dessous :

$$F_{cis} < \tau_{cis_{max}} \times N_{vis} \quad (3.24)$$

Où  $N_{vis}$  est le nombre des vis. Le nombre des vis choisis est  $N_{vis} = 3$

### 3.5 Conclusion

En conclusion, ce chapitre a exploré en profondeur les principes fondamentaux et les considérations cruciales entourant la conception et le dimensionnement de la tuyère et de l'injecteur d'un moteur hybride de fusée. En se concentrant sur les relations isentropiques de la tuyère, nous avons examiné comment les principes thermodynamiques sous-tendent les performances de propulsion, influençant directement des facteurs tels que la poussée, l'impulsion spécifique et les conditions d'écoulement supersonique. La sélection d'une tuyère convergente-divergente de type conique a été justifiée pour sa simplicité de conception et de fabrication, tout en optimisant l'expansion des gaz d'échappement. De plus, le choix d'un injecteur à tourbillon a été discuté pour améliorer le mélange carburant-oxydant et stabiliser la combustion.

En intégrant des calculs détaillés, des hypothèses simplificatrices et des simulations avec des outils comme NASA CEA, nous avons démontré comment ces composants critiques sont dimensionnés pour maximiser l'efficacité du moteur tout en répondant aux exigences de performance spécifiques. Ces analyses approfondies fournissent une base solide pour la phase de conception détaillée et le développement futur du propulseur hybride, en visant à atteindre des objectifs de performance ambitieux tout en assurant la fiabilité opérationnelle et la sécurité.

# Chapitre 4

## Simulation de l'écoulement dans la tuyère et Réalisation du moteur

### 4.1 Introduction

Ce chapitre présente la simulation de l'écoulement dans la tuyère ainsi que la réalisation du moteur associé. L'objectif principal est d'analyser et d'optimiser les performances de la tuyère à l'aide de simulations numériques et de comparer les résultats obtenus avec les prévisions théoriques. Nous utilisons le logiciel de dynamique des fluides ANSYS Fluent pour modéliser et simuler l'écoulement, en tenant compte des paramètres thermodynamiques et des caractéristiques géométriques spécifiques du moteur. En parallèle, nous discutons également de la réalisation pratique du moteur, incluant la fabrication et les ajustements nécessaires basés sur les résultats des simulations. Ce chapitre se concentre sur la méthodologie de simulation, les résultats obtenus et leur analyse, ainsi que sur les implications pratiques pour la conception et l'optimisation des systèmes de propulsion par tuyère.

### 4.2 Simulation de l'écoulement dans la tuyère

Après avoir déterminé les paramètres caractéristiques et les dimensions de notre moteur, nous simulons l'écoulement dans ce dernier afin de mettre en évidence ses performances. Pour ce faire, nous utiliserons le logiciel de CFD ANSYS Fluent.

L'élément le plus impactant à simuler est l'écoulement de la tuyère. Celui-ci fournira des informations très claires sur les performances du moteur. Nous avons utilisé les conditions de sortie de la chambre de combustion comme conditions d'entrée de la tuyère. Les conditions de sortie de la tuyère sont la pression atmosphérique et la température obtenue par NASA CEA (Chapitre 3).

### 4.2.1 Géométrie

Nous avons commencé par définir la géométrie 2D de la tuyère en utilisant ANSYS DesignModeler. La modélisation en 2D axi-symétrique permet de réduire considérablement le temps de calcul tout en présentant une bonne approximation à celle d'un modèle 3D. La géométrie est résumée dans le tableau 4.1.

TABLE 4.1 – Géométrie de la tuyère optimisée

|                      |                 |
|----------------------|-----------------|
| diamètre d'entrée    | 18,6 <i>mm</i>  |
| diamètre du col      | 9,3 <i>mm</i>   |
| diamètre de sortie   | 15,22 <i>mm</i> |
| angle de convergence | 45              |
| angle de divergence  | 15              |

### 4.2.2 Maillage

Pour un maillage de haute qualité, nous avons opté pour un maillage quadratique avec des options de dimensionnement des arêtes. Les divisions ont été déterminées en fonction des longueurs de ces dernières. Pour les arêtes verticales, nous avons mis en œuvre une division non uniforme, plus raffinée près de l'axe de révolution, en utilisant un facteur de bias de 10 pour améliorer la précision des résultats. Nous avons expérimenté trois maillages différents, tableau 4.2. Il a été montré que le maillage 1 donne de meilleurs résultats. Le maillage 1 est visualisé dans la figure 4.1

TABLE 4.2 – Nombre d'éléments pour les différents maillage

|            | Nombre d'éléments |
|------------|-------------------|
| Maillage 1 | 120600            |
| Maillage 2 | 31007             |
| Maillage 3 | 10920             |

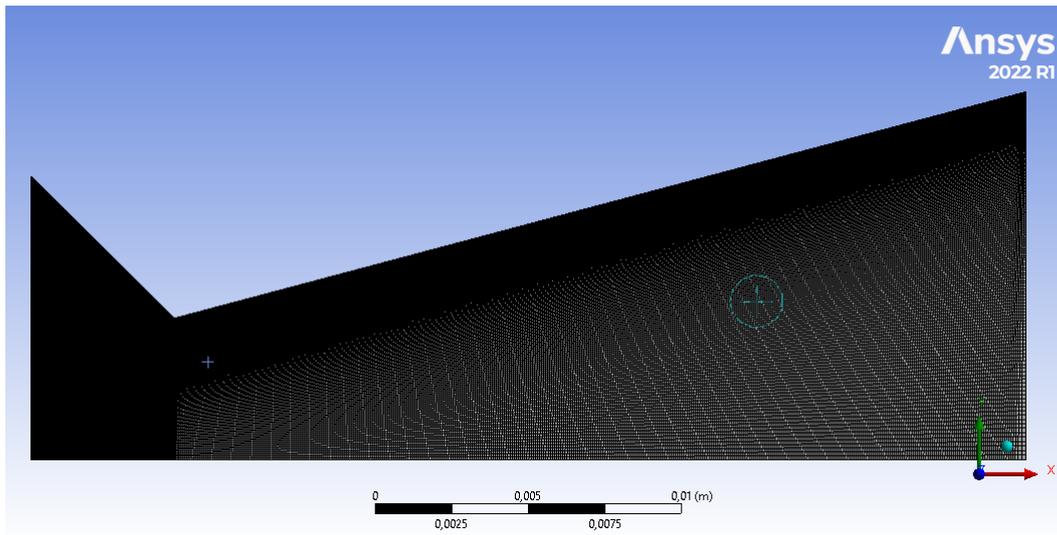


FIGURE 4.1 – Maillage de l'écoulement dans la tuyère

### 4.2.3 Configuration (Setup)

La configuration (Setup) s'agit de définir les paramètres du Solver tel que les conditions limites et la condition de convergence. Le tableau 4.3 montre les paramètres utilisés pour nos simulations.

TABLE 4.3 – Paramètres utilisés dans la configuration

|                       |   |  |
|-----------------------|---|--|
| General               | Type : A base de densité<br>Plan 2D axisymetrique<br>Ecoulement permanent   |  |
| Model                 | Energy : On<br>Turbulence model : $k - \omega$ SST  |  |
| Materials             | Fluid : gas_exhaust<br>Densité : Gaz idéal<br>$C_p = 3202,1 \text{ J/kg.K}$ "Constant"<br>Masse molaire : $M = 21.2g/mol$ " Constant" |  |
| Conditions au limites | Entrée  | Pression totale $P_0 = 50MPa$<br>Température totale $T_0 = 3245K$  |
|                       | Parois  | Sans glissement  |
|                       | Sortie  | Pression total $P_0 = 101325Pa$ (Condition opérationnel atmosphérique )<br>Température totale $T_0 = 1651 K$ |
| Solution              | Condition de convergence $< 10^{-7}$<br>Initiation hybride<br>Nombre d'itérations : 2000  |  |

#### 4.2.4 Résultats

Nous avons expérimenté deux configurations de la tuyère par rapport au nombre de Mach  $M = 3.027$  obtenu en utilisant NASA-CEA. Un rapport de section  $A/A_t$  est obtenue aussi pour un nombre de Mach  $M = 3.027$  à la sortie de la tuyère.

#### 4.2.5 Première configuration

Les résultats du champ de vitesse de la simulations de la première configuration est présenté dans la figure 4.2. Le champ de pression ainsi que celle de la température sont présentés dans les figures 1.1 1.2

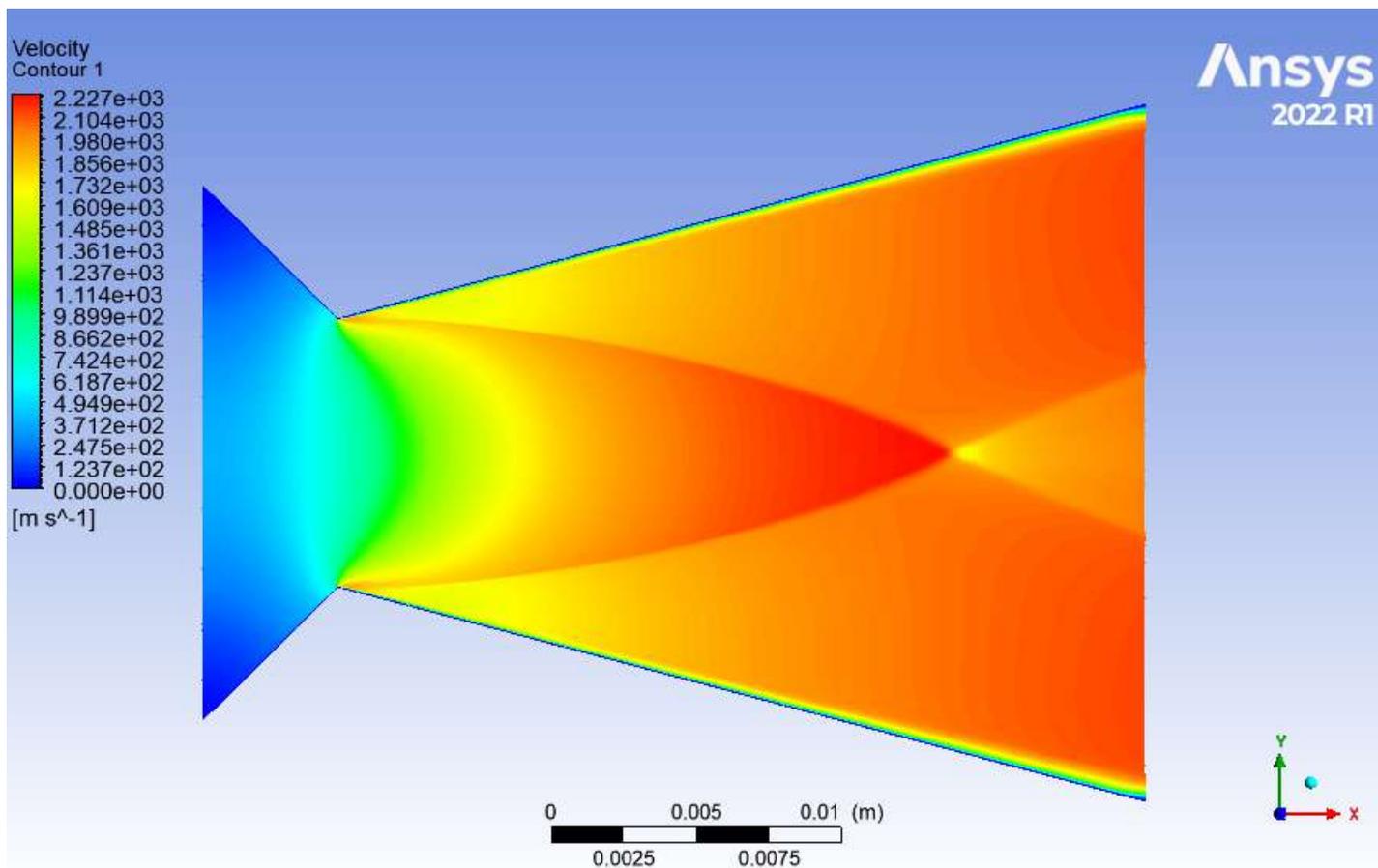


FIGURE 4.2 – Contour de la vitesse de l'écoulement dans la tuyère

Pour la première configuration, la pression de sortie est supérieure à la pression atmosphérique et la deuxième configuration, la pression a chuter en dessous de la pression atmosphérique, ce qui a conduit à l'apparition d'une onde de choc oblique à l'intérieur du divergent de la tuyère. Il est possible que les ondes de chocs sont la conséquence de la forme géométrique pointue au niveau du col.

L'intersection entre les arêtes du convergent et du divergent au niveau du col a amorcé des ondes de choc incidentes obliques qui se croisent à l'intérieur du diffuseur. Les contours de la vitesse, de la pression et de la température sont présentés pour les deux simulations. Les variations des paramètres caractéristiques de l'écoulement dans la tuyère sont présentes dans les figures 4.3 à 4.6

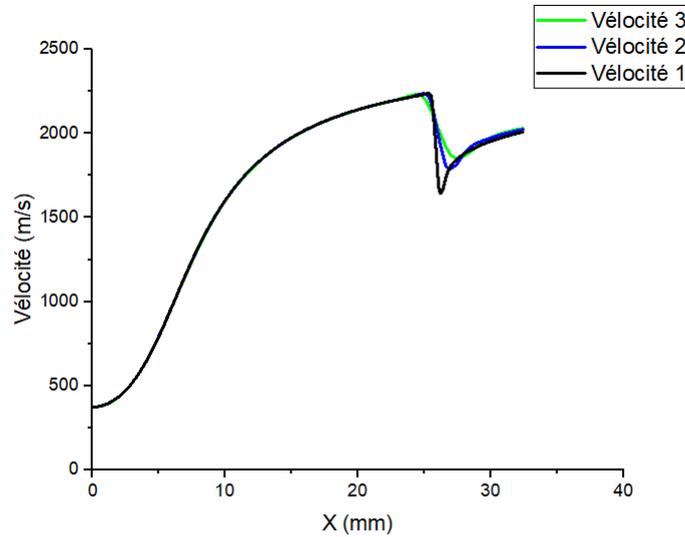


FIGURE 4.3 – Courbe de variation de la vitesse d'écoulement en fonction de la position dans la tuyère

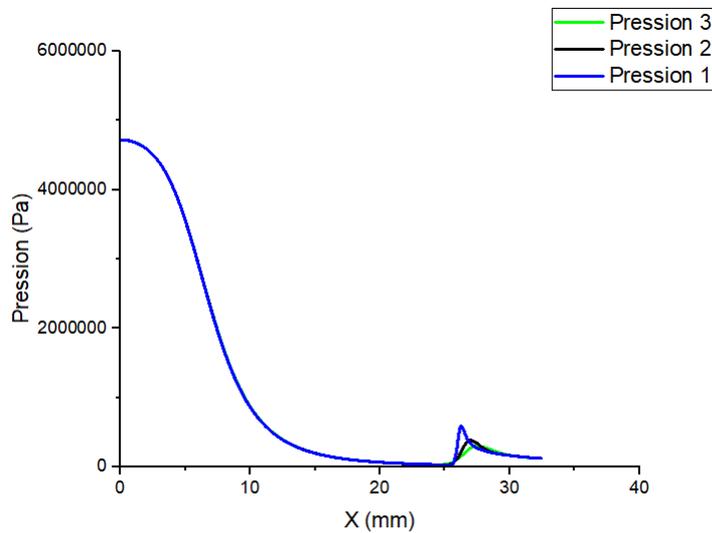


FIGURE 4.4 – Courbe de variation de la pression de l'écoulement en fonction de la position dans la tuyère

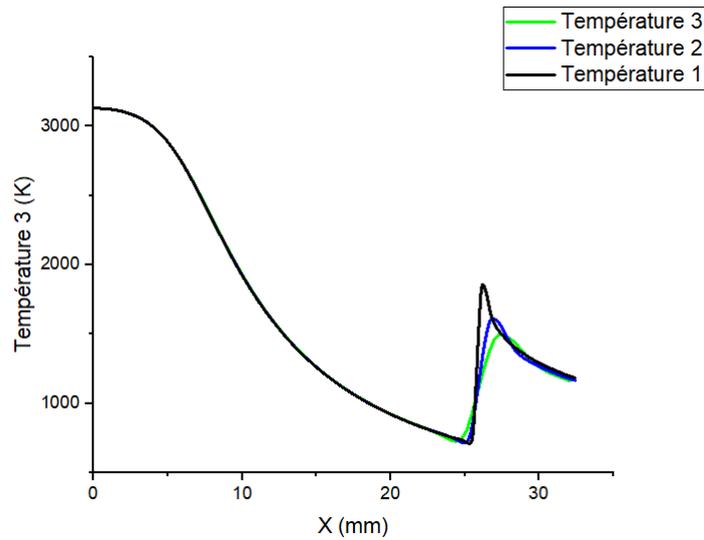


FIGURE 4.5 – Courbe de variation de la température de l'écoulement en fonction de la position dans la tuyère

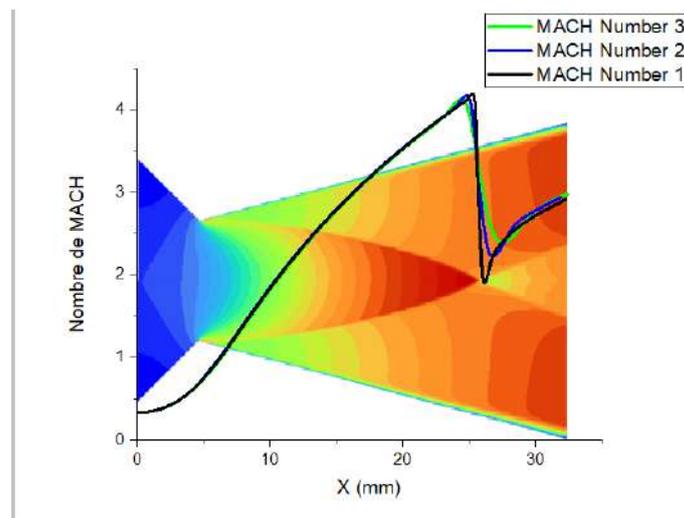


FIGURE 4.6 – Courbe de variation du nombre de Mach de l'écoulement en fonction de la position dans la tuyère au dessus du Champ de vitesse

On remarque bien dans la figure 4.4 qu'à  $X = 25$  mm, la pression est de 0.26 bar (inférieur à la pression atmosphérique), cette dernière a augmenté brusquement en aval de l'onde de choc, puis elle a continué à augmenter jusqu'à atteindre une valeur supérieur à la valeur atmosphérique. entraînant une diminution du nombre de Mach, passant de 4.18 en amont de l'onde de choc à 1.92 en aval, figure 4.6. Ensuite, le nombre de Mach augmente à nouveau dans le divergent de la tuyère pour atteindre une valeur de sortie de 2.91.

On observe aussi dans la figure 4.6 que le nombre de Mach au niveau du col ( $X = 4.8$  mm) est légèrement inférieur à l'unité. Le point où le nombre de Mach est égal à l'unité est décalé vers la droite jusqu'à  $X = 6.26$  mm.

Le tableau 4.4 résume les paramètres de sortie obtenus par simulations compa-

rées aux valeurs calculées dans le chapitre 3.

TABLE 4.4 – Comparaisons entre les paramètres de sortie de la tuyère calculés et simulés

| Parametre                 | Calculé | Simulation |
|---------------------------|---------|------------|
| Nombre de Mach            | 3,027   | 2,91       |
| Vitesse de sortie (m/s)   | 1743,7  | 2007,43    |
| Pression de sortie (bar)  | 1       | 1.2        |
| Temrerature de sortie (K) | 1651,7  | 1183       |

L'erreur relative pour le nombre de Mach est de 4%, ce qui est une valeur acceptable pour ce type de simulation. Cela indique que la conception est adéquate avec les calculs théoriques effectués[16].

#### 4.2.6 Simulation du jet

Pour visualiser l'écoulement à l'extérieur de la tuyère, une simulation a été effectuée dans un domaine de calcul allant jusqu'à 100 mm de longueur et 52 mm de rayon. Les conditions aux limites sont les mêmes que celles de la première configuration vues précédemment, mais l'emplacement de la sortie a été déplacé vers l'extrémité droite. Le maillage choisi comprend 69 876 éléments. Le maillage ainsi que la géométrie sont montrés dans la figure 4.7. La figure 4.8 Montre le contour de vitesse du jet.

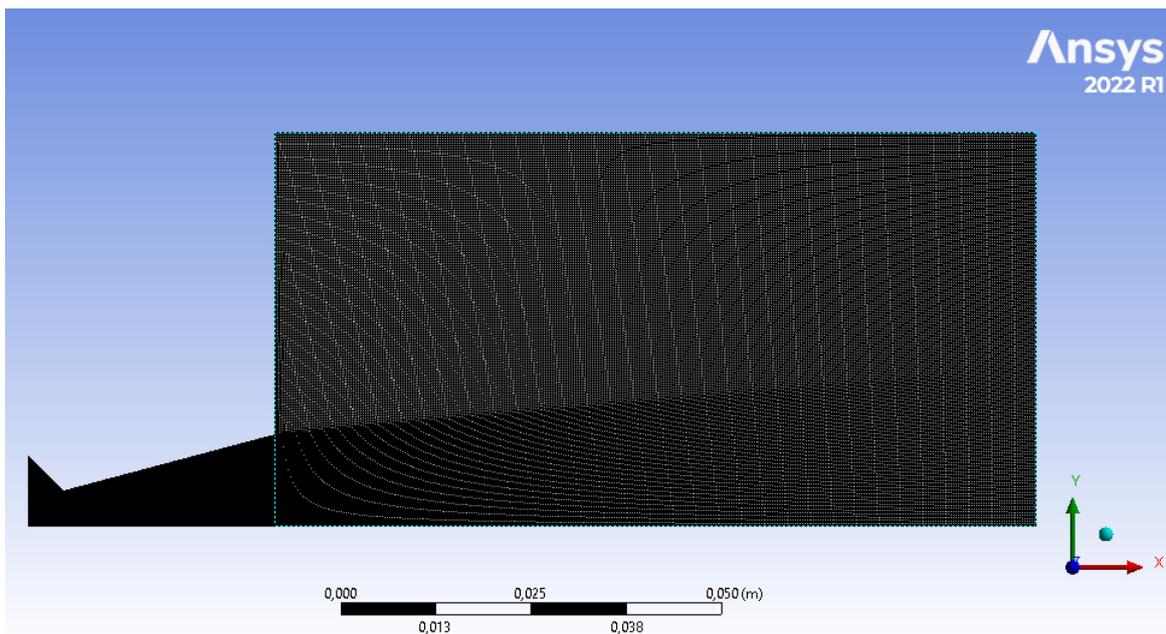


FIGURE 4.7 – Maillage du Jet sortant de la tuyère

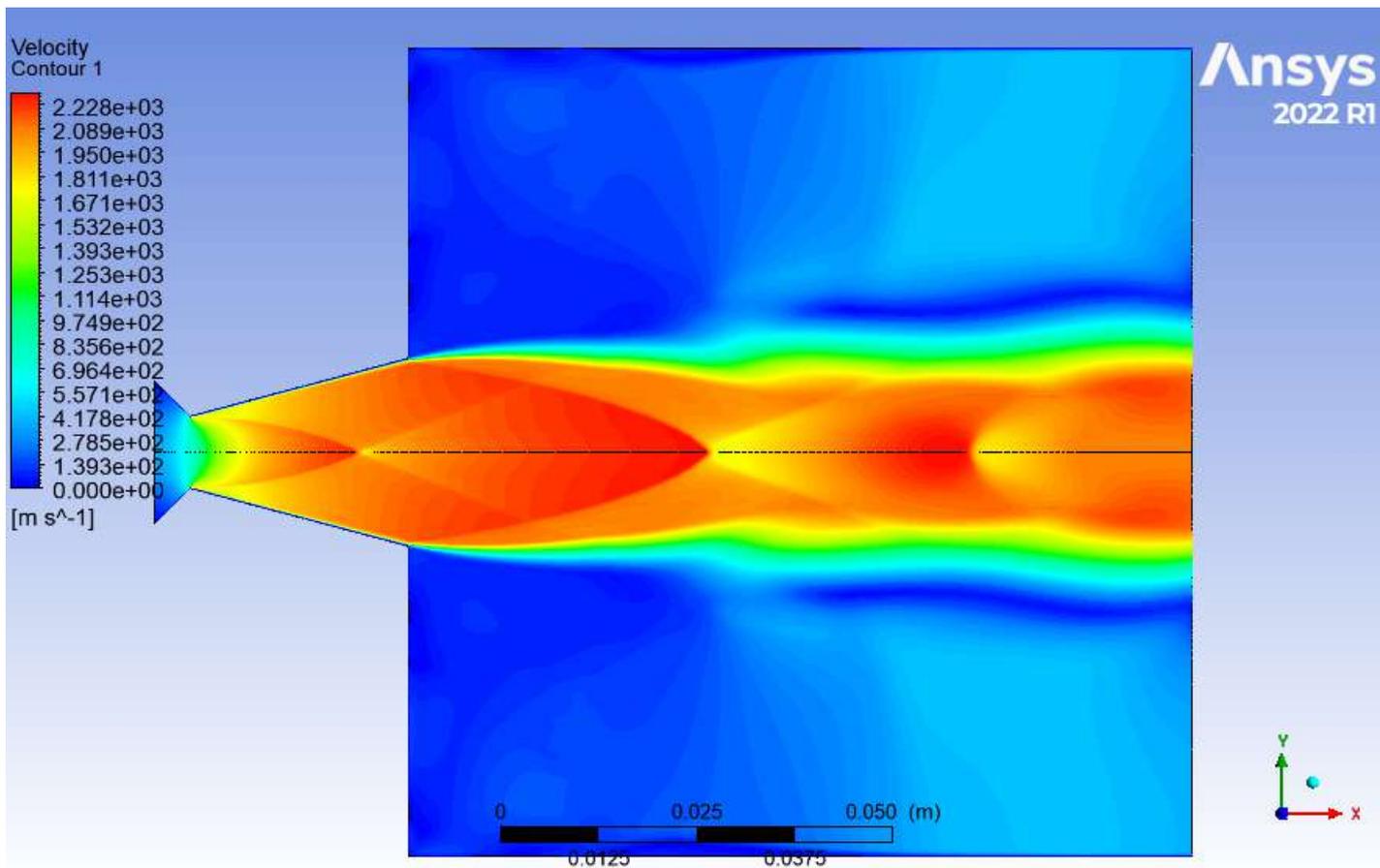


FIGURE 4.8 – Contour de vitesse du jet

On remarque l'absence de retour d'écoulement ainsi qu'une expansion du jet à la sortie de la tuyère, ce qui indique que la tuyère a été dimensionnée de manière adéquate.

#### 4.2.7 Simulation des dimensions réelles

Comme mentionné dans la partie réalisation, le diamètre du col (10 mm) a été réalisé légèrement supérieur au diamètre de conception (9.3 mm). Nous avons tracé sur la figure 4.9 les courbes de vitesse pour les diamètres afin de visualiser l'écart dans les performances.

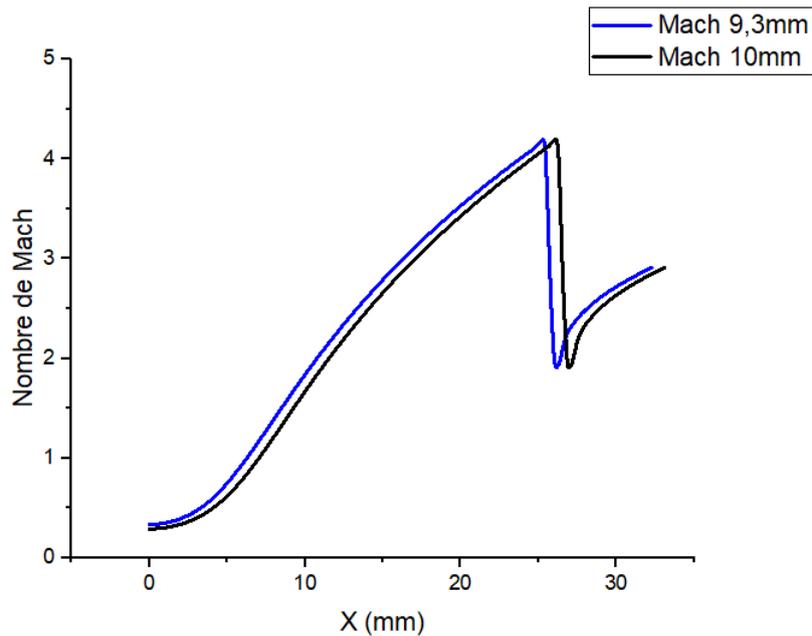


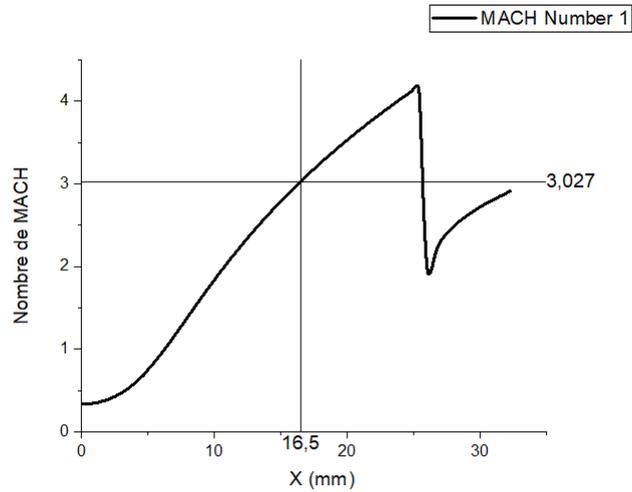
FIGURE 4.9 – Courbe du nombre de Mach pour une tuyère à col de diamètre de 9,3 mm et d'une tuyère à col de diamètre de 10 mm

Cet écart de diamètre n'affecte pas les performances de la tuyère.

### 4.3 Deuxième configuration

L'apparition d'une onde de choc à l'intérieur du divergent de la tuyère engendre une instabilité de l'écoulement. Cette dernière est caractérisée par des variations significatives des paramètres de l'écoulement, susceptibles de provoquer la destruction de la tuyère.

Pour éviter l'apparition de l'onde de choc dans le divergent, nous avons opté pour la diminution de la longueur de la tuyère. Une droite verticale au nombre de Mach égal à 3.027 est tracée sur le graphe de la figure 4.10. A partir de la fonction  $M = f(X)$  la longueur de la tuyère est déterminée. Nous avons simulé l'écoulement dans cette nouvelle géométrie et les résultats sont données dans les figures 4.11 et 4.12

FIGURE 4.10 – Courbe du nombre de mach montrant le point d'intersection pour  $M = 3.027$ 

Le tableau 4.5 résume les dimensions de la deuxième configuration conclues de la simulation.

TABLE 4.5 – Géométrie de la tuyère

|                      |          |
|----------------------|----------|
| diamètre d'entrée    | 18,6 mm  |
| diamètre du col      | 9,3 mm   |
| diamètre de sortie   | 24,18 mm |
| angle de convergence | 45       |
| angle de divergence  | 15       |

Les figures ci-dessous montrent les graphes restants de pression, vitesse et de température en fonction de la position dans la tuyère.

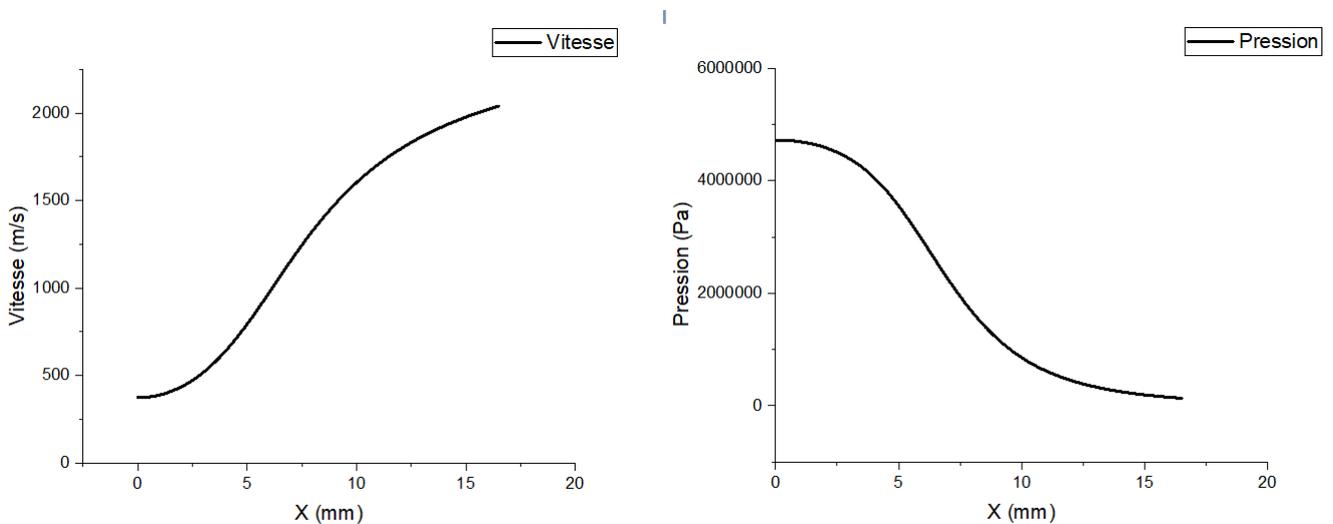


FIGURE 4.11 – Courbe Vitesse et pression pour la tuyère optimisée

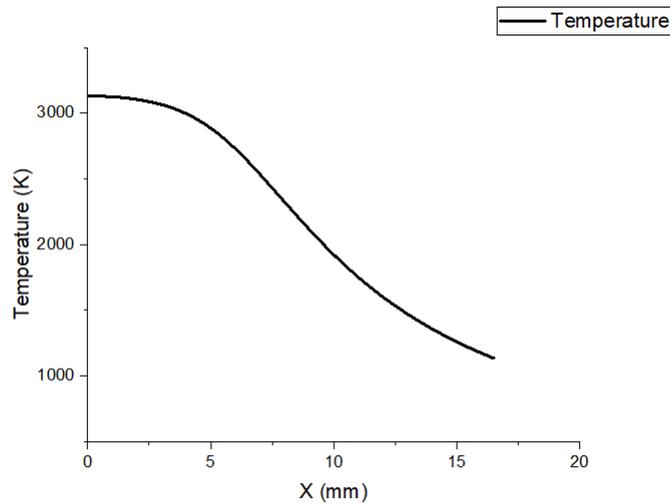


FIGURE 4.12 – Courbe de température pour la tuyère optimisée

Les paramètres de sortie sont résumés dans le tableau 4.6

TABLE 4.6 – Comparaisons entre les paramètres de sorties de la tuyère optimisée calculés et simulés

| Paramètre                 | Calculé | Simulation |
|---------------------------|---------|------------|
| Nombre de Mach            | 3,027   | 3,016      |
| Vitesse de sortie (m/s)   | 1743,7  | 2037       |
| Pression de sortie (bar)  | 1       | 1,34       |
| Température de sortie (K) | 1651,7  | 1134       |

Nous en déduisons à partir de la nouvelle géométrie que les performances du moteur sont similaires à celles de la géométrie de la première configuration sans intersection d'ondes de choc incidentes dans le divergent.

## Remarque

Suite au fait que la géométrie au niveau du col s'est caractérisé par une arête bien marquée due à l'intersection du convergent et du divergent, cette dernière génère une onde de choc incidente oblique qui se propage à l'intérieur du divergent conduisant par conséquent à des points singuliers. Nous avons à cet effet corrigé cette anomalie par l'arrondissement de la section au niveau du col puis nous avons mené une série de simulations pour décrire l'écoulement à l'intérieur de la tuyère. Les résultats sont présentés dans les figures 1.3 1.4 1.5 1.6 1.7 dans l'annexe.

On remarque bien que l'écoulement est uniforme et sans onde de choc obtenue dans le divergent de la tuyère moyennant une courbure au niveau du col d'un

rayon de d'environ  $10\text{mm}$ .

La géométrie finale de la tuyère à concevoir est celle qui correspond à un courbure du col avec un rayon de  $10\text{mm}$ . Cette géométrie produit une augmentation du nombre de Mach de sortie de conception ( $M = 3$ ). L'écoulement est uniforme et sans chute de vitesse due à l'onde de choc, figure 4.13

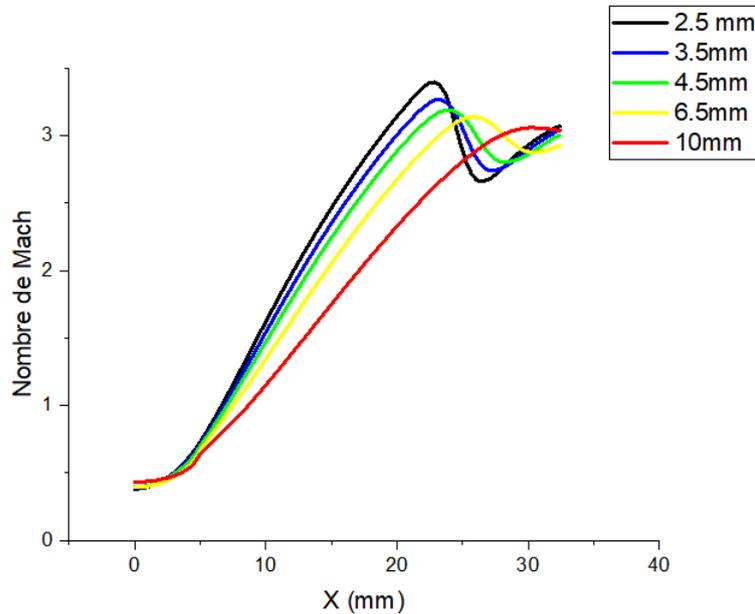


FIGURE 4.13 – Variations de nombre de Mach dans la tuyère avec différents rayons de courbure du col

## 4.4 Réalisation du grain

Grâce aux propriétés de la paraffine, qui possède une température de fusion relativement basse et une excellente coulabilité, il est possible de fabriquer le grain de carburant par moulage. La production et la mise en forme du carburant doivent suivre plusieurs étapes principales :

- Préparation des poudres
- Fabrication et préparation du moule
- Coulée et démoulage

### 4.4.1 Préparation des poudres

#### 4.4.1.1 Poudre d'aluminium

Après plusieurs mois de recherche de cette poudre sur le marché algérien, nous avons conclu qu'elle y est inexistante. Plusieurs fournisseurs algériens (SO-DIPLAB, ALDRICHLAB, HIDHAB CHIMIE, SELMANI-MED-EL-AMINE,

etc.) ont été contactés pour nous procurer cette substance. Cependant, l'acquisition de cette poudre s'avère être une tâche complexe et difficile. Néanmoins, l'un de ces fournisseurs (SODIPLAB) a pu nous fournir une petite quantité de poudre d'alliage d'aluminium et de bronze, figure 4.14a, dont la composition chimique est représenté dans le tableau 4.7. Une autre idée était de récupérer les chutes des entreprises usinant l'aluminium. Nous nous sommes alors tournés vers ALUNION, une entreprise fabriquant des radiateurs à partir d'un alliage d'aluminium, où nous avons récupéré une quantité de poussières de polissage, figure 4.14b, sa composition chimique est représentée dans le tableau 4.8. Le problème avec ces dernières est qu'elles étaient contaminées par des particules de papier de polissage.

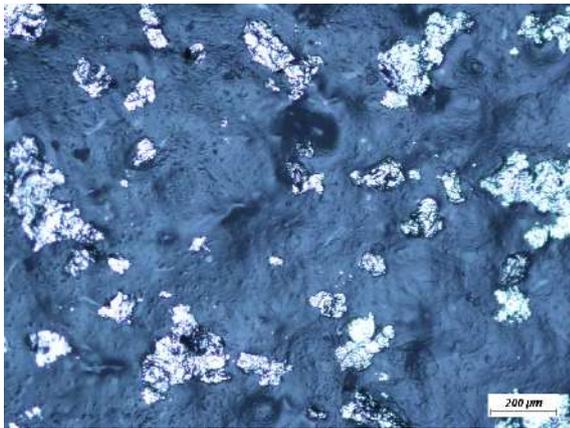
L'inconvénient de ces deux types de poudres, en plus de la forme des particules qui était loin d'être sphérique, est que ces alliages d'aluminium ont des performances inférieures à celles de la poudre pure.

TABLE 4.7 – Composition chimique et taille des particules de la poudre de SODIPLAB

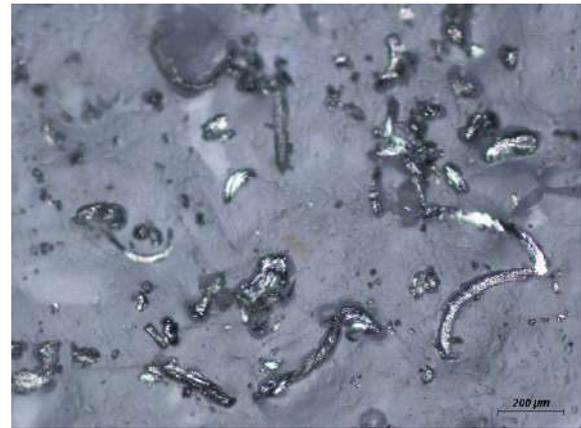
| Élément                             | Teneur (%) | Taille moyenne des particules |
|-------------------------------------|------------|-------------------------------|
| <i>Al</i>                           | 90         | $\sim 200 \mu m$              |
| <i>Métaux lourds (y compris Pb)</i> | 0.03       |                               |
| <i>Fe</i>                           | 0.5        |                               |
| <i>As</i>                           | 0.0005     |                               |
| <i>Graisse</i>                      | 1          |                               |

TABLE 4.8 – Composition chimique et taille des particules de la poudre d'ALUNION

| Élément   | Teneur (%) | Taille moyenne des particules |
|-----------|------------|-------------------------------|
| <i>Al</i> | 84         | ~400 $\mu m$                  |
| <i>Si</i> | 10.34      |                               |
| <i>Fe</i> | 0.966      |                               |
| <i>Cu</i> | 2.15       |                               |
| <i>Mn</i> | 0.185      |                               |
| <i>Mg</i> | 0.041      |                               |
| <i>Ni</i> | 0.269      |                               |
| <i>Zn</i> | 1.852      |                               |
| <i>Ti</i> | 0.037      |                               |
| <i>Pb</i> | 0.165      |                               |



(a) Poudre de SODIPLAB



(b) Poudre d'ALUNION

FIGURE 4.14 – Poudres d'ALUNION et de SODIPLAB sous microscope optique

Nous avons alors décidé de fabriquer notre propre poudre d'aluminium à partir du papier aluminium couramment utilisé, car celui-ci contient plus de 99 % d'aluminium et est relativement peu coûteux. Pour transformer le papier aluminium en poudre, nous avons besoin d'un broyeur à boulets. Ce type de broyeur réduit la matière en petites particules en utilisant des forces de frottement, d'écrasement et de percussion. Cependant, nous n'avons pas eu accès à cet équipement immédiatement. Au début, nous avons donc fabriqué notre propre broyeur à boulets, figure 4.15, ce qui nous a permis de réduire le papier aluminium en particules d'environ 250 microns.



(a) Le broyeur fabriqué



(b) Récipient du broyeur

FIGURE 4.15 – Le broyeur fabriqué et son récipient

Ensuite, nous avons eu accès à la pulverisette du département de génie minier, que nous avons utilisée pour réduire la poudre initiale à une taille moyenne de 40 microns. Obtenir une poudre encore plus fine est presque impossible, car les particules de petite taille (environ 20 microns) fusionnent et coalescent sous l'effet de la chaleur générée par le frottement des billes contre les parois du récipient et entre elles.

Les paramètres de broyage utilisés sont résumés dans le tableau 4.9

TABLE 4.9 – Paramètre de broyage

| Paramètre           | Valeur                           |
|---------------------|----------------------------------|
| Vitesse de rotation | 200 tr/min                       |
| Temps de broyage    | 20min                            |
| temps de repos      | 10min                            |
| Cycle complet       | 30min                            |
| Nombre de cycles    | 6 cycles (3 heures)              |
| Masse de billes     | $\frac{2}{3}$ de la masse totale |
| Masse de la charge  | $\frac{1}{3}$ de la masse totale |

Une fois le broyage terminé, pour récupérer la poudre finale on a fait un tamisage de 15 min en utilisant la série de tamis montrée dans le tableau 4.10.

TABLE 4.10 – Série de tamisage

| Facteur de séparation : $\sqrt{2}$ |                |   |
|------------------------------------|----------------|---|
| Tamis (ouverture en microns)       | Disponibilité  | Tamis remplaçant (ouverture en microns) |
| 200                                | Disponible     |   |
| 141                                | Non disponible | 125                                     |
| 100                                | Disponible     |   |
| 71                                 | Disponible     |   |
| 50                                 | Disponible     |   |
| 35                                 | Non Disponible | 40                                      |
| 25                                 | Disponible     |   |

Les refus majoritaires des tamis 25 et 40 ainsi que le contenu de l'assiette ont été récupérés.

La pulverisette utilisée et la poudre d'aluminium broyée sont représentées dans les figures 4.16a et 4.16b

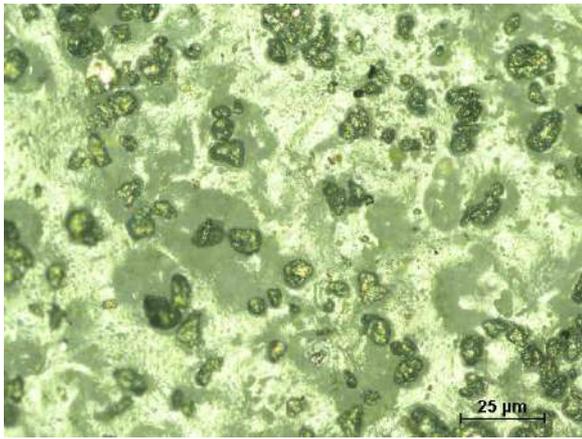


(a) Pulverisette

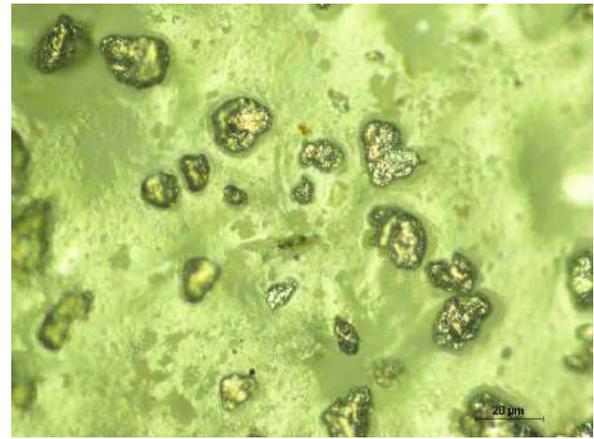


(b) Poudre d'aluminium broyée

La poudre finale, figure 4.17, possède une forme irrégulière mais plus sphérique que les autres poudres que nous possédons.



(a) Grossissement x50



(b) Grossissement x100

FIGURE 4.17 – Poudre d'aluminium broyée

#### 4.4.1.2 Poudre de graphite (Carbon Black)

Le graphite est relativement rare en Algérie en raison de son utilisation limitée et des préoccupations liées à la sécurité. Pour cette raison, nous nous sommes tournés vers une des rares entreprises capables d'importer du graphite et de l'utiliser pour la fabrication des moules d'outils de forage : ENSP ALDIM, qui a accepté de nous aider dans notre projet. L'idée était de récupérer les poussières issues de l'usinage des poutres de graphite, figure 4.18a, puis de les purifier pour obtenir une poudre fine de carbon black pur.

Parfois, des pièces en acier sont usinées sur le même tour que celui utilisé pour l'usinage du graphite, ce qui entraîne la contamination de la poussière de graphite par des copeaux d'acier, figure 4.18b. Il est donc nécessaire d'éliminer ces copeaux pour obtenir une poudre de graphite pure. L'idée est d'utiliser un aimant pour enlever les gros copeaux, car tous les aciers utilisés par ALDIM sont ferromagnétiques. Pour les micro-copeaux, le tamisage les séparera automatiquement de la poudre fine de carbone noir.



(a) Poutre de graphite



(b) Poudre de CB non tamisée

Pour le tamisage, nous avons utilisé la même série de tamis que celle employée pour la poudre d'aluminium et nous avons récupéré les refus des tamis de 40 et 25 microns ainsi que le contenu de l'assiette.

#### 4.4.2 Fabrication et préparation du moule

La mise en forme du carburant exige un moule qui correspond non seulement à sa forme géométrique, mais aussi aux conditions spécifiques de moulage.

Avant de concevoir le moule définitif, il a été décidé de réaliser quelques essais de coulée afin d'identifier les éventuelles difficultés.

Pendant la coulée nous avons remarqué l'apparition de plusieurs problèmes :

1. **le premier problème** la formation d'un cratère à la fin de la solidification

Ce problème est dû à la Contraction de la paraffine lors du refroidissement

*Solution potentielle* : Verser une petite quantité de paraffine pour remplir le cratère à la fin de la solidification.

2. **le deuxième problème** la difficulté de retirer la paraffine du moule (Dé-moulage)

*Solution potentielle* : Utiliser du papier sulfurisé pour couvrir l'intérieur du moule, ce qui facilite le retrait de la paraffine à la fin de la solidification.

3. **le troisième problème** la précipitation des particules à la fin de la solidification

Ceci est dû à la faible viscosité de la paraffine liquide ce qui empêche les petites particules de rester en suspension pendant longtemps et cause la précipitation de ces dernières ce qui donne un grain non homogène.

(A) *Première solution potentielle* : Augmenter la viscosité/ la densité de la paraffine, ceci peut être fait en ajoutant des additifs comme le vybar mais on exclut cette solution car on ne veut pas modifier la composition de notre combustible, ou en utilisant des particules très fines pour avoir un mélange plus homogène car les petites particules peuvent rester en suspension plus longtemps.

(B) *Deuxième solution potentielle* : faire la coulée couche par couche, le problème de cette solution est que ça prend beaucoup de temps (on peut accélérer le procédé en refroidissant le moule entre les coulées successives).

(C) *Troisième solution potentielle* : faire la coulée centrifuge, Ceci nécessite l'utilisation d'un moule rotatif. ce qui permet de mélanger la paraffine durant la solidification ce qui nous donne à la fin une solidification couche par couche suivant la direction axiale du cylindre.

La solidification de la paraffine après ajout des additifs dans différentes conditions de refroidissement est représenté dans la figure 4.19.

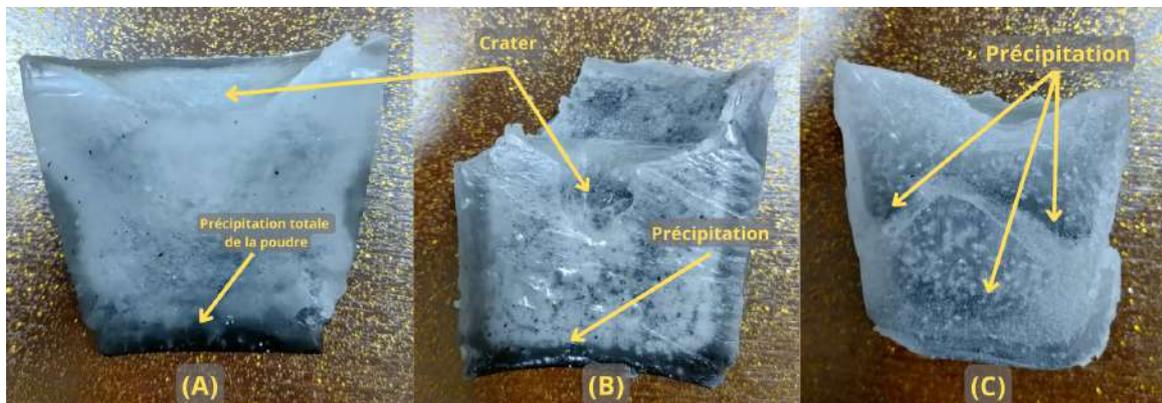


FIGURE 4.19 – Solidification de la paraffine dans différentes conditions de refroidissement

(A) La solidification de la paraffine liquide, lorsqu'elle est laissée refroidir librement à température ambiante, peut prendre plusieurs heures. Ce processus ne donne pas un résultat acceptable, car toutes les particules se précipitent au fond du moule, rendant le mélange non homogène.

(B) La solidification de la paraffine liquide dans un bain glacé avec remuage permet à la couche externe en contact direct avec l'eau glacée de se solidifier très rapidement, en quelques minutes. Cependant, le cœur prend plus d'une heure pour se solidifier complètement. Le résultat final est un produit relativement homogène : la partie en contact avec les parois du moule est très homogène,

mais le cœur présente une texture moins uniforme avec de nombreux défauts sous forme de bulles de gaz, causés par le remuage.

(C) La solidification d'une couche de quelques millimètres de paraffine liquide, lorsqu'elle est placée dans un réfrigérateur, prend de 2 à 3 minutes pour former une couche suffisamment solide pour en supporter une deuxième. Cependant, des difficultés surviennent lorsqu'on essaie de fabriquer un long cylindre de paraffine. Par exemple, si une couche de 3 mm met 3 minutes à se solidifier, il faudrait 84 coulées pour obtenir une longueur de 25 cm, ce qui pourrait prendre jusqu'à 4 heures de travail. De plus, si la couche est trop épaisse, les particules risquent de se précipiter.

Nous avons décidé de combiner les trois solutions pour résoudre le problème de la précipitation des poudres. L'idée est d'utiliser des poudres fines (40 microns) pour préparer le mélange, qui sera ensuite coulé dans un moule rotatif équipé d'un système de refroidissement pour accélérer la solidification.

#### 4.4.2.1 Conception du moule

Le grain du carburant est sous forme d'un cylindre creux avec les dimensions illustrées dans la figure 4.20

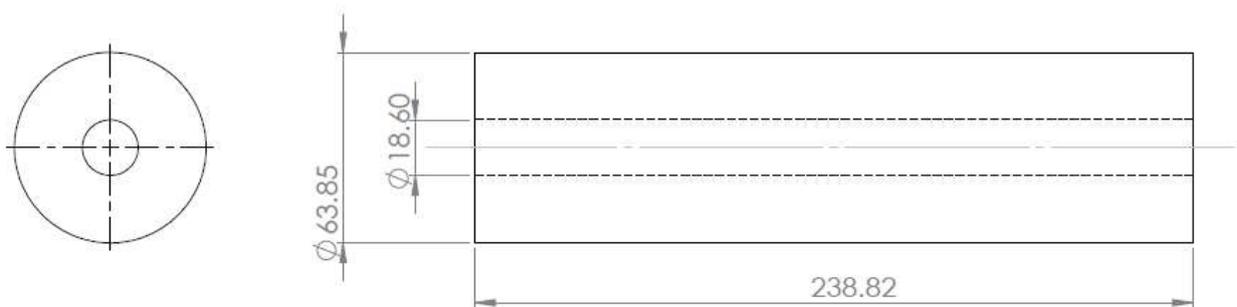


FIGURE 4.20 – Plan du grain

Pour le mécanisme rotatif, nous avons choisi d'utiliser l'un des tours disponibles au département mécanique. Le moule a donc été adapté à ce mécanisme.

- **Chambre de refroidissement** : Nous avons intégré le système de refroidissement directement dans le moule pour simplifier la conception et réduire les coûts ainsi que le temps nécessaires à la réalisation du grain. Ce système consiste en une chambre secondaire remplie de liquide de refroidissement ou de glace autour du moule du grain, permettant ainsi d'absorber rapidement la chaleur du carburant liquide et de le refroidir efficacement.

- **Corps** : Le moule est constitué de deux parties symétriques. Pour assurer le centrage et le serrage de ces deux parties, un mécanisme simple de centrage a été introduit. La paroi entre la chambre principale du carburant et la chambre de refroidissement est très mince afin de garantir un bon flux thermique entre les deux chambres.
- **Bouchon** : Le bouchon sert à serrer le haut des deux parties du moule ensemble ainsi que pour la fermeture de ce dernier. Un filetage a été réalisé pour garantir l'étanchéité du moule et un bon serrage du bouchon. Une pièce métallique fixée au centre de la partie extérieure du bouchon sert de point de contact entre le mécanisme de centrage du tour et le moule, assurant ainsi un bon centrage du moule et une protection contre l'usure et l'échauffement de ce point de contact.
- **Axe** : Un noyau cylindrique creux pénètre la base du moule d'une part pour garantir que les deux parties du moule soient en contact sans vide, et le bouchon d'autre part pour assurer la coaxialité.
- **Extension** : l'extension du moule est une pièce pleine rigide qui sert comme base pour le serrage des mors du tour et à assurer le bon serrage du bas des deux parties du moule.

#### 4.4.2.2 Fabrication

Le moule sera en contact avec de la cire fondue à environ 50°C, une température relativement basse, et il comporte plusieurs pièces complexes. L'impression 3D est la meilleure méthode de fabrication pour ce type de pièces dans ces conditions. En ce qui concerne le matériau à utiliser, on avait deux options : l'ABS et le PLA.

**PLA (Acide Polylactique)** : est un polyester thermoplastique dérivé de ressources renouvelables comme l'amidon de maïs ou la canne à sucre. Il est devenu populaire dans l'impression 3D en raison de sa facilité d'utilisation et de ses caractéristiques respectueuses de l'environnement.

Le PLA a une température d'extrusion plus basse comparée à de nombreux autres matériaux d'impression 3D, généralement autour de 200-220°C, ce qui le rend adapté aux imprimantes 3D de loisir et à bas coût. De plus, il présente un minimum de déformation pendant le processus d'impression, même sans lit d'impression chauffant, ce qui se traduit par des taux de réussite d'impression élevés.

En termes de propriétés mécaniques, le PLA possède une bonne résistance à la traction mais manque de flexibilité, ce qui le rend fragile sous contrainte. Cela signifie que ce matériau est rarement utilisé pour des applications fonctionnelles

nécessitant des pièces capables de supporter des charges ou des contraintes. Le PLA n'est pas non plus réputé pour sa résistance chimique : il est soluble lorsqu'il est exposé à des solvants tels que l'acétate d'éthyle. Cependant, la propriété d'intérêt dans ce contexte est sa résistance à la température. Bien que la faible résistance à la température du PLA puisse sembler un inconvénient, elle est parfaitement adaptée à certains cas d'utilisation, en particulier ceux qui n'impliquent pas d'exposition à des températures élevées.

**L'ABS (Acrylonitrile Butadiène Styrène)** : est l'un des matériaux les plus populaires pour l'impression 3D par FDM. Ce polymère thermoplastique, dérivé du pétrole, est réputé pour sa robustesse et sa résistance à haute température.

L'ABS a une température de transition vitreuse d'environ 105°C, bien plus élevée que celle du PLA. Cette température de transition supérieure permet aux pièces en ABS de résister à des températures plus élevées avant de commencer à se déformer. Cela en fait un choix privilégié pour des applications où les objets imprimés pourraient être exposés à des températures élevées ou à la lumière directe du soleil, comme les pièces automobiles ou les outils extérieurs.

En raison de sa résistance thermique, l'ABS nécessite une température d'impression plus élevée que le PLA. Il commence à fondre autour de 220°C (bien que ce matériau amorphe n'ait pas de point de fusion précis) et bénéficie d'un lit d'impression chauffé. La température plus élevée requise pour imprimer l'ABS, ainsi que le besoin d'un lit chauffant, rendent ce matériau moins facile à imprimer que le PLA.

La résistance thermique supérieure de l'ABS entraîne d'autres considérations. Les pièces en ABS ont tendance à se déformer pendant le processus de refroidissement en raison de la différence significative de contraction entre le matériau à haute température et à température ambiante. Cette déformation peut entraîner des défauts d'impression si elle n'est pas correctement gérée. De plus, l'ABS émet des fumées potentiellement dangereuses lors de l'impression, nécessitant une ventilation ou une filtration de l'air adéquate.

En somme, l'ABS offre une meilleure résistance à la température que le PLA, mais comporte des inconvénients tels que le risque accru de déformation et la nécessité d'un espace de travail bien ventilé. Ces facteurs, ainsi que les exigences spécifiques d'un projet, influencent le choix du matériau pour l'impression 3D.

L'ABS nécessite l'utilisation d'une imprimante 3D avec une enceinte fermée. Au fablab, L'imprimante ZORTRAX M300 Dual serait idéale pour cette application, mais elle rencontre de nombreux problèmes techniques que nous n'avons pas pu résoudre faute de pièces de rechange.

Nous avons donc opté pour le PLA, également adapté à notre cas. Nous avons utilisé l'imprimante Creality Ender 3, figure 4.21, pour imprimer le moule. Plusieurs tentatives d'impression du moule complet ont échoué en raison du long temps d'impression et de l'instabilité de l'alimentation électrique au fablab. L'impression a été arrêtée à plusieurs reprises sans possibilité de reprendre ou nous sommes arrêtés, on devait recommencer de nouveau à chaque fois. Pour résoudre ce problème, nous avons décidé de réaliser un demi-moule, puis de produire deux demi-grains au lieu d'un seul long grain.



FIGURE 4.21 – L'imprimante 3D utilisée

La procédure se déroule en plusieurs étapes :

1. Conception sur un logiciel CAO.
2. Importation du fichier sous forme STL dans un logiciel trancheur (CURA dans notre cas).
3. Choix des paramètres d'impression avec soin (qualité d'impression, densité, type de filament, température du filament, température du lit, type de support, etc.).
4. Exportation du fichier au format GCODE dans l'imprimante 3D.
5. Préparation de l'imprimante (calibrage, nettoyage, montage du filament, etc.).
6. Lancement de l'impression.
7. Une fois l'impression terminée, retrait de la pièce et finition (polissage de la pièce, retrait des supports, résidus ou défauts d'impression).

Les différentes parties imprimées du moule sont montrées dans la figure 4.33



FIGURE 4.22 – Demi moule (dos)

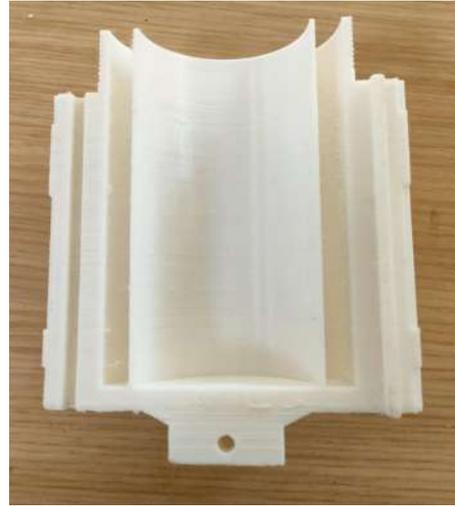


FIGURE 4.23 – Demi moule (face)



FIGURE 4.24 – Bouchon (face interne)



FIGURE 4.25 – Bouchon (face externe)



FIGURE 4.26 – Extension du moule

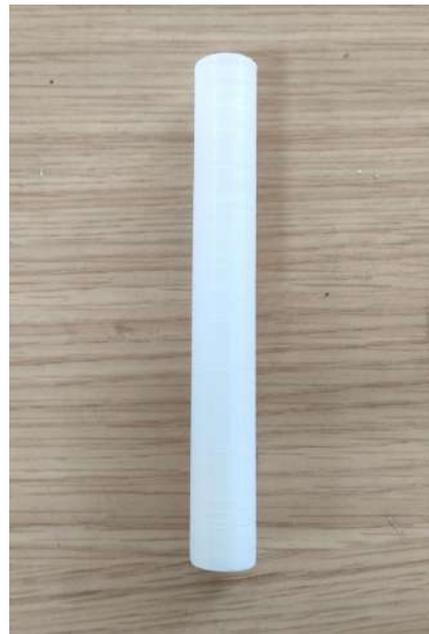


FIGURE 4.27 – Axe du moule (noyau)

FIGURE 4.28 – Les différentes parties du moule

#### 4.4.2.3 Assemblage

Avant d'assembler les pièces, nous avons poli les surfaces de contact des deux parties du moule avec du papier abrasif 100 et 320 pour obtenir une surface suffisamment lisse. En utilisant le mécanisme de centrage et en appliquant une légère pression sur les extrémités des deux parties, celles-ci ont été serrées ensemble comme montré dans la figure 4.29. Ensuite, nous avons inséré l'axe et fermé le bouchon, figures 4.30 et 4.31. Pour l'extension, nous avons utilisé une vis, des rondelles, et un écrou pour fixer l'ensemble de la figure 4.32.

Pour assurer l'étanchéité des deux chambres et éviter toute fuite, nous avons utilisé du silicone étanche pour coller les deux parties du moule, figure 4.34. Cette méthode s'est avérée très efficace : après avoir testé l'étanchéité du moule avec de l'eau, aucune fuite n'a été détectée.



FIGURE 4.34 – Application du silicone étanche

Pour éviter l'adhésion du carburant au moule et faciliter le démoulage, nous avons décidé d'utiliser du papier sulfurisé, qui s'est avéré extrêmement efficace pour cette application. La base du moule a été recouverte d'une première couche de papier sulfurisé, remontant légèrement le long du cylindre. Ensuite, nous avons appliqué une deuxième couche pour couvrir les parois du cylindre, suivie d'une autre couche sur la base. Cette précaution vise à prévenir toute fuite à la base du cylindre, car une fuite pourrait coller les deux parties du moule et rendre le démoulage presque impossible sans endommager le moule. Une autre couche de papier sulfurisé a été appliquée sur l'axe central du moule et trois couches à l'intérieur du bouchon, comme on peut le voir sur la figure 4.35. En effet, si le carburant fuit au niveau du filetage, l'ouverture du moule deviendrait extrêmement difficile. Nous avons utilisé de la colle blanche comme fixateur.



FIGURE 4.29 – Moule assemblé



FIGURE 4.30 – Introduction de l'axe dans le moule



FIGURE 4.31 – Fermeture du moule



FIGURE 4.32 – Ajout de l'extension

FIGURE 4.33 – Étapes d'assemblage du moule



FIGURE 4.35 – Application du papier sulfurisé pour faciliter le démoulage

Pour assurer le bon serrage et l'étanchéité entre le corps du moule et le bouchon nous avons utilisé un ruban de téflon, figure 4.36.



FIGURE 4.36 – Application du ruban Téflon sur le filetage du moule

### 4.4.3 Coulée et démoulage

#### 4.4.3.1 Calcul et pesée des masses

Après la préparation du moule, nous avons procédé au calcul et à la pesée des quantités nécessaires de matière première pour le carburant. Nous avons utilisé la formule suivante pour déterminer les masses :

$$m_X = X_X \times m_{carb} \quad (4.1)$$

où

$m_X$  : La masse de l'élément constituant du carburant

$X_X$  : La fraction massique de l'élément

Le moule produit un demi-grain légèrement plus long que le grain réel, ce qui offre une marge pour corriger les éventuels défauts pouvant apparaître à la base du grain.

Les résultats sont résumés dans le tableau suivant :

TABLE 4.11 – Les masses des constituants du carburant

| Matériau     | Fraction massique | Masse calculée pour le grain complet (g) | Masse calculée pour le demi-grain (g) | Masse calculée pour remplir le moule (g) |
|--------------|-------------------|--|---------------------------------------|--|
| Paraffine    | 82%               | 632.2865                                 | 316.14325                             | 359.0375                                 |
| Aluminium    | 10%               | 77.108                                   | 38.544                                | 43.787                                   |
| Carbon Black | 8%                | 61.6865                                  | 30.86325                              | 35.03                                    |

Nous avons employé une balance électronique de précision pour peser les masses, puis avons placé les additifs dans un seul récipient afin de les mélanger soigneusement par la suite comme on peut le voir dans les figures 4.37a, 4.37b, 4.39, 4.38.



(a) Pesée de la poudre d'aluminium



(b) Pesée du Carbon Black

FIGURE 4.37 – La pesée des poudres



FIGURE 4.38 – Mélange des poudres



FIGURE 4.39 – Pesée de la paraffine

#### 4.4.3.2 Fusion et coulée

Après la pesée de la matière, nous avons utilisé un bain-marie pour faire fondre la paraffine, afin de prévenir toute surchauffe ou évaporation excessive de celle-ci.

Une fois la paraffine fondue, nous avons ajouté les additifs et avons soigneusement mélangé le tout pendant un certain temps avant de le verser dans le moule à l'aide d'un entonnoir, comme on peut le voir dans la figure 4.40. Cette méthode nous a permis d'éviter la formation de bulles en versant à une hauteur contrôlée.



(a) Introduction de la paraffine dans le bain marie



(b) Ajout des poudres a la paraffine liquide



(c) Le carburant en fusion



(d) Coulée du carburant en fusion dans le moule

FIGURE 4.40 – Préparation du carburant

Une fois la coulée terminée, nous avons fermé hermétiquement le moule et l'avons introduit dans le tour comme illustré dans la figure 4.41 pendant une durée de 1 heure , à une vitesse de 600 tr/min. Nous avons effectué un changement de tour toutes les 30 minutes afin d'éviter une utilisation excessive sans période de repos pour ces derniers.



FIGURE 4.41 – Montage du moule dans le tour

#### 4.4.3.3 Démoulage

Après 90 minutes, nous avons retiré le moule du tour et avons ouvert le bouchon sans aucun effort, révélant ainsi une surface supérieure de grain parfaitement lisse, figure 4.42a, sans formation de cratères. Ensuite, nous avons retiré les écrous de l'extension, et avons pu ouvrir le moule avec un minimum d'effort. Par la suite, le grain s'est détaché tout seul grâce au papier sulfurisé comme on peut le voir dans la figure 4.42b.



(a) Solidification du carburant



(b) Démoulage du grain

FIGURE 4.42 – Fin du moulage

Enfin, nous avons obtenu un demi-grain parfait et un moule intact, démontrant ainsi l'efficacité de ce design. Pour le deuxième demi-grain, nous avons répété les mêmes étapes de coulée et de démoulage.

## 4.5 Réalisation de la tuyère et son support

Nous avons réalisé la tuyère ainsi que son support sur un tour conventionnel en utilisant le matériau "Graphite" fourni par ALDIM, une entreprise spécialisée dans la fabrication des outils de forage. La tuyère de notre moteur est montée à l'intérieur d'un support cylindrique qui est immobilisé dans le "casing" par une série de vis. Les étapes de réalisation du support de la tuyère sont les suivantes :

1. Fixer le cylindre plein sur le mandrin et réaliser un dressage de l'extrémité afin d'obtenir une surface plane.
2. Ensuite, procéder à l'opération de chariotage jusqu'à atteindre un diamètre de 70,5 mm. Ce surplus par rapport au diamètre souhaité permet de s'assurer que le bloc cylindrique est bien centré.
3. Fixer le bloc cylindrique sur l'autre extrémité, puis procéder au chariotage jusqu'au diamètre final de 70 mm, en s'assurant que le bloc est bien axé.
4. Réaliser un dressage jusqu'à atteindre la longueur souhaitée, afin d'obtenir deux extrémités parallèles et planes.
5. Effectuer un perçage d'un diamètre de 15 mm tout le long du bloc.
6. Réaliser un alésage jusqu'au diamètre interne de 50 mm en raison de la présence d'un épaulement, puis effectuer un autre alésage de 54 mm de diamètre à 15 mm avant l'extrémité.

Le dessin de définition de la tuyère ainsi que son support est présenté dans la figure 1.11 dans l'annexe.

Nous présentons dans la figure 4.43 différentes opérations fait sur le support de la tuyère.



FIGURE 4.43 – Opérations de chariotage et de dressage du support

Les étapes de Réalisation de la tuyère sont les suivantes :

1. Montage du bloc de graphite sous forme cylindrique sur le mandrin fixe, le centrer et le chariotier.
2. Fixer le bloc sur l'autre extrémité, puis procéder au chariotage jusqu'au diamètre final de 54 mm, en s'assurant que le bloc est bien centré.
3. Réaliser un dressage jusqu'à atteindre la longueur requise.
4. Effectuer un perçage de diamètre égal à 9 mm tout le long du bloc.
5. Réaliser un alésage incliné avec un angle de  $45^\circ$  jusqu'à obtenir le cône convergent avec un diamètre initial de 18,6 mm et un diamètre de l'autre extrémité égal à 9 mm
6. Réaliser un alésage incliné avec un angle de  $15^\circ$  jusqu'à obtenir le cône divergent avec un diamètre initial de 24,18 mm et un diamètre de l'autre extrémité égal à 9 mm. un alésage de finition au niveau du col conduit a un diamètre de 9,3
7. Terminer avec un chariotage pour réaliser l'épaulement tout en vérifiant que la tuyère entre bien à l'intérieur du support, avec un jeu de 0,05 mm.

Suite a la non disponibilité de l'outil d'alésage qui permet de réaliser notre convergent à  $45^\circ$  et notre divergent à  $15^\circ$ , nous avons modifié un outil d'alésage disponible à ALDIM-ENTP pour le ramener à un diamètre de 5 mm afin de réaliser nos opérations.

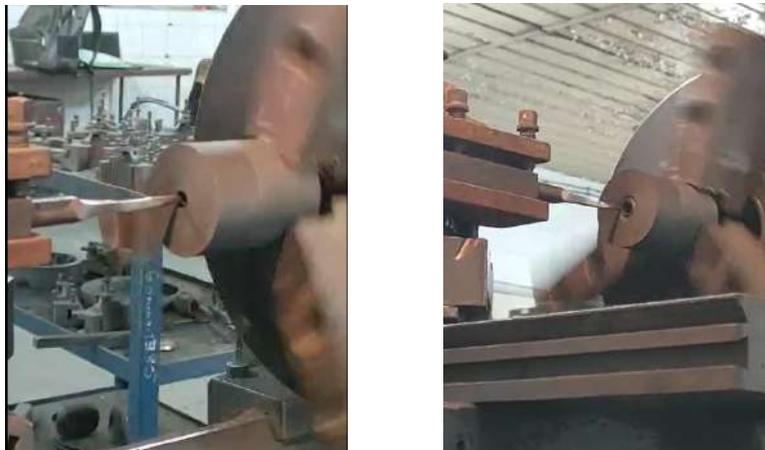


FIGURE 4.44 – Alésages des cônes à  $45^\circ$  et à  $15^\circ$

Lors de la fabrication de la partie convergente-divergente, nous n'avons malheureusement pas pu atteindre précisément les 9,3 mm mais 10 mm. Les outils mis a notre disposition ne sont ni précis ni adéquat. En plus nous ne disposions que d'un seul bloc cylindrique de graphite.

De plus, une pièce d'une telle complexité aurait dû être réalisée avec une machine CNC. Nous avons sollicité ALDIM pour l'utilisation d'une CNC mais malheureusement on nous a refusé son utilisation pour la raison suivante : le graphite produit beaucoup de déchet d'usinage susceptible de détériorer la machine.

Le montage de la tuyère dans son support a été effectué délicatement à l'aide d'une presse hydraulique. Cette opération est montrée dans la figure 4.45. Les images de la figure 4.46 montrent le produit final.



FIGURE 4.45 – Montage de la tuyère dans son support



FIGURE 4.46 – Produit final de la tuyère dans son support

## 4.6 Réalisation du Casing

Le casing étant le corps du moteur, il doit couvrir toutes les parties du moteur, à savoir : l'injecteur, le grain, la chambre de postcombustion et la tuyère.

les longueurs de chaque partie sont résumées dans le tableau 4.12.

TABLE 4.12 – Longueurs des différentes parties du moteur

| La partie du moteur       | Longueur (mm) |
|---------------------------|---------------|
| Injecteur                 | 71            |
| Grain                     | 238.82        |
| Chambre de postcombustion | 64            |
| Tuyère                    | 33.23         |
| Longueur totale           | 407.05        |

Les conditions extrêmes de fonctionnement du moteur, nécessitent un casing résistant et sans défauts. C'est pour cela que nous avons opté pour un tube sans soudure fabriqué selon un processus d'extrusion dans lequel le tube est étiré à partir d'une billette solide. Le tube sans soudure résiste à des niveaux de pression plus élevés et sa résistance est supérieure à celle du tube soudé.

#### 4.6.1 Calcul de l'épaisseur

La chambre de combustion est cylindrique et il est évident que les alliages d'aluminium sont des alliages ductiles. On suppose qu'on a un cylindre mince. Cette chambre est soumise à une contrainte circonférentielle de 50 bars. En utilisant la relation mathématique de cette contrainte[48], on peut calculer l'épaisseur d'un cylindre mince :

$$e = \frac{PD}{2S} \quad (4.2)$$

**P** : la pression à l'intérieur de la chambre de combustion (50 bar)

**D** : le diamètre de la chambre de combustion (70mm)

**S** : la contrainte admissible

**e** : épaisseur du cylindre.

La contrainte admissible dépend du matériau et du facteur de sécurité. Pour les matériaux ductiles, la limite élastique est utilisée, tandis que pour les matériaux fragiles, on utilise la charge ultime.[49]

La formule pour la contrainte admissible est :

$$\text{Contrainte admissible} = \frac{\text{Limite élastique}}{\text{Facteur de sécurité}} \quad (4.3)$$

Pour l'alliage AL 6061-T6, la limite élastique est de 276 MPa. En général, pour les applications aérospatiales, le facteur de sécurité est compris entre 1,5 et 2. Afin d'assurer une sécurité maximale, nous avons décidé de le prendre égal à 2.

La contrainte admissible est donc calculée comme suit : On suppose que le casing atteint une température maximale de 200°C. Selon le graphique limite élastique =  $f(T)$  dans la partie théorique du casing à cette température la limite élastique est égale à 278.704 MPa. En faisant l'application numérique de l'équation précédente on trouve :

$$S = \frac{278.704 \times 10^6}{2} = 139.352 \text{ MPa}$$

Calculons l'épaisseur minimale de cette chambre de combustion à partir de l'équation 4.2 :

$$e = \frac{50 \times 10^5 \times 70}{2 \times 139.352 \times 10^6} = 1.255812618 \text{ mm}$$

Pour assurer une sécurité accrue, nous avons décidé de prendre une épaisseur de 3 mm, ce qui garantit l'intégrité de la chambre de combustion même en cas de pic de pression ou d'imprévu.

*Remarque* : Pour qu'un cylindre soit considéré comme mince, il faut que  $\frac{D}{e} > 20$ . Dans notre cas,  $\frac{D}{e} = 23,333$ , donc le cylindre est considéré comme un cylindre mince.

Les dimensions finales du casing sont résumées dans le tableau 4.13.

TABLE 4.13 – Dimensions du casing

| Paramètre        | Valeur |
|------------------|--------|
| Longueur         | 408 mm |
| Diamètre interne | 70 mm  |
| Diamètre externe | 76 mm  |
| Épaisseur        | 3 mm   |

#### 4.6.2 Coupe et finition

Le casing a été découpé à la longueur nécessaire à l'aide d'un outil à saigner sur un tour conventionnel. Trois perçages, espacés de 120 degrés et d'un diamètre de 12 mm, ont été réalisés à 6 mm des deux extrémités du casing pour placer les vis. Les bavures ont été enlevées et le produit final a été nettoyé comme on peut le voir sur la figure 4.47.



FIGURE 4.47 – Casing fini

#### 4.7 Réalisation de l'injecteur

Nous avons réalisé l'injecteur sur un tour conventionnel en utilisant **l'acier inoxydable 304 L** fourni par ACMP, une entreprise spécialisée dans la fabrication industrielle.

Le choix de l'acier inoxydable est à cause de sa résistance à basse température puisqu'il est en contact avec l'oxygène gazeux. Le système d'injection est monté à l'intérieur d'un support qui est immobilisé dans le "casing" par une série vis. Les plans de définition du système d'injection sont présentés dans les figures 1.8 1.9 1.10 dans l'annexe.

La lubrification est cruciale pour obtenir une surface lisse et éviter la dégra-

dation des outils de tournage, car l'acier inoxydable 304L présente une grande résistance à l'usinage.

#### 4.7.0.1 Entrée et support

Les opérations essentielles pour la réalisation de cette pièce sont les suivantes :

- L'alésage à 30 mm de diamètre avec un ajustement M6 a été réalisé car il doit s'assembler avec la partie "swirl" par glissement, avec tout le jeu dans l'assemblage.
- Le filetage est effectué avec un diamètre de 44 mm, un pas de 2 mm et une longueur de 30 mm.
- La lubrification est cruciale pour obtenir une surface lisse et éviter la dégradation des outils de tournage, car l'acier inoxydable 304L présente une grande résistance à l'usinage.
- Les opérations réalisées pour cette pièce comprennent le dressage, le chariotage, le perçage, l'alésage, le filetage et une saignée pour le joint torique.

#### 4.7.0.2 Swirl

Les opérations essentielles pour la réalisation de cette pièce sont les suivantes :

- L'alésage à 30 mm de diamètre avec un ajustement g7 a été réalisé car il doit s'assembler avec la partie "entrée" par glissement, tout en testant le jeu dans l'assemblage.
- La partie conique a été réalisée avec un outil à charioter avec un angle de 60°, en commençant par une ébauche avec un outil à saigner.
- Le perçage des orifices a été réalisé avec des forets de 2.5 mm de diamètre.
- Les opérations réalisées pour cette pièce comprennent le dressage, le chariotage, le perçage, l'ébauche et l'alésage.

En complément de l'assemblage par filetage, la partie "swirl" et la partie "entrée" sont assemblées par soudage TIG. Un disque d'une épaisseur de 4 mm et d'un diamètre de 26 mm présenté dans la figure 4.49 est ajouté pour fermer la partie supérieure et bloquer le flux d'oxygène, le dirigeant ainsi vers les orifices. Un ensemble d'opérations sont montrés dans les figures suivantes :



(a) Opération de chariotage



(b) Opération de dressage



(c) Opération d'alésage



(d) Opération de perçage

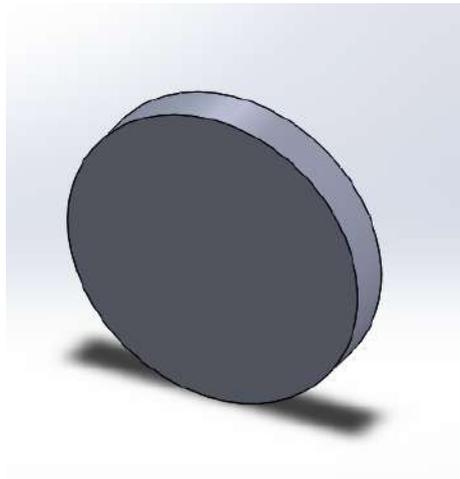


FIGURE 4.49 – Conception du disque de fermeture sur SolidWorks

**Remarque :**

En raison de l'indisponibilité d'un foret de 2,5 mm, nous avons dû utiliser un

foret de 3 mm. Après avoir refait les calculs, le nombre d'orifices est passé à 4.



FIGURE 4.50 – Produit final de tous les composants de l'injecteur

## 4.8 Assemblage

Après la fabrication de chaque pièce, l'assemblage s'est déroulé en plusieurs étapes :

1. La partie supérieure de l'injecteur a été montée dans son support.
2. La partie inférieure de l'injecteur a été soudée à l'ensemble.
3. L'injecteur a été inséré dans le casing et vissé en place.
4. Le grain de carburant a été enroulé dans le liner et laissé sécher.
5. Après séchage, le grain recouvert de liner a été introduit dans l'autre extrémité du casing.
6. Les joints ont été placés dans leurs emplacements sur la tuyère, qui a ensuite été introduite et vissée pour fermer le moteur.

La figure 4.51 montre le schéma détaillé du moteur après assemblage dans le logiciel SolidWorks.

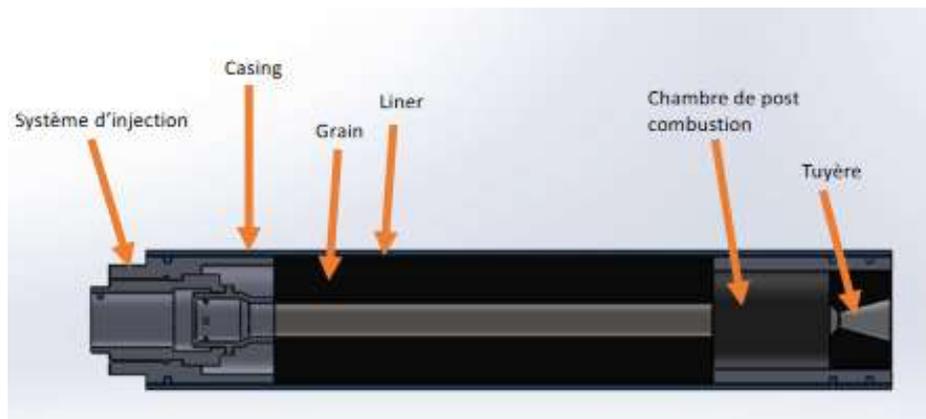


FIGURE 4.51 – Schéma du moteur assemblée sur le logiciel SolidWorks

## 4.9 Conclusion

Après une étude approfondie de la simulation de l'écoulement dans la tuyère et de la réalisation du moteur, il est clair que cette approche intégrée offre des perspectives prometteuses pour l'optimisation des systèmes de propulsion. Les simulations numériques avec ANSYS Fluent ont permis de modéliser précisément les interactions fluides et thermodynamiques, fournissant des données essentielles pour la conception et l'amélioration des tuyères de moteur. La corrélation entre les résultats théoriques et expérimentaux montre une concordance significative, validant l'efficacité de notre approche méthodologique.

En outre, la phase pratique de la réalisation du moteur a démontré l'importance des ajustements basés sur les simulations pour atteindre des performances optimales. La combinaison de la simulation avancée et de l'ingénierie pratique a non seulement enrichi notre compréhension des phénomènes complexes à l'intérieur des tuyères, mais a également ouvert de nouvelles voies pour l'innovation dans le domaine de la propulsion spatiale.

# Conclusion générale

Ce manuscrit a exploré la conception et la réalisation d'un propulseur hybride de fusée, un projet ambitieux visant à introduire et à promouvoir l'ingénierie aérospatiale en Algérie. À travers une approche méthodologique combinant des analyses théoriques, des simulations numériques et des expérimentations pratiques, plusieurs objectifs clés ont été atteints, démontrant la faisabilité et l'efficacité des moteurs hybrides.

Les différents chapitres de ce mémoire ont permis de :

1. Définir les types de propulseurs chimiques : En présentant les caractéristiques et les avantages des propulseurs liquides, solides et hybrides, il a été démontré que les moteurs hybrides offrent une solution équilibrée en combinant les meilleurs aspects des deux autres technologies.
2. Explorer l'évolution de la propulsion hybride : Une rétrospective sur l'histoire et les avancées de la propulsion hybride a souligné les défis et les réussites de cette technologie, en particulier l'utilisation de la paraffine comme matériau de base pour le carburant.
3. Concevoir et dimensionner les composants clés :
  - Le corps de la chambre de combustion (i.e casing), fabriquée en tube sans soudure en alliage Al 6061-T6 avec une épaisseur mince de 3 mm, bénéficie de la haute résistance mécanique et de la légèreté de ce matériau.
  - La tuyère a été conçue sous forme conique pour simplifier à la fois sa fabrication et les calculs, tout en offrant des performances élevées avec le graphite qui peut supporter des températures élevées.
  - L'injecteur à tourbillon, une conception innovante, permet d'améliorer les performances du moteur.
  - La paraffine avec le GOX a montré des performances élevées (taux de régression autour de 6 mm/s, une  $I_{sp}$  avoisinant 270s, etc.), surtout après l'ajout de 10%w d'aluminium et de 8%w de Carbon Black, ce qui a stabilisé la combustion et servi de protection contre le transfert de chaleur par rayonnement.
  - La mise en forme du carburant a été réalisée à l'aide d'un moule fabri-

qué par impression 3D et conçu de manière très innovante, intégrant un système de refroidissement à l'intérieur du moule rotatif. Une autre solution originale pour le démoulage a été l'utilisation de papier sulfurisé. L'étanchéité a été assurée par du silicone étanche et du ruban de téflon. Ces idées uniques ont permis de concevoir un moule réutilisable et très efficace.

- L'innovation dans la fabrication d'un bouclier thermique a assuré l'intégrité du casing à haute température en ralentissant le transfert de chaleur à une vitesse de  $0,796^{\circ}\text{C}/\text{s}$ .

4. Simuler les performances du moteur : Les simulations numériques, notamment avec le logiciel ANSYS Fluent, ont validé les conceptions et ont fourni des données précieuses pour optimiser les performances du moteur. Les simulations nous ont permis de réaliser une deuxième configuration de la tuyère avec absence d'onde de choc et avec des performances de sortie similaire à celle calculées, un nombre de mach de sortie approximativement égale à 3 nous a permis d'atteindre une poussée de 500N et un  $I_{sp}$  aux alentours de 270s. Les protocoles expérimentaux détaillés ont confirmé la viabilité technique des choix de conception.

En conclusion, ce projet a démontré que la propulsion hybride est non seulement réalisable en Algérie avec l'utilisation de matériaux économiques facilement disponibles, mais aussi efficace pour répondre aux exigences croissantes du secteur spatial. Les moteurs hybrides, grâce à leur sécurité, leur simplicité et leurs performances, représentent une alternative prometteuse aux moteurs traditionnels à combustion liquide et solide. Ce travail ouvre des perspectives intéressantes pour diverses applications.

L'avenir de la propulsion hybride est riche en possibilités, et ce projet constitue une base solide pour des recherches et des développements ultérieurs. L'intégration continue de nouvelles techniques et matériaux, ainsi que l'optimisation des processus existants, permettront de repousser les limites de ce qui est possible en matière de propulsion spatiale.

**“Do not go gentle into that goodnight,  
Rage, rage against the dying of the  
light...”**

~Dylan Thomas

# Bibliographie

- [1] R. X Meyer. Chemical rocket propulsion. *Elements of Space Technology*, page 97–180., 1999.
- [2] Xinyuan Liang. Principles of multistage rocket vehicle and concepts of propulsion methods for rocket applications. *Highlights in Science, Engineering and Technology*, 27, 2022.
- [3] Joseph Banks. Chemical propulsion systems. <https://www1.grc.nasa.gov/research-and-engineering/chemical-propulsion-systems/#capabilities-technology>, 2023.
- [4] A. F El-Sayed. Rocket propulsion. *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*, page 907–991, 2016.
- [5] S. Krishnan. Hybrid rocket technology : An overview. *Asia pacific International Symposium on Combustion and Energy Utilization*, 2002.
- [6] Sasi Kiran Palateerdham. Experimental investigation of the paraffin thermomechanical properties and hybrid rocket engine performance for different fuel grain formulations. *Scuola di Ingegneria Aerospaziale*, 2019.
- [7] AKSHAY GHARAT VINAYAK HASTAK. Hybrid rocket propulsion development and application. 1(14), June 2022.
- [8] Paulo Celso Greco Junior Marcos Vinícius Fernandes Ribeiro. Hybrid rocket motors propellants : A historical approach. *21st International Congress of Mechanical Engineering*, 12, October 2011.
- [9] V.P. GLUSHKO. Development of rocket science and cosmonautics in the ussr. [https://www.leftinmsu.narod.ru/library\\_files/books/Glushko\\_files/Glushko.htm](https://www.leftinmsu.narod.ru/library_files/books/Glushko_files/Glushko.htm), 1973.
- [10] Shreya Mane. M. calabro. *Progress in Propulsion Physics 2 (2011)*, pages 353–374, 2011.
- [11] Pierre Duban. La fusée lex. <http://eurospace.free.fr/lex.html>, 1999.
- [12] Mark Wade. Dolphin. <http://www.astronautix.com/d/dolphin.html>, 2019.
- [13] Merryl Azriel. Nasa amroc hybrid rocket test. <https://www.spacesafetymagazine.com/aerospace-engineering/rocketry/hybrid-rocket-overview-part-2/attachment/nasa-amroc-hybrid-rocket-test/>, 2013.

- 
- [14] George Story, Al Joe Arves Tom Zoladz Huntsville, and Al O. Park Thio-kol Huntsville Al Darren Kearney Lockheed Martin New Orleans, La Terry Abel Lockheed Martin Space System Company Huntsville. Hybrid propulsion demonstration program 250k hybrid motor. 2003.
- [15] b K. Tomilinb U. Fischerb Prof. Dr. Stefan Schlechtriem Christian Schmie-rera, Dr. Mario Kobalda. Low cost small-satellite access to space using hybrid rocket propulsion. *the International Astronautical Federation (IAF)*, 2018.
- [16] Oscar Biblarz George P.Sutton. *Rocket propulsion elements*. ohn Wiley Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, 2017.
- [17] George P. Sutton. *Rocket Classifications, Liquid Propellant Rockets, Engine Selection, and Heat Transfer*, pages 277–307. Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 1968.
- [18] Seitzman. Rocket propulsion, thrust coefficient, characteristic velocity and ideal nozzle expansion. *Georgia Tech, College of engineering*, 2020.
- [19] Gregory Zilliac and Arif Karabeyoglu. Hybrid rocket fuel regression rate data and modeling. *Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/-SAE/ASEE 42nd Joint Propulsion Conference*, 3, 07 2006.
- [20] Mariana Conti Tarifa and Loreto Pizzuti. Theoretical performance analysis of hybrid rocket propellants aiming at the design of a test bench and a propulsive system. 2019.
- [21] Asif Makhdoomi. "why are wax and plastic different if they're both polymers?". [https://www.echemi.com/community/why-are-wax-and-plastic-different-if-they-re-both-polymers\\_mjart2204221861g2.html](https://www.echemi.com/community/why-are-wax-and-plastic-different-if-they-re-both-polymers_mjart2204221861g2.html), January 2024.
- [22] ATAMAN Chemicals. "cire de paraffine". [https://www.atamanchemicals.com/paraffin-wax\\_u28058/?lang=FR](https://www.atamanchemicals.com/paraffin-wax_u28058/?lang=FR), January 2024.
- [23] Mokgaotsa Mochane, Mokhena Teboho, Motaung Tshwafo, and Linda Linga-niso. Shape-stabilized phase change materials of polyolefin/wax blends and their composites : A systematic review. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, 139, 08 2019.
- [24] Sachin Srivastava and Amit Thakur. Review on hybrid rocket engine : Past, present and future scenario. *International Journal of Vehicle Structures and Systems*, 14 :680–685, 12 2022.
- [25] PubChem. "compound summary : Tetracosane". <https://pubchem.ncbi.nlm.nih.gov/compound/Tetracosane>, January 2024.
- [26] Pr BENKOUSSASS Bouzid. Cours combustion : Chapitre2 - réactions chimiques de combustion. 2023.
-

- 
- [27] McBride Bonnie J. Gordon Sanford. *NASA Reference Publication 1311 :Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications*. NASA, October 1994.
- [28] Kirsty Veale, Sarp Adali, Jean Pitot, and Michael Brooks. A review of the performance and structural considerations of paraffin wax hybrid rocket fuels with additives. *Acta Astronautica*, 141, 10 2017.
- [29] C.S. Maharaj. *Performance Characterisation of Metal Additives in Paraffin Wax Hybrid Rocket Fuel Grains*. University of KwaZulu-Natal, Howard College, 2018.
- [30] Yash Pal, Sri Mahottamananda, Sasi Kiran Palateerdham, Subha S., and Antonella Ingenito. Review on the regression rate-improvement techniques and mechanical performance of hybrid rocket fuels. *FirePhysChem*, 1, 12 2021.
- [31] Haidzar Nurdiansyah, M. A, and Fabrobi Ridha. Aluminum combustion under different condition : A review. *Journal of Energy Mechanical Material and Manufacturing Engineering*, 5 :1, 09 2020.
- [32] Paula Fernandes, Jessica Gomes, Elizabete Kawachi, Marcio Nagamachi, Luiz Ferrão, and Kamila Cardoso. Exploring the mechanical, thermal and ballistic effects of carbon black on paraffin-based fuels for hybrid rocket motors. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 11 :19–22, 01 2020.
- [33] Genivaldo Pimenta dos Santos, Shirley Mota Pedreira, and Pedro Lacava. Physical property and carbon black distribution impact on propulsion efficiency of paraffin-based fuel. volume 1, 11 2012.
- [34] NIST. "densité de l'oxygène gazeux a différentes pressions et températures". <https://webbook.nist.gov/cgi/fluid.cgi?TUnit=KPUUnit=barDUnit=kg>
- [35] S Predoi, Grigorean Stefan, and Dumitrascu Gheorghe. Case study regarding the use of three different fuels in a multi-stage hybrid rocket engine. *IOP Conference Series : Materials Science and Engineering*, 997 :012153, 12 2020.
- [36] Euralliage. "caracteristiques : Al 6061". <https://www.euralliage.com/6061.htm>, February 2024.
- [37] Daniel Maissonette. Influences mécaniques et métallurgiques de procédés haute température sur un alliage d'aluminium 6061-t6. 2010.
- [38] Farhad Gharavi, Khamirul Matori, Robiah Yunus, and N. K Othman. Corrosion behavior of friction stir welded lap joints of aa6061-t6 aluminum alloy. *Materials Research*, 17 :672–681, 05 2014.
- [39] Allen Ben Mouritz Adrian P. Case Scott W. Lattimer Brian Y. Summers Patrick T., Chen YanyunRippe Christian M. Overview of aluminum alloy mechanical properties during and after fires. *Fire Science Reviews*, 4 :3, Apr 2015.
- [40] Frédéric Crespel. Aluminium et alliages d'aluminium. <https://www.h7g6.fr/data/article/75/aluminium-alliages-aluminium>, February 2024.
-

- 
- [41] crepim MATERIAL FIRE TEST EXPERT. Les basiques sur l'intumescence. 07 2023.
- [42] Muhammad Maqsood and Gunnar Seide. Biodegradable flame retardants for biodegradable polymer. *Biomolecules*, 10 :1038, 07 2020.
- [43] A. Makled\* A-N. Zayed\* H. Abdalla\* M. EI-Senbawi\*. Effect of post-chamber on combustion efficiency in hybrid rocket motors. *10" International Conference On Aerospace Sciences Aviation Technology*, page 293–364, 2003.
- [44] Vigor Yang Ying Huang. Dynamics and stability of lean-premixed swirl-stabilized combustion. *Progress in Energy and Combustion Science*, page 293–364, 2000.
- [45] Dahae Lee-Praskovia Milova Patrick Hendrick Mouhammed Bouziane, Artur Elias de Moraes Bertoldi and Michel Lefebvre. Design and experimental evaluation of liquid oxidizer injection system for hybrid rocket motors. *Royal Military Academy*, 2017.
- [46] Srinibas Karmakar Puran Chand Joshi Rakesh Sakote, Narendra Yadav and Ashwini Kumar Chatterjee. Regression rate studies of paraffin wax-htpb hybrid fuels using swirl injectors. *Wiley online Library*, 2010.
- [47] Acier inoxydable et données techniques. *ACTON.fr*.
- [48] "design equations". <https://risacher.org/rocket/eqns.html>, February 2024.
- [49] F. Beer, E.R. Jr. Johnston, J. DeWolf, and D. Mazurek. *Mechanics of Materials*. McGraw-Hill Education, 2011.

# Annexe A

## Graphiques

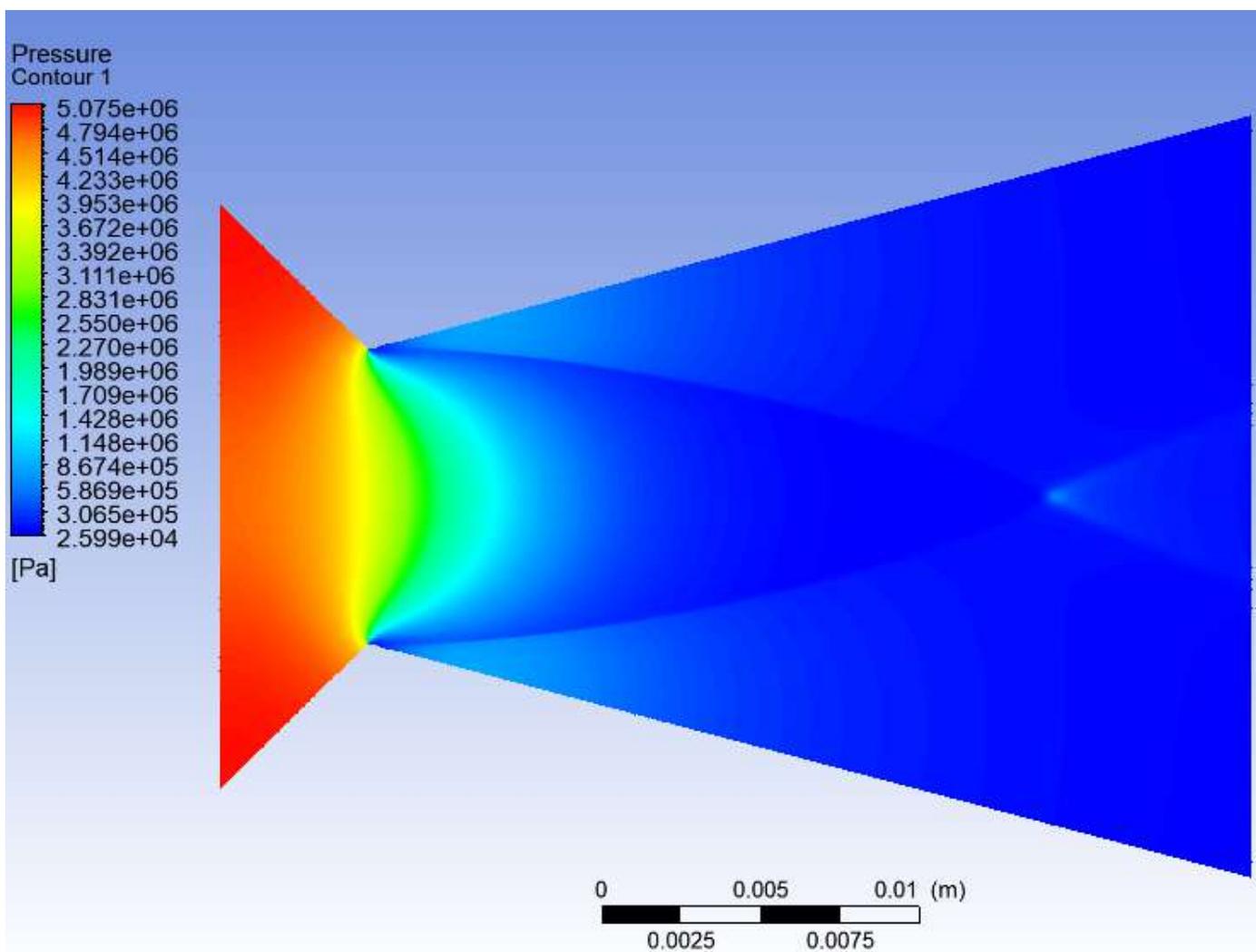


FIGURE 1.1 – Contour de la pression de l'écoulement dans la tuyère

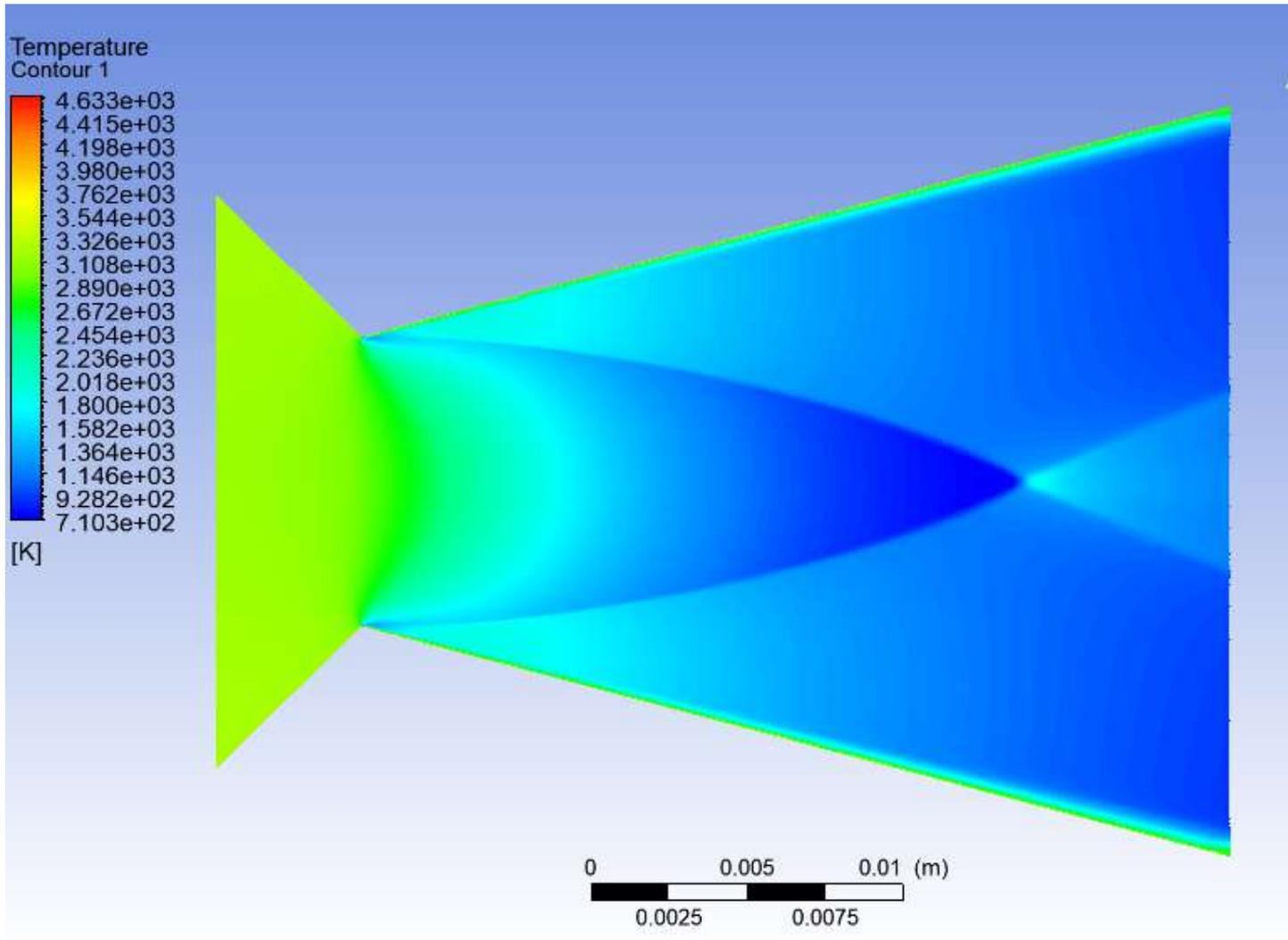


FIGURE 1.2 – Contour de la température de l'écoulement dans la tuyère

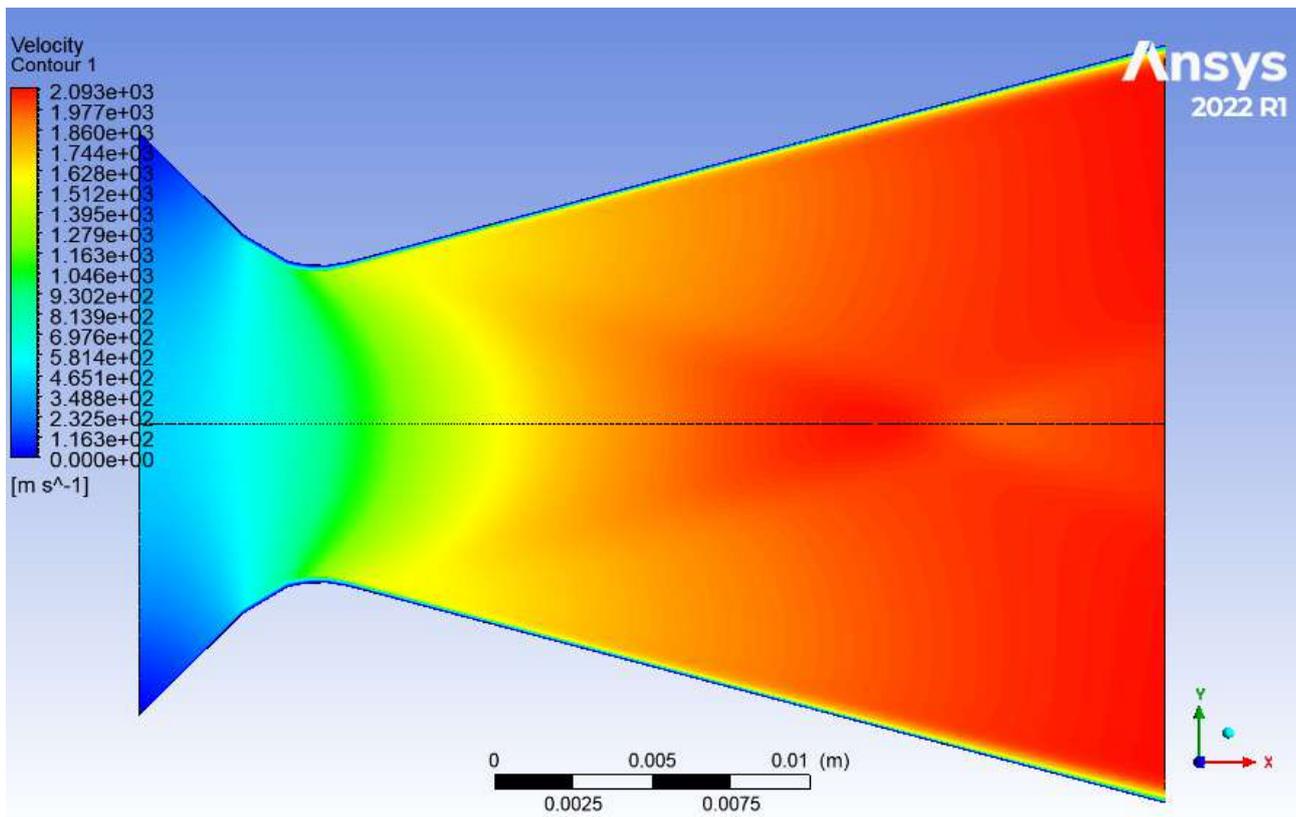


FIGURE 1.4 – Champ de vitesse pour un rayon de courbure 3.5mm

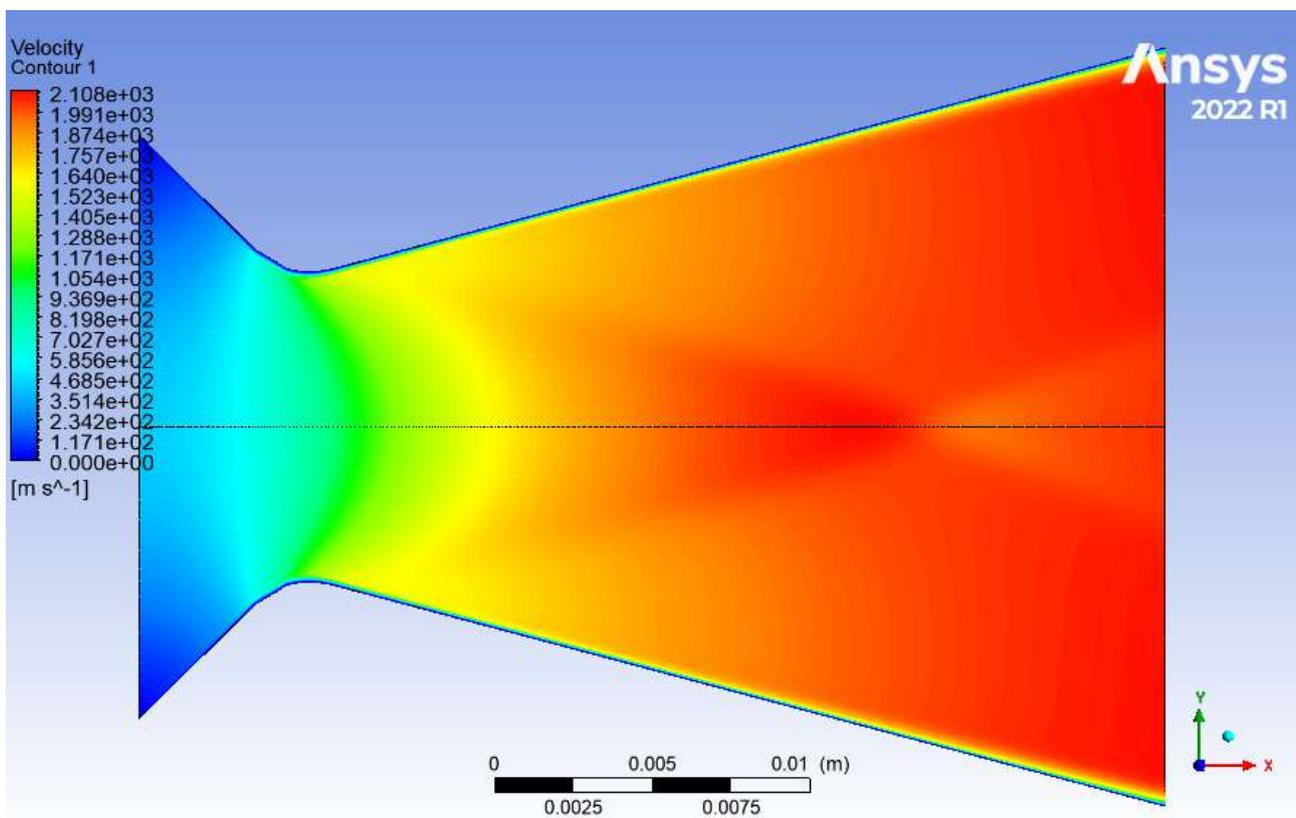


FIGURE 1.3 – Champ de vitesse pour un rayon de courbature 2.5mm



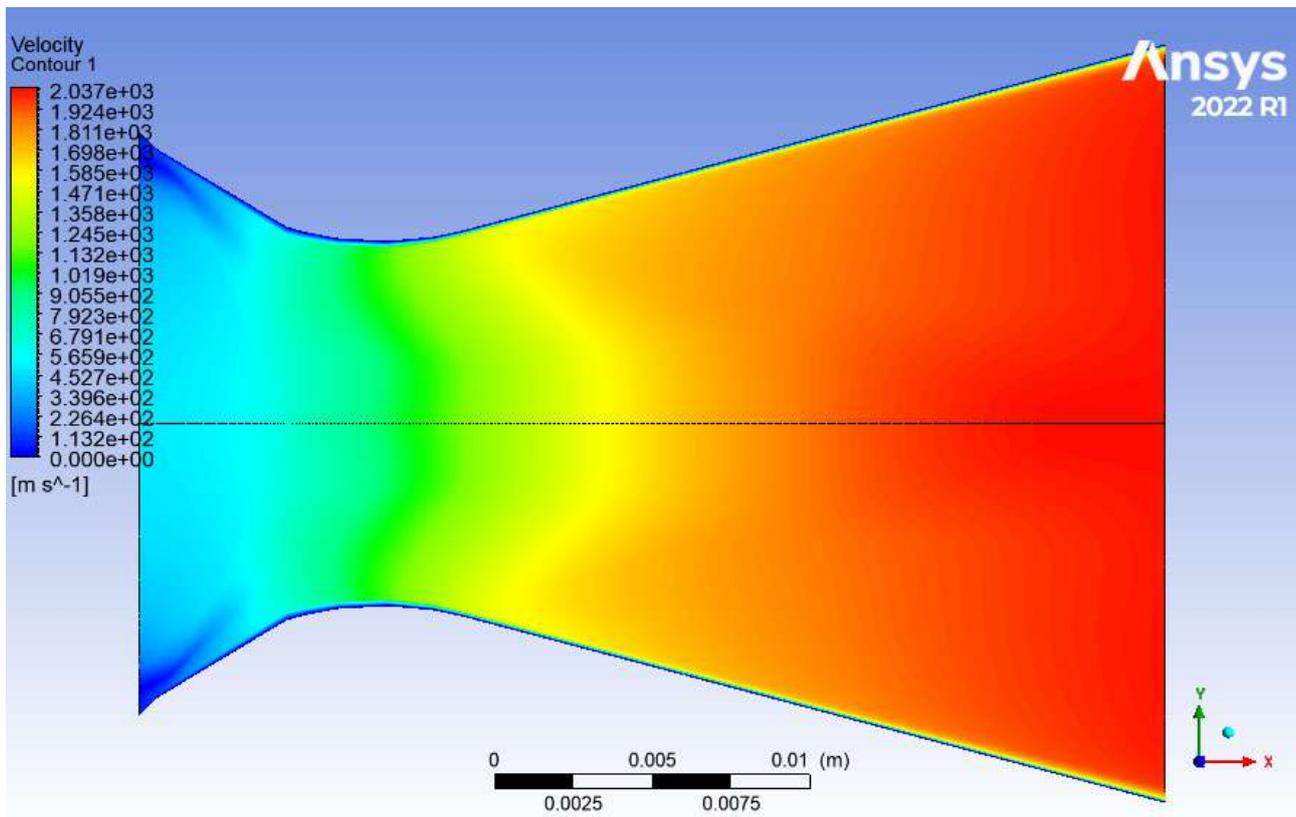


FIGURE 1.7 – Champ de vitesse pour un rayon de courbature 10mm



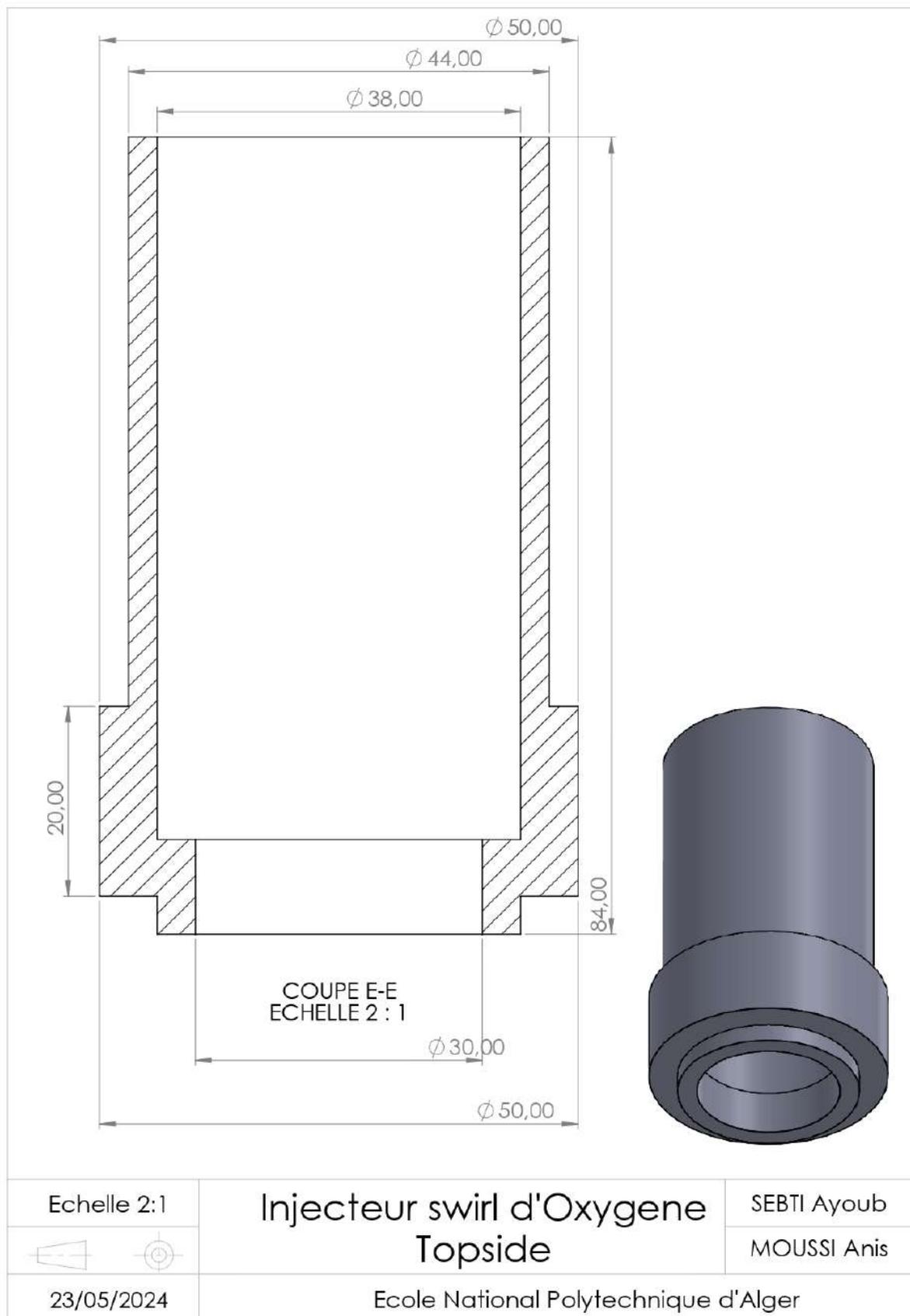
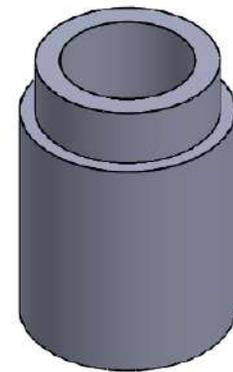
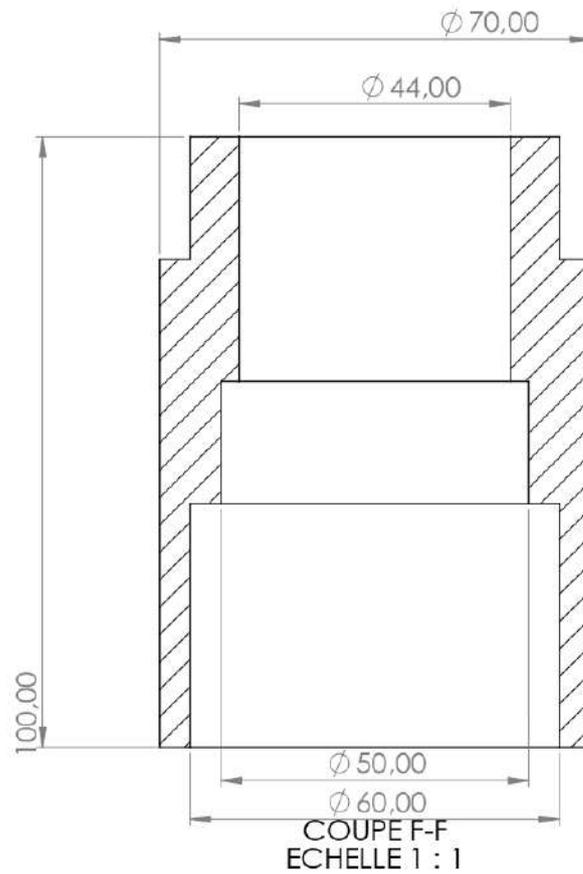


FIGURE 1.9 – Dessin de définition de la partie entrée de l'injecteur



|   |                                      |             |
|---|--------------------------------------|-------------|
| Echelle : 1   | Injecteur swirl d'Oxygene<br>Support | SEBTI Ayoub |
|  |                                      | MOUSSI Anis |
| 23/05/2024  | Ecole National Polytechnique d'Alger |             |

FIGURE 1.10 – Dessin de définition du support de l'injecteur

