

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**

**MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR**

**ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE**

**UNIVERSITE ABDERRAHMANE MIRA BEJAIA**

**FACULTE DE TECHNOLOGIE**

**DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE**

**MEMOIRE**

Présenté pour l'obtention du diplôme de

**MASTER**

Filière : Génie Mécanique

Spécialité : EN / IET

Par :

**KEBBI Hicham**

**KEMILA Ghilas**

**Thème**

---

**Dimensionnement et réalisation d'un moteur hybride de fusée**

---

Soutenu le 03/07/2024 devant le jury composé de :

M.	DJERRADA Abderrahmane	Président
M.	BENSLIMANE Abdelhakim	Rapporteur
M.	SAHI Adel	Examineur
M.	KHERRAT Abdelkader	Co-Encadrant

**Année Universitaire 2023-2024**

### Remerciements

*Tout d'abord, nous souhaitons remercier Allah le Tout-Puissant de nous avoir donné la force et le courage de mener à bien ce travail. Nous tenons à exprimer notre profonde gratitude envers notre encadrant, M. Benslimane, pour la confiance qu'il nous a accordée en acceptant de nous encadrer pour notre projet de fin d'études. Votre expertise, vos conseils avisés et votre disponibilité constante ont joué un rôle essentiel dans la réussite de ce mémoire. Nous vous sommes reconnaissants de nous avoir transmis vos connaissances et votre passion pour la recherche.*

*Nous tenons également à exprimer notre gratitude à M. METHIA et M. BELAMRI, enseignants à l'université de Bejaia. Leur dévouement et leur volonté de partager leurs connaissances ont été d'une valeur inestimable.*

*Nous tenons à exprimer nos plus sincères remerciements à nos familles et à nos parents. Leur amour, leur soutien constant et leur confiance en nous ont été la source de notre motivation et de notre détermination tout au long de notre parcours académique.*

*Nous souhaitons également exprimer notre gratitude envers les membres du jury pour l'intérêt qu'ils ont porté à examiner notre travail. Nous sommes honorés de recevoir leurs conseils et leurs recommandations.*

*Enfin, nous tenons à adresser nos sincères remerciements et nos salutations respectueuses à toutes les personnes qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce mémoire.*

**Dédicaces**

*Chaque début a une fin, la conclusion de notre travail n'est pas seulement le fruit de ce modeste travail mais c'est le fruit des années précédentes d'études, c'est un travail qui nous a permis de mettre en œuvre les connaissances acquises.*

***Je dédie ce modeste travail et notre profonde gratitude :***

**A MES PARENTS**

*Mon père, qui est fier de trouver ici le résultat de longues années de sacrifices et de privations pour m'aider à avancer dans la vie. Puisse Dieu faire en sorte que ce travail porte son fruit, merci les valeurs nobles, l'éducation et le soutien permanent venu de toi.*

*Ma mère, qui a œuvré pour ma réussite, de par son amour, son soutien, tous les sacrifices consentis et ses précieux conseils, pour tous son assistance et sa présence dans ma vie, reçois à travers ce travail aussi modeste soit-il, l'expression de mes sentiments et mon éternelle gratitude.*

**A MES FRERES ET SŒURS**

*Je vous dédie ce travail, je vous souhaite un avenir radieux, pleins de bonheur et de succès.*

*Que Dieu le tout puissant, vous préserve et vous procure santé et longue vie.*

**A MES AMI(E)S ET MES COLLEGUES**

*je témoigne de l'amitié qui nous unie et des souvenirs de tous les moments que nous avons passés ensemble SANIA ; YANIS ; DJEMAA ; NADIR , je vous dédie ce travail et je vous souhaite une vie pleine de réussite et de bonheur.*

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

**HICHAM**

## Dédicaces

### *À Ma Mère*

*Affable, honorable, aimable, tu représentes pour moi le symbole de la bonté par excellence, la source de tendresse et l'exemple du dévouement. Tu n'as jamais cessé de m'encourager et de prier pour moi. Ta prière pour moi et ta bénédiction ont été d'un grand secours pour mener à bien mes études. Je te dédie ce travail en témoignage de mon profond amour.*

### *À Mon Père*

*Aucune dédicace ne saurait exprimer l'estime, le dévouement et le respect qui j'ai toujours eu pour toi. Rien au monde ne vaut les efforts fournis jour et nuit pour mon éducation et mon bien être. Ce travail est le fruit des sacrifices que tu as consenti pour mon éducation et ma formation.*

### *À Ma Famille*

*À mes deux frères Massinissa et Lyes, qui m'ont toujours soutenu et cru en moi*

*À mon neveu Aksil, À Mes deux nièces Kahina et Thanina.*

*À Nina, Pour la joie merveilleuse et le bonheur exceptionnel que tu apportes*

*Merci d'être absolument précieuse et véritablement unique.*

### *À Mes Amis et Mes Camarades*

*Ainsi qu'à tous mes amis, et mes camarades avec qui j'ai partagé une partie de mon parcours, et avec j'ai vécu des moments inoubliables de joie et de folie au cours des années universitaire. Votre complicité et votre amabilité ont été précieuses.*

*Merci du fond du cœur.*

**GHILAS**

# Sommaire

Remerciments .....	2
Dédicaces.....	3
Dédicaces.....	4
Sommaire.....	5
Liste des figures .....	9
Listes des tableaux .....	11
Nomenclature.....	12
Introduction Générale.....	1
<b>Chapitre I Etat d’art d’un propulseur Hybride.....</b>	<b>2</b>
I. 1 Introduction .....	2
I. 2 Aperçue historique sur les moteur hybride.....	2
I. 3 Les Lanceurs Spatiaux .....	4
I.3. 1 Définition d’un lanceur.....	4
I.3. 2 Mission d’un lanceur .....	4
I.3. 3 Classification des lanceurs.....	4
I.3.3. 1 Classification selon la charge utile et l’orbite ciblée .....	4
I.3. 4 Architecture d’un lanceur .....	7
I.3.4. 1 Structure mécanique .....	7
I.3.4. 2 Système de propulsion .....	8
I.3.4. 3 Système de contrôle ou autopilote.....	9
I.3.4. 4 Charge utile .....	9
I.3.4. 5 Système de guidage et de navigation.....	10
I.3. 5 Port spatial (Spaceport) .....	10

I.3.5. 1	Site de lancement.....	11
I.3.5. 2	Station de repérage (ou station radio).....	11
I. 4	Propulsion spatiale .....	11
I.4. 1	Fonctionnement.....	12
I. 5	Classification des propulseurs .....	13
I.5. 1	Propulseur solide.....	13
I.5. 2	Propulseur liquide .....	15
I.5. 3	Propulseur Hybride .....	17
I. 6 A	propos des propulseurs hybride.....	19
I.6. 1	Choix du propergol .....	19
I.6. 2	Carburant (Fuel).....	19
I.6.2. 1	Propriété de la cire de paraffine .....	23
I.6. 3	Comburant (Oxydant).....	24
I.6.3. 1	Propriété de l'oxygène liquide .....	25
I.6. 4	Configuration du port du fuel .....	26
I. 7	Conclusion.....	27
<b>Chapitre II</b>	<b>Théorie sur les engins à propulsion hybride .....</b>	<b>28</b>
II. 1	Propulseur hybride .....	28
II. 2	Performance visée .....	29
II. 3	Combustion.....	29
II. 4	L'enthalpie du propergol.....	30
II. 5	Théorie de la Gazodynamique .....	30
II.5. 1	La vitesse caractéristique.....	31
II.5. 2	Le coefficient de poussée .....	32
II.5. 3	La poussée .....	33
II.5. 4	L'impulsion totale.....	34
II.5. 5	L'impulsion spécifique .....	34

II.5. 6	Débit massique.....	34
II.5.6. 1	Débit massique oxydant.....	35
II.5.6. 2	Débit massique carburant .....	36
II.5. 7	Théorie de la tuyère.....	36
II.5.7. 1	Vitesse de sortie .....	39
II.5.7. 2	Le taux d'expansion optimal .....	39
II.5.7. 3	Température et pression.....	41
II.5.7. 4	Différents régimes de la tuyère .....	43
II. 6	Dimensionnement de la chambre de combustion .....	47
II.6. 1	Parois de la chambre .....	47
II.6. 2	Théorie du taux de régression (Vitesse de combustion).....	48
II.6. 3	Longueur de la chambre de combustion.....	50
II. 7	Conception de l'injecteur.....	51
II.7. 1	Section d'un orifice .....	52
II. 8	Conclusion .....	53
<b>Chapitre III</b>	<b>Etude et conception d'un propulseur hybride.....</b>	<b>54</b>
III.1	Outils numériques .....	54
III.1. 1	Rocket Propulsion Analysis ( RPA) lite .....	54
III.1. 2	HRE (Hybride Rocket Engine) .....	56
III.1. 3	SolidWorks .....	59
III.2	Conception du propergol .....	59
III.2. 1	Dimensionnement de l'oxydant .....	59
III.3	Conception de l'injecteur.....	60
III.4	Conception structurelle.....	62
III.4. 1	Structure de la chambre de combustion .....	62
III.4. 2	La géométrie de la tuyère .....	63
III.5	Modélisation sur SolidWorks .....	65

III.6 Réalisation et fabrication du Prototype .....	71
III.6.1 Utilisation du logiciel Cura.....	71
III.6.2 Obtention d'un programme numérique.....	71
III.6.3 Fabrication du prototype.....	71
Conclusion Générale .....	76
Référence Bibliographique .....	76
Annexes .....	76
Résumé .....	76
Abstract.....	76

## Liste des figures

<b>Figure I-1</b> : Différent type de lanceurs. ....	6
<b>Figure I-2</b> : schéma d'un lanceur spatial et ses composantes. [7] .....	7
<b>Figure I-3</b> : la coiffe du lanceur Boeing Delta IV. ....	8
<b>Figure I-4</b> : Moteur F-15 Eagle lors d'un essai le 10 novembre 2010, à la base de la Garde nationale aérienne de Floride. ....	9
<b>Figure I-5</b> : schema fonctionnel de l'interaction entre l'ordinateur de vol, le GNC, et la	10
<b>Figure I-6</b> : Moteur fusée lors d'un essai au centre spatial John C. Stennis .....	12
<b>Figure I-7</b> : Architecture d'un propulseur à propergol solide. [9] .....	14
<b>Figure I-8</b> : Schéma d'un propulseur liquide. [8] .....	16
<b>Figure I-9</b> : Schéma d'un propulseur hybride. [11] .....	18
<b>Figure I-10</b> : Impulsion spécifique de la combinaison des différents carburants avec différents oxydants en fonction de O / F allant de 1 à 8.5 avec une pression de combustion $P_c=10$ bar et Température de combustion = 2800k. [12] .....	22
<b>Figure I-11</b> : Courbe de la vitesse caractéristique pour différentes cires de paraffine. [11] .....	24
<b>Figure I-12</b> : Différent configuration du port du combustible. [10].....	27
<b>Figure II-1</b> : Modélisation des volumes de contrôle du système de propulsion hybride.	28
<b>Figure II-2</b> : Ecoulement à travers une tuyère unidimensionnelle.[11] .....	37
<b>Figure II-3</b> : Différents modes d'écoulements à travers une tuyère.[13] .....	45
<b>Figure II-4</b> : Distribution de la pression au long de la tuyère.[13] .....	45
<b>Figure III-1</b> : Modèle 2D de l'injecteur montrons la disposition des orifices. ....	61
<b>Figure III-2</b> : Les dimensions de la chambre de combustion. ....	63
<b>Figure III-3</b> : les dimensions de la tuyère.....	65
<b>Figure III-4</b> : Modèle 3D sur SolidWorks de l'injecteur montrons la disposition des orifices. ....	66
<b>Figure III-5</b> : Modèle 3D sur SolidWorks de la chambre de combustion. ....	66
<b>Figure III-6</b> : Modèle 3D sur SolidWorks de la chambre de combustion. ....	67
<b>Figure III-7</b> : Modèle 3D sur SolidWorks de la tuyère. ....	67
<b>Figure III-8</b> : collier de raccordement. ....	67

<b>Figure III-9</b> : Vue transversale d'un collier de maintien pour l'assemblage tuyère-chambre de combustion. ....	68
<b>Figure III-10</b> : Assemblage de la chambre de combustion et de la tuyère. ....	69
<b>Figure III-11</b> : Assemblage du moteur au complet sous SolidWorks avec les vues : isométrique et en coupe. ....	70
<b>Figure III-12</b> : Impression 3D de la chambre de combustion et de la tuyère. ....	72
<b>Figure III-13</b> : Impression 3D de la chambre de combustion et de la tuyère. ....	73
<b>Figure III-14</b> : La tuyère réalisée par l'imprimante 3D. ....	74
<b>Figure III-15</b> : la chambre de combustion réalisée par l'imprimante 3D.....	75
<b>Figure III-16</b> : L'assemblage de la chambre de combustion et de la tuyère. ....	75

## Listes des tableaux

<b>Tableau I-1</b> : Classe des lanceurs selon le poids de la charge utile. [2].....	6
<b>Tableau I-2</b> :Types des certains lanceurs selon le poids de la charge utile. ....	7
<b>Tableau I-3</b> : Combinaisons typiques de propulseur de fusée hybride, $P_c = 34,5$ bar et $P_a = 1,01325$ bar (Chiaverini et Kuo 2006). [11] .....	22
<b>Tableau I-4</b> : Propriété chimique et physique de la cire de paraffine $C_{31}H_{64}$ et $C_{50}H_{102}$ . [11] .....	24
<b>Tableau I-5</b> : Propriété physique et chimique de l'oxygène liquide. [11].....	26
<b>Tableau II-2</b> : Facteur de correction d'une tuyère conique. [9].....	32
<b>Tableau II-3</b> : Valeurs typiques des coefficients balistiques $a$ et $n$ , pour $r = m/s$ et $G_{ox} = kg/(m^2s)$ .....	50
<b>Tableau III-1</b> : Les données input et output du logiciel RPA. ....	55
<b>Tableau III-2</b> : Les données input HRE. ....	57
<b>Tableau III-3</b> : Les données output HRE. ....	58
<b>Tableau III-4</b> : Propriété du bloc propergol.....	60
<b>Tableau III-5</b> : Résumer des dimensions de l'injecteur. ....	61
<b>Tableau III-6</b> : Propriétés mécanique de l'acier inoxydable 316. ....	62
<b>Tableau III-7</b> : Les dimensions de la chambre de combustion.....	62
<b>Tableau III-8</b> : Propriétés mécanique du graphite. ....	63
<b>Tableau III-9</b> : Principaux propriétés de l'écoulement unidimensionnel à travers la tuyère. ....	64
<b>Tableau III-10</b> : Dimension du fluide passant à travers la tuyère. ....	64

# Nomenclature

Symboles	Définition	Unité (SI)
$F$	Poussée	N
$I_t$	Impulsion total	N.s
$I_{sp}$	Impulsion spécifique	s
$C_F$	Coefficient de poussée	-
$P_c$	Pression de combustion	Pa
$P_0$	Pression à l'entrée de la tuyère	Pa
$P_t$	Pression au col	Pa
$P_e$	Pression à la sortie	Pa
$T_C$	Température de combustion	K
$T_0$	Température à l'entrée de la tuyère	K
$T_t$	Température au col	K
$T_e$	Température de sortie	K
$R_c$	Constante massique des gaz	J/kgK
$M_e$	Nombre de Mach	-
$V_e$	Vitesse de sortie	m/s
$C^*$	Vitesse caractéristique	m/s
$a$	Vitesse du son	m/s
$Q_{m.nozzle}$	Débit massique de la tuyère	kg/s

$Q_{mf}$	Débit massique carburant	kg/s
$Q_{m,ox}$	Débit massique oxydant	kg/s
$V_f$	Volume du carburant	m <sup>3</sup>
$V_{ox}$	Volume oxydant	m <sup>3</sup>
$m_f$	Masse de carburant	kg
$m_{ox}$	Masse de l'oxydant	kg
$Q_{vf}$	Débit volumique du carburant	m <sup>3</sup> /s
$t_{combustion}$	Temps de combustion	s
$A_e$	Section à la sortie de la tuyère	m <sup>2</sup>
$A_t$	Section au col	m <sup>2</sup>
$A_{port}$	Section du port du grain	m <sup>2</sup>
$A_{inj}$	Section de l'injecteur	m <sup>2</sup>
$A_{orifice}$	Section d'orifice	m <sup>2</sup>
$r_t$	Rayon au col	m
$r_e$	Rayon à la sortie de la tuyère	m
$D_{c,i}$	Diamètre intérieure de la chambre de combustion	m
$D_{c,e}$	Diamètre intérieure de la chambre de combustion	m
$D_p$	Diamètre du port	m
$D_{grain}$	Diamètre du grain	m

$D_{inj}$	Diamètre de l'injecteur	m
$D_{orifice}$	Diamètre d'un orifice	m
$L_{port}$	Longueur de la chambre de combustion	m
$A_{reg}$	Air de régression	$m^2$
$R_e$	La limite élastique	Mpa
$G_{ox}$	Flux massique oxydant	$kg/sm^2$
$\dot{r}$	Taux de regression	m/s
e	Epaisseur	m
J	Le facteur de sécurité	-

**Symboles grecs**

$\rho$	Masse volumique	$kg m^{-3}$
$\lambda$	Facteur de correction d'une tuyère	-



# **Introduction Générale**

# Introduction Générale

“ L'homme doit s'élever au-dessus de la terre - aux limites de l'atmosphère et au-delà - ainsi seulement pourra-t-il comprendre tout à fait le monde dans lequel il vit ”\_ Socrate.

La compétitivité et la concurrence entre les grandes puissances mondiales visent sur la conquête de l'espace tout en appuyant leur force et savoir dans les industries spatiales, ce qui rend ce domaine une partie intégrante de l'économie d'un pays. Motivant et encourageant l'investissement sur le développement et la recherche continue afin d'élaborer des nouveaux lanceurs spatiaux moins coûteux, puissant et écologique pour diminuer l'influence nocif sur la nature. Cette technologie a pour but principale de déposer des satellites ou d'autres charges utiles en orbite, d'où l'application et l'utilisation reste assez divertit : militaire, mission spatial, télécommunication, météorologie, etc ...

Notre projet porte sur l'étude et la conception d'un moteur de fusée à propulsion hybride (Fuel solide + Oxidizer liquide).

Le premier chapitre, devrait présenter un résumé historique sur l'évolution des différents engins hybride spatiale une généralité sur les engins à propulsion hybride, ainsi qu'une architecture schématisée détaillé de l'engin hybride sera ajoutée.

Le deuxième chapitre, fera objet de regrouper les informations utiles c'est-à-dire : la théorie employée pour dimensionner les éléments principaux d'un moteur hybride, l'étude des performances attendu (force de poussée, impulsion totale...etc).

Le troisième chapitre, devrait décortiquer les étapes de conception modélisation 3D de chaque pièce de l'engin à propulsion hybride sur SolidWorks, et présenter une partie de la réaliser du prototype moteur à propulsion Hybride.

# **Chapitre I**

## **Etats d'art sur les propulseurs hybrides**

## **I. 1 Introduction**

Au fil des années, le développement du système de propulsion est devenu un objectif crucial pour les ingénieurs aérospatiaux. L'observation des lunes et des astres à travers les âges a stimulé l'ingéniosité humaine, conduisant à la conception de véhicules spatiaux capables de parcourir de vastes distances. Cet élan a été rendu possible grâce aux progrès réalisés dans divers domaines scientifiques, permettant ainsi l'émergence des lanceurs de satellites, des instruments indispensables à l'exploration spatiale.

Un lanceur de satellites est une construction spatiale conçue pour transporter et mettre en orbite une charge utile, tels des satellites ou des robots contrôlés à distance depuis des stations terrestres, en vue d'explorer d'autres planètes à la recherche de ressources ou de zones habitables.

Le moteur de propulsion constitue le pilier essentiel de tout lanceur, fournissant la force nécessaire pour surmonter la gravité terrestre dès le décollage. Il s'agit d'un moteur conçu spécifiquement pour générer une poussée suffisante.

Ce chapitre s'ouvrira sur une rétrospective historique de l'évolution des propulseurs à propergol hybride, en mettant en évidence leurs caractéristiques générales et en décrivant l'architecture détaillée de ces engins, tout en intégrant le système de propulsion spatiale et en expliquant son fonctionnement. Nous procéderons ensuite à une comparaison avec d'autres types de propulseurs.

## **I. 2 Aperçue historique sur les moteur hybride**

Les premiers pas dans la recherche sur les moteurs fusées hybrides ont été franchis au tournant des années 1930, avec des efforts conjoints entrepris chez IG Farben en Allemagne et à la California Rocket Society aux États-Unis. À cette époque, Leonid Andrussow, un ingénieur chimiste travaillant en Allemagne, a jeté les bases théoriques des fusées à propergol hybride. En collaboration avec O. Lutz et W. Noeggerath, Andrussow a initié les premiers essais d'un moteur fusée hybride d'une poussée de 10 kilonewtons (environ 1000 kg), utilisant du charbon et du N<sub>2</sub>O sous forme gazeuse comme propulseurs. Malgré ces avancées pionnières, les moteurs fusées hybrides ont été confrontés à des obstacles significatifs, notamment en raison

de la chaleur élevée de sublimation du carbone, entraînant une vitesse de combustion négligeable (taux de régression) qui a limité leur efficacité. [1]

Dans les années 1940, la California Pacific Rocket Society a entrepris des expériences pionnières en utilisant de l'oxygène liquide (LOX) associé à divers types de combustibles solides, parmi lesquels le bois, la cire et le caoutchouc. Cependant, c'est le carburant à base de caoutchouc qui s'est distingué comme le plus prometteur et qui demeure aujourd'hui le plus largement utilisé. En juin 1951, une fusée propulsée par un mélange LOX/caoutchouc a atteint une altitude de 9 kilomètres, marquant ainsi une avancée significative dans le domaine de l'exploration spatiale. [1]

Dans les années 1950, deux initiatives majeures ont marqué l'histoire de la propulsion spatiale. L'une de ces initiatives a été conduite par G. Moore et K. Berman de General Electric. Ensemble, ils ont développé une conception novatrice de grain de propulsion, composée à 90 % de peroxyde d'hydrogène haute pureté (HTP ou H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>) et de polyéthylène (PE), sous forme de tige et de tube. Leurs travaux ont révélé plusieurs conclusions importantes : le grain de combustible assurait une combustion uniforme, les fissures dans le grain n'affectaient pas la combustion comme c'est le cas avec les moteurs à propergol solide, et la régulation de l'oxydant par une valve permettait de simplifier le processus de combustion grâce à un rapport oxydant/carburant (O/F) élevé. Cependant, des taux de combustion relativement faibles ont été observés, et l'instabilité thermique du peroxyde d'hydrogène a été identifiée comme un défi majeur en termes de sécurité. [1]

La seconde initiative notable des années 1950 a été le développement d'un concept de moteur de fusée hybride inversé. Contrairement aux moteurs de fusée hybrides traditionnels où le matériau solide est le carburant, dans cette approche, l'oxydant est solide. William Avery, du Laboratoire de physique appliquée, a exploré cette voie en utilisant du carburéacteur (jet fuel) et du nitrate d'ammonium pour leur coût abordable. Son rapport O/F était de 0,035, soit 200 fois plus petit que celui utilisé par Moore et Berman. [1]

À la fin des années 80 et au début des années 90, AMROC a marqué l'histoire en développant les plus grandes fusées hybrides jamais créées. La première version de leur moteur, testée au laboratoire Phillips de l'Armée de l'Air, a produit une poussée de 312 000 newtons pendant 70 secondes, en utilisant une combinaison propulsive de LOX et de caoutchouc polybutadiène à terminaison hydroxyle (HTPB). Cette réalisation a été suivie par une deuxième

version du moteur, connue sous le nom de H-250F, qui a surpassé toutes les attentes en produisant une poussée dépassant le million de newtons. [1]

### **I.3 Les Lanceurs Spatiaux**

#### **I.3.1 Définition d'un lanceur**

Un lanceur représente une fusée munie d'une charge utile destinée à être positionnée en orbite ou dans des zones interplanétaires pour des objectifs spécifiques. Cette charge utile peut se présenter sous la forme d'un satellite ou d'un robot commandé à distance.

La conception d'un lanceur nécessite une connaissance approfondie dans un large éventail de domaines scientifiques, ainsi que la maîtrise des technologies modernes en métallurgie, chimie et électronique. [2]

#### **I.3.2 Mission d'un lanceur**

La mission d'un lanceur spatial est de positionner avec précision une charge utile sur une orbite préétablie. Cela nécessite de fournir à la charge utile à la fois l'énergie cinétique pour atteindre la vitesse requise et l'énergie potentielle pour atteindre l'altitude désirée, permettant ainsi son placement précis sur l'orbite ou le point spatial spécifié.

La plupart des charges utiles sont des satellites destinés à être placés en orbite autour de la Terre. Dans la plupart des cas, le lanceur les dirige vers leur orbite opérationnelle. Cependant, pour certaines missions, le lanceur doit également diriger la charge utile vers une orbite de transfert pour atteindre une orbite géostationnaire, la Lune, une planète ou une autre destination dans l'espace. [2]

#### **I.3.3 Classification des lanceurs**

Les lanceurs de satellites peuvent être catégorisés selon plusieurs critères, notamment la structure, la taille, les performances, le type de mission, la plateforme de décollage, la capacité d'emport en fonction de l'orbite visée, ainsi que le nombre d'étages constituant le système et leur capacité de réutilisation. [2] [3]

##### **I.3.3.1 Classification selon la charge utile et l'orbite ciblée**

Une orbite est la trajectoire que suit un objet dans l'espace, caractérisée par une courbe fermée définie par l'interaction entre la gravité et les forces d'inertie. Dans le système solaire, la Terre, les astéroïdes, les lunes, les autres planètes et les comètes gravitent autour du Soleil selon des orbites spécifiques.

**a) L'orbite terrestre basse LEO (Low Earth Orbit)**

Une orbite terrestre basse (LEO, pour Low Earth Orbit) est une trajectoire orbitale située à proximité de la Terre, généralement caractérisée par une période orbitale de 128 minutes ou moins (ce qui implique au moins 11,25 orbites par jour) et une excentricité inférieure à 0,25. La plupart des objets artificiels en dehors de l'atmosphère terrestre se trouvent en LEO, avec une altitude ne dépassant pas environ un tiers (1/3) du rayon de la Terre. La "région LEO" désigne également la zone de l'espace située en dessous d'une altitude de 2 000 km. Les objets en orbite qui traversent cette région, même s'ils ont une apogée plus éloignée ou sont sous-orbitaux, sont étroitement surveillés en raison du risque de collision qu'ils représentent pour les nombreux satellites en LEO. [4]

**b) L'orbite terrestre moyenne MEO (Medium Earth Orbit)**

L'orbite terrestre moyenne (OTM), parfois désignée sous le nom d'orbite circulaire intermédiaire (ICO), est une région de l'espace située au-dessus de l'orbite terrestre basse (à une altitude d'environ 2000 km au-dessus du niveau de la mer) et en dessous de l'orbite géosynchrone (à une altitude d'environ 35786 km au-dessus du niveau de la mer). Cette zone est occupée par un nombre significatif de satellites artificiels, dont les applications principales incluent la navigation, les communications et la géodésie spatiale. L'altitude typique pour les satellites en orbite terrestre moyenne est d'environ 20 200 kilomètres, ce qui résulte en une période orbitale de 12 heures, comme on le voit par exemple dans le système de positionnement global (GPS). D'autres constellations de satellites en orbite terrestre moyenne comprennent Glonass (à une altitude de 19 100 kilomètres) et Galileo (à une altitude de 23 222 kilomètres). [5]

**c) L'orbite géostationnaire GEO (Geostationary Earth Orbit)**

L'orbite géostationnaire, aussi connue sous le nom d'orbite équatoriale géosynchrone (GEO), est une trajectoire circulaire située à environ 35 786 kilomètres au-dessus de l'équateur terrestre. Elle suit la rotation de la Terre et possède une période orbitale d'un jour sidéral, correspondant exactement à la période de rotation de la Terre sur son axe. Ce qui donne l'impression, pour un observateur au sol, que les objets en orbite géostationnaire restent immobiles dans le ciel.

Les satellites de communication sont souvent placés sur une orbite géostationnaire pour permettre aux antennes sur Terre de les suivre sans nécessiter de mouvement. De même, les satellites météorologiques utilisent cette orbite pour fournir une surveillance continue de la

Terre, tandis que les satellites de navigation contribuent à améliorer la précision du système GPS en fournissant un point de référence stable.

Pour placer un satellite en orbite géostationnaire, il est lancé dans une orbite temporaire, puis transféré progressivement dans sa position finale au-dessus d'un point spécifique de la surface terrestre. Une fois en place, le satellite nécessite un ajustement régulier pour maintenir son orientation. Après leur fin de vie opérationnelle, les satellites géostationnaires sont généralement déplacés vers une orbite de cimetière plus élevée afin de minimiser les risques de collision avec d'autres objets spatiaux. [5]

Voici une liste des différentes catégories de lanceurs, souvent classées en fonction de leur capacité, exprimée en kilogrammes, à placer une charge utile en orbite basse terrestre (LEO) ou en orbite géosynchrone (GEO) :

Catégorie des lanceurs	Capacité en LEO [kg]	Capacité en GEO [kg]
<b>Petit</b>	< 2000	Non Défini
<b>Moyen</b>	Entre 2000 et 10 000	<4000
<b>Moyennement gros</b>	Entre 10 000 et 20 000	Entre 4000 et 9000
<b>Gros</b>	Entre 20 000 et 50 000	Entre 9000 et 25 000
<b>Très gros</b>	>50 000	>25 000

**Tableau I-1** : Classe des lanceurs selon le poids de la charge utile. [2]



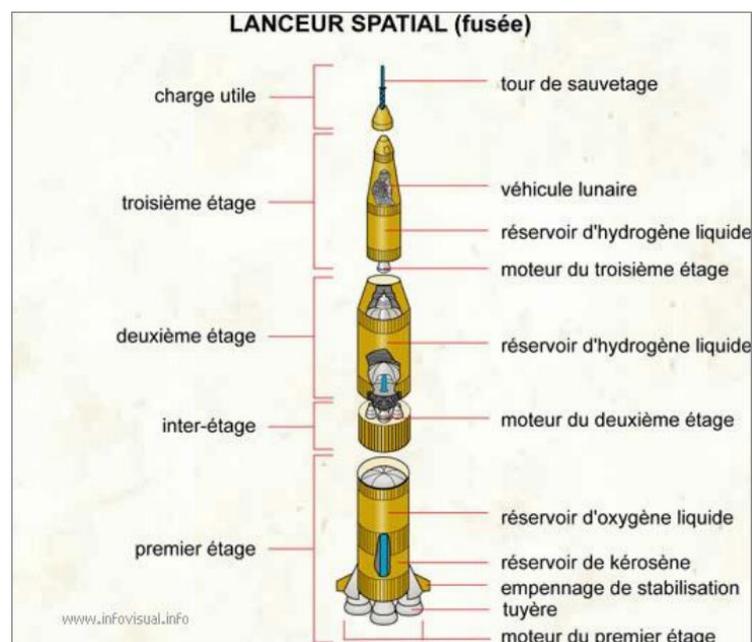
**Figure I-1** : Différent type de lanceurs.

Véhicule	PSLV	Atlas II	Atlas V	Falcon 9	Longue March 5	Proton UR-500 Proton
Pays	Inde	USA	USA	USA	Chine	Russie
LEO kg	3 800	8 618	18 850	22 800	25 000	23 000
GEO kg	1 300	3 833	8 900	8 300	14 000	6 920

**Tableau I-2 :**Types des certains lanceurs selon le poids de la charge utile.[6]

### I.3.4 Architecture d'un lanceur

Un lanceur spatial représente un système complexe et pluridisciplinaire, composé de plusieurs sous-systèmes essentiels. Ces éléments primordiaux comprennent la structure mécanique, le système de propulsion, la coiffe contenant les équipements, la charge utile (souvent un satellite) et le système de guidage et de pilotage. [7]



**Figure I-2 :** schéma d'un lanceur spatial et ses composantes. [7]

#### I.3.4.1 Structure mécanique

Pour la construction d'un lanceur spatial, on utilise des matériaux légers, principalement des alliages d'aluminium, en raison de leur faible coût par rapport à d'autres matériaux légers, ainsi que de leurs bonnes propriétés mécaniques. L'acier, en revanche, est préféré pour l'enveloppe des propulseurs à poudre, soumis à des pressions élevées et à des températures

élevées. Cependant, l'utilisation de l'acier entraîne un indice de structure élevé, qui est le rapport entre la masse à vide d'un étage de fusée et sa masse au décollage. Enfin, les matériaux composites tels que la fibre de carbone, le kevlar et le verre, sont utilisés dans la partie supérieure de la fusée en raison de leurs excellentes propriétés mécaniques.

La fusée est également équipée d'une coiffe, dont la forme aérodynamique vise à protéger la charge utile contre les forces rencontrées pendant le vol. Cette coiffe joue également un rôle crucial en préservant la charge utile des conditions météorologiques extrêmes et des températures élevées aussi bien au sol que pendant le vol. En outre, elle atténue les vibrations induites par la propulsion du moteur de la fusée. Généralement, la coiffe est fabriquée à partir d'alliages légers ou de matériaux composites. [3] [8]



Figure I-3 : la coiffe du lanceur Boeing Delta IV.

### I.3.4. 2 Système de propulsion

Les moteur-fusée fonctionnent selon le principe de la propulsion à réaction et existent dans une grande variété de types différents. La plupart des fusées actuelles sont propulsées par des moteurs à combustion chimique, généralement des moteurs à combustion interne, bien que certaines utilisent des motopropulseurs, des propulseurs constitués de produits chimiques qui libèrent de l'énergie par décomposition chimique exothermique. Ces moteurs émettent un gaz

d'échappement chaud. Les moteurs-fusées peuvent utiliser des propulseurs sous forme de gaz, de solides, de liquides ou un mélange hybride de solides et de liquides. Certains types de fusées exploitent la chaleur ou la pression provenant d'une source autre que la réaction chimique des propulseurs. Il s'agit notamment des fusées à vapeur, des fusées thermiques solaires, des moteurs de fusées thermiques nucléaires, ou encore des fusées sous pression simples telles que les fusées à eau ou les propulseurs à gaz froid. [9]



**Figure I-4 :** Moteur F-15 Eagle lors d'un essai le 10 novembre 2010, à la base de la Garde nationale aérienne de Floride.

### **I.3.4. 3 Système de contrôle ou autopilote**

Les deux fonctions principales du système de contrôle, également désigné sous le terme d'autopilote, consistent à stabiliser le lanceur et à ajuster son orientation en accord avec les instructions du système de guidage. L'autopilote détermine l'orientation du lanceur en se basant sur les informations provenant du système de navigation et des centrales inertielles. Pour piloter la fusée, il fait principalement appel à des tuyères orientables. Trois objectifs majeurs sont assignés à l'autopilote : stabiliser le lanceur, répondre efficacement aux commandes du système de guidage, et minimiser l'angle d'attaque tout au long de la phase atmosphérique. [2]

### **I.3.4. 4 Charge utile**

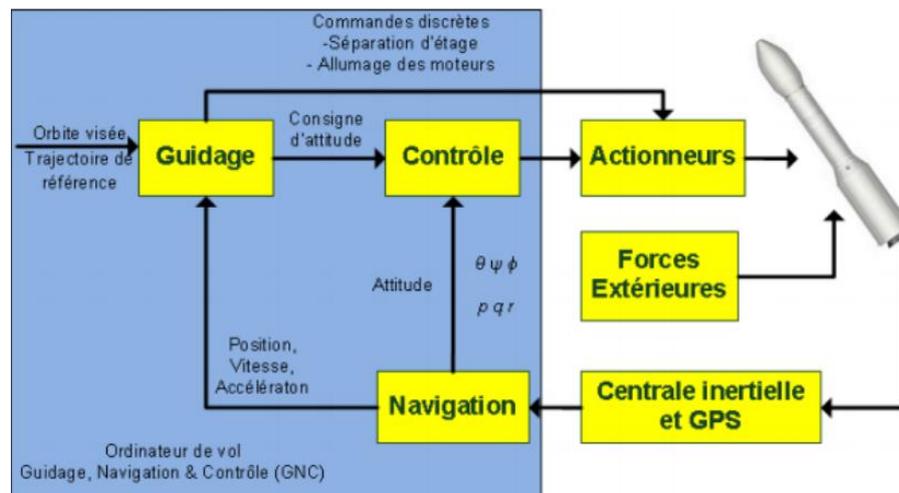
Dans le cas d'une fusée, la charge utile peut prendre la forme d'un satellite, d'une sonde spatiale ou d'un vaisseau spatial transportant des êtres humains, des animaux ou du matériel. Pour un missile balistique, la charge utile se compose d'une ou de plusieurs ogives et des

systèmes associés, dont le poids total est désigné comme le poids de projection. Positionnée au sommet de la fusée, au-dessus de tous les étages propulsifs, elle est enveloppée dans une coiffe aérodynamique qui la protège lors de la traversée de l'atmosphère.

### I.3.4.5 Système de guidage et de navigation

Pour placer un lanceur sur une orbite spécifique, il est nécessaire de calculer une trajectoire, de l'ajuster en temps réel et de la suivre avec précision. Le système de contrôle du lanceur doit prendre en compte des facteurs tels que le vent, les variations de pression atmosphérique, la gravité et le champ magnétique, qui évoluent en fonction de l'altitude. Pour ce faire, l'ordinateur de vol doit être fiable et robuste. En effet, l'ordinateur de vol est généralement divisé en trois sous-systèmes distincts : le guidage, la navigation et le contrôle. Ces composantes du système de guidage, navigation et contrôle (GNC) comportent deux boucles de rétroaction : une boucle rapide pour le contrôle et une boucle lente pour le guidage.

[2]



**Figure I-5** : schéma fonctionnel de l'interaction entre l'ordinateur de vol, le GNC, et la fusée. [2]

### I.3.5 Port spatial (Spaceport)

Un port spatial, également connu sous le nom de cosmodrome, est un site spécialement conçu pour le lancement ou la réception d'engins spatiaux, analogiquement similaire à un port maritime pour les navires ou à un aéroport pour les avions. Les termes "spatioport" et "cosmodrome" ont traditionnellement été employés pour désigner les sites capables de lancer des engins spatiaux en orbite autour de la Terre ou sur des trajectoires interplanétaires. Parfois,

les stations spatiales et les bases futures envisagées sur la Lune sont également désignées sous le nom de "spatioports", en particulier si elles sont destinées à servir de point de départ pour d'autres voyages spatiaux. [10]

### **I.3.5. 1 Site de lancement**

Le terme "site de lancement de fusée" désigne tout emplacement dédié au lancement de fusées. Il peut comprendre une ou plusieurs rampes de lancement, ou être adapté pour accueillir une rampe de lancement mobile. Habituellement, un tel site est entouré d'une vaste zone de sécurité, souvent appelée "portée de roquettes" ou "portée de missiles", englobant la zone dans laquelle les fusées lancées sont prévues de voler, ainsi que les zones où certains composants des fusées pourraient retomber. [10]

### **I.3.5. 2 Station de repérage (ou station radio)**

Une station de suivi, également connue sous le nom de station terrienne ou terminal terrestre, est une installation radio située sur Terre, conçue pour les télécommunications avec les engins spatiaux (formant une partie du segment sol du système spatial) ou pour la réception d'ondes radio provenant de sources astronomiques. Ces stations au sol peuvent être installées soit à la surface de la Terre, soit dans son atmosphère. Elles établissent des communications avec les engins spatiaux en émettant et en recevant des ondes radio dans les bandes de fréquences super haute fréquence (SHF) ou extrêmement haute fréquence (EHF). [10]

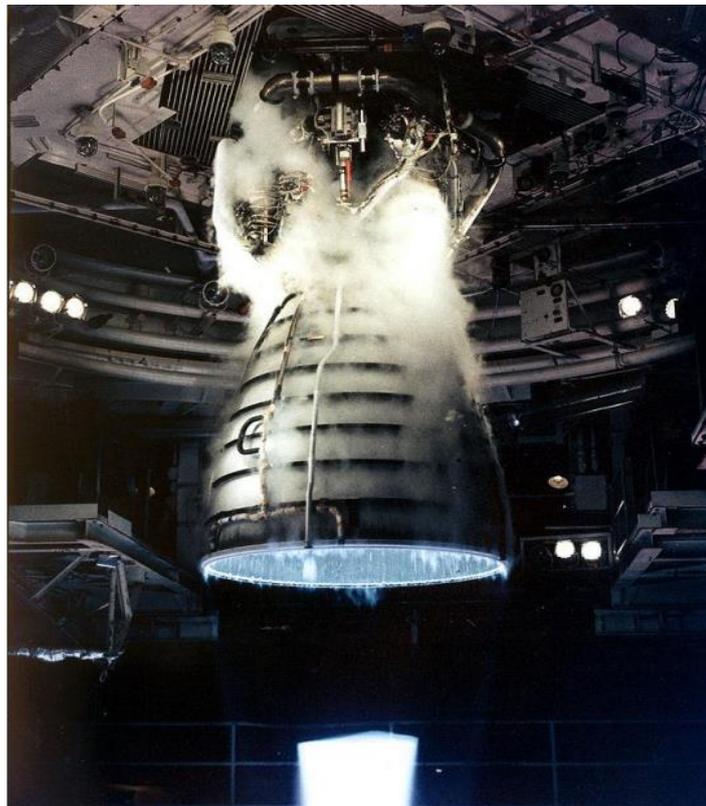
La station est responsable de recevoir, enregistrer et traiter correctement les signaux de télémétrie envoyés par la fusée. Environ 10% de ces données sont triées en temps réel pour alimenter le Contrôle Visuel Immédiat (CVI). Le reste des données est stocké sur des bandes magnétiques et des disques durs. Ces données permettent de suivre en direct le déroulement d'un vol. [10] [2]

## **I. 4 Propulsion spatiale**

La propulsion désigne l'action ou le processus visant à générer une force pour déplacer un objet vers l'avant. La propulsion des engins spatiaux englobe toutes les méthodes utilisées pour accélérer les engins spatiaux et les satellites artificiels. Ce domaine de recherche actif offre une variété de techniques, chacune avec ses avantages et ses inconvénients. Actuellement, la méthode la plus répandue consiste à propulser les engins spatiaux en expulsant un gaz à grande vitesse depuis l'arrière du véhicule à travers une tuyère supersonique de Laval. Ce type de moteur est communément appelé un moteur-fusée.

La propulsion spatiale englobe tous les systèmes permettant d'accélérer un objet dans l'espace. Les propulseurs spatiaux sont constitués d'un mélange de carburant (fuel) et d'oxydant, stockés séparément dans des réservoirs pour assurer le fonctionnement continu du moteur.

Un moteur-fusée est un dispositif propulsif qui génère une force de poussée  $F$  sur un véhicule en expulsant un flux de gaz à grande vitesse. La plupart des systèmes de propulsion spatiale utilisent des moteurs à combustion interne, qui fonctionnent sur le principe de la propulsion par réaction. Actuellement, tous les vaisseaux spatiaux utilisent des fusées chimiques (liquides ou solides) pour le lancement. La plupart des satellites sont équipés de propulseurs chimiques simples et fiables, souvent des fusées monopropulseurs. Pendant des décennies, les satellites du bloc soviétique ont utilisé la propulsion électrique. Les missions interplanétaires dépendent principalement de fusées chimiques, bien que certains aient rencontré un succès en utilisant des propulseurs ioniques. [1]



**Figure I-6 :** Moteur fusée lors d'un essai au centre spatial John C. Stennis dans le comté de Hancock, Mississippi. [5]

#### **I.4.1 Fonctionnement**

Une fusée est constituée d'une chambre de combustion, une grande bouteille ouverte remplie de gaz sous très haute pression. Pour chauffer le gaz à l'intérieur de la fusée, on utilise

généralement un processus de combustion. Les gaz ainsi produits, très chauds, sont dirigés vers l'extrémité de la chambre de combustion, où ils passent à travers une tuyère pour se détendre. La tuyère permet la détente et l'accélération des gaz d'échappement, convertissant ainsi l'énergie thermique du gaz en énergie cinétique. [8]

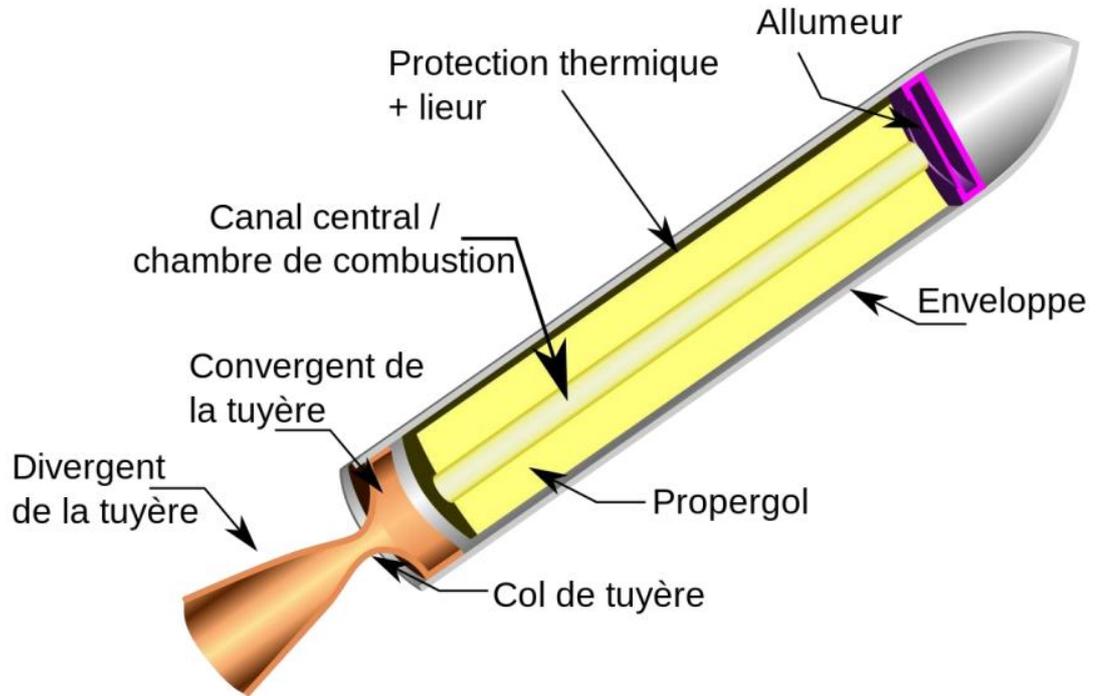
## I. 5 Classification des propulseurs

Les systèmes de propulsion des fusées peuvent être classés en fonction de plusieurs critères, notamment le type de source d'énergie (chimique, nucléaire ou solaire), la taille et le type de propulseur. [9]

### I.5. 1 Propulseur solide

La fusée à propergol solide de base se compose simplement d'un mélange compact de carburant et d'oxydant, stocké sous forme solide dans une chambre de combustion. L'oxydant couramment utilisé est le nitrate de potassium, également connu sous le nom de salpêtre, tandis que le carburant est généralement constitué d'un mélange de charbon de bois et de soufre. Une alternative populaire consiste à utiliser du perchlorate d'ammonium, souvent désigné sous le nom "Ap", associé à divers carburants tels que l'aluminium en poudre. Une fois que tous les propergols sont consommés, la poussée cesse, marquant ainsi le "burnout".

Les moteurs à propergol solide sont confrontés à un défi important en raison de la corrélation complexe entre le taux de régression et la pression dans la chambre de combustion. Le taux de régression représente la vitesse à laquelle la surface de combustion se détériore, générant ainsi une masse de gaz chaud. Chaque surface exposée du propulseur contribue à la combustion, et toute fissure rencontrée par la flamme crée une nouvelle surface à brûler, accélérant ainsi le taux de production de gaz. Cette augmentation de la masse de gaz entraîne une hausse de la pression dans la chambre de combustion, ce qui accélère encore le taux de régression, produisant davantage de gaz et augmentant ainsi la pression de la chambre de combustion. Cette rétroaction positive aboutit à une augmentation significative de la force de poussée.



**Figure I-7 :** Architecture d'un propulseur à propergol solide. [9]

Cette figure montre le fonctionnement interne d'un moteur-fusée à propergol solide. Le propergol, contenu dans l'enveloppe, est enflammé par l'allumeur, provoquant une combustion rapide dans le canal central. La chaleur produite est gérée par une protection thermique, tandis que les gaz sous pression sont canalisés vers la tuyère. La partie convergente de la tuyère comprime les gaz, le col les accélère au maximum, et la section divergente les expulse en améliorant la poussée. Ce type de moteur est apprécié pour sa simplicité, sa fiabilité et sa capacité à générer une forte poussée instantanée, notamment dans les missiles et fusées de petite taille.

❖ Les moteurs-fusées à combustible solide offrent divers avantages :

- Simplicité : Leur conception simple réduit le risque d'erreurs lors de l'utilisation.
- Coût : Ils sont généralement moins onéreux que d'autres types de moteurs.
- Absence de réservoir : Étant donné que le propulseur est solide, il n'est pas nécessaire de prévoir un réservoir pour le stocker, ce qui réduit le poids total de la fusée.
- Densité du propulseur : Le combustible solide est dense et peut être compacté efficacement dans la chambre de combustion. Ainsi, la chambre peut être plus petite et plus légère.

❖ Les moteurs à combustible solide présentent également des inconvénients :

- Contrôle de la poussée : La poussée ne peut pas être facilement contrôlée une fois le moteur allumé.
- Incapacité d'arrêt d'urgence : Une fois allumé, le moteur ne peut pas être arrêté en cas d'urgence ; il continue de fonctionner jusqu'à ce que tout le propergol soit épuisé (burnout).
- Risque d'explosion en cas de dommage : Si le propergol est endommagé, par exemple s'il présente des fissures lors de l'allumage, il existe un risque que le moteur explose.

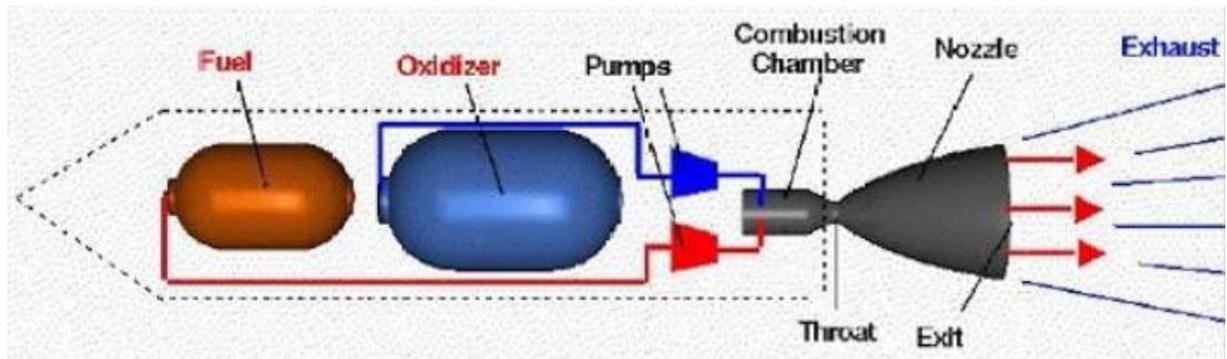
### **I.5.2 Propulseur liquide**

Les propulseurs liquides maintiennent leur état liquide jusqu'à ce qu'ils soient introduits dans la chambre de combustion, où ils sont chauffés et transformés en gaz. Le carburant liquide et l'oxydant liquide sont stockés séparément dans des réservoirs externes à la chambre de combustion. Les fusées utilisant ce système, communément appelées fusées bipropulsées, tirent leur énergie de la combustion simultanée du carburant et de l'oxydant. Les carburants couramment utilisés dans ces systèmes incluent l'alcool, le kérosène (paraffine) ou le fioul (essence).

Les ergols sont mis sous pression soit par des pompes, soit par l'introduction de gaz comprimé dans leurs réservoirs, de manière similaire au fonctionnement d'une fusée à eau. Avant d'entrer dans la chambre de combustion, les propergols passent à travers un injecteur. Cette étape est cruciale car elle favorise une combustion plus rapide et plus efficace. En effet, les ergols sont dispersés en petites gouttelettes qui brûlent plus rapidement et de manière plus complète qu'un gros jet de liquide, grâce à leur plus grande surface par rapport à leur volume. Le nombre et la taille des trous dans l'injecteur, également appelés orifices, déterminent la quantité d'ergol qui est introduite dans la chambre de combustion.

Les canaux de carburant et d'oxydant sont physiquement proches l'un de l'autre à l'intérieur de l'injecteur, mais ils sont séparés par des parois minces en raison de l'espace interne restreint.

[8]



**Figure I-8** : Schéma d'un propulseur liquide. [8]

Cette figure illustre le fonctionnement d'un moteur-fusée à ergols liquides, qui repose sur l'utilisation de deux réservoirs distincts : l'un pour le carburant (Fuel) et l'autre pour le comburant ou oxydant (Oxidizer). Ces ergols sont acheminés par des pompes vers la chambre de combustion, où ils se mélangent et réagissent pour produire des gaz chauds. Ces gaz, sous haute pression, sont accélérés en passant par le col de la tuyère (Throat) puis expulsés par la tuyère (Nozzle), générant la poussée nécessaire à la propulsion de la fusée. L'évacuation des gaz (Exhaust) est optimisée grâce à la conception de la tuyère, ce qui permet d'atteindre une grande efficacité énergétique.

❖ Les moteurs-fusées à propergol liquide présentent plusieurs avantages :

- Dispositifs d'avertissement : Des capteurs peuvent être intégrés à l'intérieur de la plomberie et des pompes en amont de la chambre de combustion pour détecter tout problème potentiel et avertir les opérateurs.
- Arrêt d'urgence : En cas d'urgence, le moteur peut être arrêté simplement en fermant les vannes pour interrompre le flux d'ergol dans la chambre de combustion.
- Compactage des liquides : Les liquides sont mieux emballés dans les réservoirs que les gaz, ce qui permet de concevoir des réservoirs plus petits et donc plus légers que ceux utilisés pour les fusées à gaz froid.
- Pression basse : Si des pompes sont utilisées, les liquides dans les réservoirs peuvent être maintenus à basse pression, ce qui permet de fabriquer des réservoirs avec des parois très minces et donc légères.

❖ Les moteurs à propergol liquide présentent également certains inconvénients :

- Complexité élevée : En particulier s'ils sont équipés de pompes, ces moteurs sont très complexes, ce qui accroît le risque de dysfonctionnement.
- Coût élevé : En raison de leur complexité, ces moteurs sont plus coûteux à fabriquer que d'autres types de moteurs.
- Proximité des réservoirs : Les réservoirs de carburant et de comburant sont souvent situés côte à côte, ce qui peut être dangereux en cas d'incendie.
- Risque de « a hard start » : Au début de la combustion, il est crucial d'allumer les propulseurs au moment où ils entrent dans la chambre de combustion. Sinon, une accumulation de propergols non allumés dans la chambre peut provoquer une explosion lors de l'allumage, phénomène connu sous le nom de « a hard start ».

### I.5.3 Propulseur Hybride

Une fusée hybride est une combinaison entre un propulseur à propergol solide et un propulseur à propergol liquide. Elle utilise un combustible solide, mais un comburant liquide. L'objectif est de tirer parti des avantages des deux systèmes tout en minimisant leurs inconvénients. Le combustible solide est contenu à l'intérieur de la chambre de combustion sous forme de grains, généralement disposés en cylindres creux. Le passage à l'intérieur du grain est appelé le « port », un terme emprunté aux fusées à propergol solide. Cependant, le comburant liquide est acheminé depuis un réservoir externe à la chambre, équipé d'une vanne d'ouverture/fermeture. Il existe également des configurations de propulseurs « inverses hybrides » dans lesquelles un oxydant solide est associé à un carburant liquide.

L'injection du comburant dans le port augmente la combustion de manière similaire à l'utilisation d'un soufflet pour attiser les braises dans un barbecue. L'oxydant réagit avec le combustible pour générer un flux de gaz chaud à l'intérieur du port de carburant. Ce flux de gaz chaud érode progressivement la surface du combustible en poudre, le faisant fondre et brûler avec l'oxydant, ce qui produit encore plus de gaz chaud. Ce processus entraîne une réaction positive, où la production continue de gaz chaud alimente davantage la combustion, créant ainsi un cercle vertueux. Cette réaction positive se poursuit jusqu'à ce qu'une grande quantité de gaz chaud soit générée.

Pour ajuster le mélange dans un propulseur hybride, on peut modifier la longueur du carburant. Plus le tube est long, plus le port est long, ce qui offre une plus grande surface dans le trou pour l'interaction du carburant. Cependant, les propulseurs hybrides voient leur rapport

de mélange carburant/oxydant se modifier pendant la combustion, car la quantité d'oxygène liquide reste constante tandis que le carburant s'érode et diminue progressivement au fur et à mesure de la combustion. Ils atteignent leur meilleur mélange seulement à mi-chemin de la combustion.

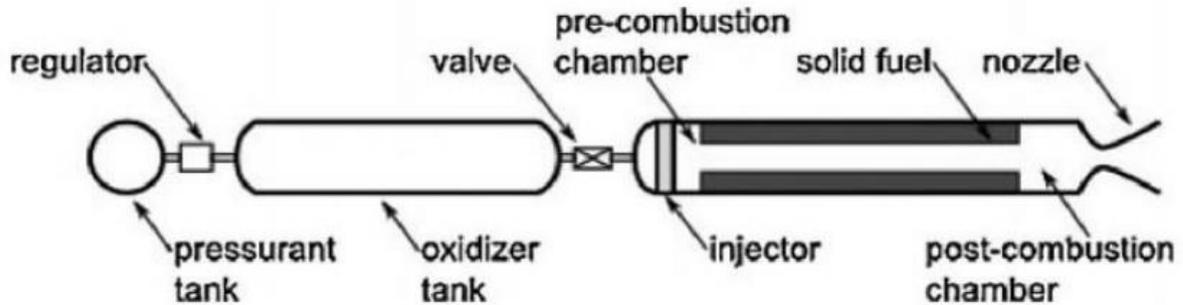


Figure I-9 : Schéma d'un propulseur hybride. [11]

❖ Les moteurs de fusée hybrides offrent plusieurs avantages :

- Arrêt d'urgence : En cas de nécessité, ces moteurs peuvent être arrêtés en fermant simplement une vanne pour interrompre le flux du propergol liquide dans la chambre de combustion.
- Fabrication simplifiée : Ils sont plus faciles à fabriquer que les moteurs liquides, car ils nécessitent un seul ensemble de plomberie pour le propergol liquide et une seule pompe.
- Compacité des réservoirs : Les liquides se rangent mieux dans les réservoirs que les gaz, permettant ainsi de concevoir des réservoirs plus petits et donc plus légers que ceux des fusées à gaz froid.
- Densité du carburant solide : Le carburant en grain solide est dense et se stocke bien dans la chambre de combustion, permettant ainsi de concevoir une chambre plus petite et donc plus légère.
- Pression basse : Si une pompe est utilisée, le liquide dans le réservoir peut être maintenu à basse pression, ce qui permet de fabriquer des réservoirs avec des parois très minces et donc légers.
- Sécurité accrue : Contrairement aux moteurs liquides ou solides, les moteurs hybrides ne présentent pas de risque d'explosion.

❖ Les moteurs à propulsion hybride présentent également quelques inconvénients :

- Complexité accrue : Ils sont plus complexes que les moteurs à propergol solide.
- Difficulté de fabrication pour les gros moteurs : Il est plus difficile de fabriquer des moteurs hybrides de grande taille car un gros tube de combustible solide ne brûle pas suffisamment rapidement, ce qui nécessite l'utilisation de plusieurs ports.

- Modification du rapport de mélange : les moteurs hybrides voient leur rapport d'oxydant/carburant se modifier pendant la combustion.

## I.6 A propos des propulseurs hybride

Les amateurs de la rocketry optent souvent pour la fabrication de moteurs hybrides en raison de leur réputation de sécurité et de leur tolérance plus élevée par rapport aux moteurs liquides ou solides. Il est recommandé de débiter avec des moteurs hybrides en raison de leur facilité de contrôle lors de la mise en marche et de l'arrêt, ainsi que de leur simplicité globale.

- La structure d'un propulseur hybride est munie de plusieurs systèmes dont :
  - Un réservoir contenant le propergol liquide, qui agit comme l'oxydant.
  - Un système de plomberie pour transporter le propergol liquide des réservoirs vers la chambre de combustion.
  - Une vanne de régulation pour ouvrir ou fermer le flux de propergol liquide, contrôlant ainsi la mise en marche et l'arrêt du moteur.
  - Un injecteur à orifices multiples situé à l'intérieur de la chambre de combustion pour pulvériser le propergol liquide dans la chambre
  - Une chambre à combustion avec des zones de pré combustion et post combustion
  - Une tuyère qui canalise et accélère le flux de gaz chaud produit par la combustion, générant ainsi la poussée nécessaire au déplacement de la fusée.

### I.6.1 Choix du propergol

Une mesure utile de la performance d'un mélange de combustion propre O/F est l'impulsion spécifique (Isp) qui est : combien de performances on obtient par kilo de propergol brûlé. C'est un peu comme les « kilomètres au litre » mesure qui s'applique aux voitures. L'unité de l'impulsion spécifique est « seconde ».

### I.6.2 Carburant (Fuel)

Pratiquement tout matériau combustible contenant du carbone et/ou de l'hydrogène peut être utilisé comme grain de carburant hybride. Une variété de substances a été expérimentée, notamment divers plastiques, des cires, des denrées alimentaires, du bois et du papier imprégné d'huile. [8]

Les cryocarburants, qui sont des carburants liquides hydrocarbonés standards, ont été gelés pour créer des formes solides, comprenant des composés tels que l'acétone, le diesel et même l'hydrogène. Ces cryocarburants présentent l'avantage d'une régression plus rapide, en

particulier ceux contenant de l'hydrogène gelé. Pour élargir leur plage d'utilisation à température ambiante, des cires de paraffine ont été ajoutées, notamment le kérosène. Cependant, la production d'un grain de cire mécaniquement stable qui ne se liquéfie pas excessivement lorsqu'il est allumé et qui ne génère pas de résidus non brûlés reste un défi pour de nombreux chercheurs.

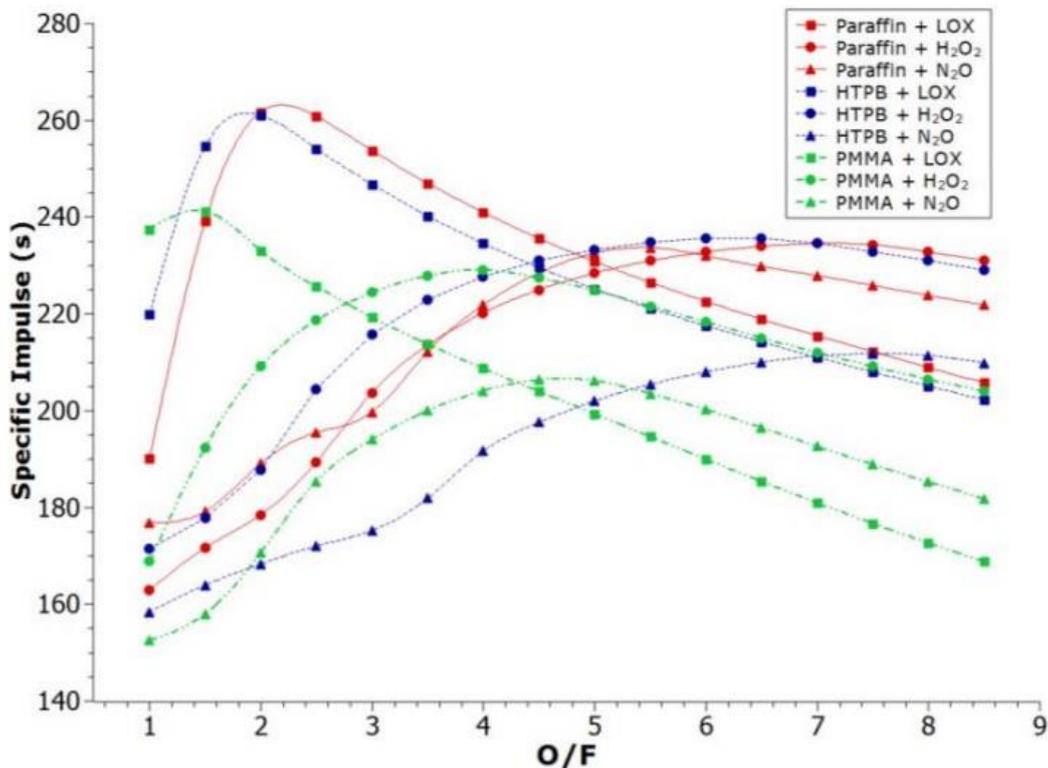
Le carburant utilisé doit répondre à plusieurs critères pour assurer une performance optimale :

- Une haute capacité énergétique afin de générer une poussée maximale.
- Une densité élevée pour minimiser le volume de stockage nécessaire par rapport à la quantité de masse.
- Un point de fusion bas pour faciliter les processus de fabrication et de modélisation du propulseur.
- Une combustion sans fumée, suie ni émissions de gaz toxiques pour garantir la sécurité et la durabilité du système.
- Un point d'ébullition bas pour assurer un mélange efficace avec l'oxydant, favorisant ainsi un taux de régression optimal et évitant la formation de résidus de carburant non brûlé dans la chambre de combustion ou à la sortie de la tuyère.

Fuel	Oxidiser	Optimum O/F	Sea level Isp	C* (m/s)
<b>HTPB</b>	<b>LOX</b>	<b>1.9</b>	<b>280</b>	<b>1820.3</b>
<b>PMM (C<sub>5</sub>H<sub>8</sub>O<sub>2</sub>)</b>	<b>LOX</b>	<b>1.5</b>	<b>259</b>	<b>1660.9</b>
<b>HTPB</b>	<b>N<sub>2</sub>O</b>	<b>7.1</b>	<b>247</b>	<b>1604.5</b>
<b>HTPB</b>	<b>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub></b>	<b>3.5</b>	<b>258</b>	<b>1662.9</b>
<b>HTPB</b>	<b>RFNA</b>	<b>4.3</b>	<b>247</b>	<b>1590.7</b>
<b>HTPB</b>	<b>FLOX (OF<sub>2</sub>)</b>	<b>3.3</b>	<b>314</b>	<b>2042.5</b>
<b>Li/LiH/HTPB</b>	<b>FLOX (OF<sub>2</sub>)</b>	<b>2.8</b>	<b>326</b>	<b>2118.4</b>
<b>PE</b>	<b>LOX</b>	<b>2.5</b>	<b>279</b>	<b>1791.3</b>
<b>PE</b>	<b>N<sub>2</sub>O</b>	<b>8</b>	<b>247</b>	<b>1599.6</b>
<b>Paraffin</b>	<b>LOX</b>	<b>2.5</b>	<b>281</b>	<b>1804.4</b>
<b>Paraffin</b>	<b>N<sub>2</sub>O</b>	<b>8</b>	<b>248</b>	<b>1605.7</b>
<b>Paraffin</b>	<b>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub></b>	<b>4</b>	<b>259</b>	<b>1666.9</b>
<b>HTPB/A1 (40%)</b>	<b>LOX</b>	<b>1.1</b>	<b>247</b>	<b>1757.5</b>
<b>HTPB/A1 (40%)</b>	<b>N<sub>2</sub>O</b>	<b>3.5</b>	<b>252</b>	<b>1636.8</b>
<b>HTPB/A1 (40%)</b>	<b>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub></b>	<b>1.7</b>	<b>261</b>	<b>1679.1</b>
<b>HTPB/A1 (60%)</b>	<b>FLOX (OF<sub>2</sub>)</b>	<b>2.5</b>	<b>312</b>	<b>2006.2</b>
<b>Cellulose (C<sub>6</sub>H<sub>10</sub>O<sub>5</sub>)</b>	<b>GOX</b>	<b>1</b>	<b>247</b>	<b>1572.5</b>
<b>Carbon</b>	<b>Air</b>	<b>11.3</b>	<b>184</b>	<b>1224.4</b>
<b>Carbon</b>	<b>LOX</b>	<b>1.9</b>	<b>249</b>	<b>1598.7</b>
<b>Carbon</b>	<b>N<sub>2</sub>O</b>	<b>6.3</b>	<b>236</b>	<b>1521.6</b>
<b>Cryogenic hybrid</b>				
<b>Pentan (s)</b>	<b>LOX</b>	<b>2.7</b>	<b>279</b>	<b>1789.2</b>
<b>CH<sub>4</sub> (s)</b>	<b>LOX</b>	<b>3</b>	<b>291</b>	<b>1870.5</b>
<b>CH<sub>4</sub>/Be (36%)</b>	<b>LOX</b>	<b>1.3</b>	<b>306</b>	<b>1917.8</b>
<b>NH<sub>3</sub>(s)/Be (26%)</b>	<b>LOX</b>	<b>0.47</b>	<b>307</b>	<b>1966.6</b>
<b>Reverse hybrids</b>				
<b>JP-4</b>	<b>AN</b>	<b>17</b>	<b>216</b>	<b>1417.6</b>
<b>JP-4</b>	<b>AP</b>	<b>9.1</b>	<b>235</b>	<b>1526.1</b>
<b>JP-4</b>	<b>NP</b>	<b>3.6</b>	<b>259</b>	<b>1669.1</b>

**Tableau I-3 :** Combinaisons typiques de propulseur de fusée hybride,  $P_c = 34,5$  bar et  $P_a = 1,01325$  bar (Chiaverini et Kuo 2006). [11]

Voici une représentation graphique de l'impulsion spécifique en fonction du rapport oxydant/combustible (O/F) pour divers combustibles, y compris des plastiques et d'autres matériaux, brûlant avec différents comburants au niveau de la mer.



**Figure I-10 :** Impulsion spécifique de la combinaison des différents carburants avec différents oxydants en fonction de O / F allant de 1 à 8.5 avec une pression de combustion  $P_c=10$  bar et Température de combustion = 2800k. [12]

D'après les données, la paraffine (PW) se distingue en affichant une impulsion spécifique plus élevée. En revanche, le PMMA (Polyméthacrylate de méthyle) présente un inconvénient lié à son faible rapport oxydant/combustible (O/F), ce qui signifie qu'une proportion plus importante de carburant doit être brûlée par rapport au comburant. Cette caractéristique nécessite une surface d'orifice de carburant plus importante pour maintenir une production de poussée adéquate.

De plus, il est intéressant de noter que pour des valeurs de O/F comprises entre 6 et 9, les mélanges HTPB+H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> et Paraffine+ H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> conservent une impulsion spécifique stable et

supérieure à celle des autres mélanges. Cette constance est un avantage pour les moteurs hybrides, où le rapport O/F varie tout au long de la combustion.

### I.6.2. 1 Propriété de la cire de paraffine

La cire de paraffine, également connue sous le nom d'alcanes, est constituée d'hydrocarbures saturés à chaîne droite ou ramifiée, composés uniquement d'atomes de carbone et d'hydrogène avec la formule chimique générale  $C_nH_{2n+2}$ . Elle est généralement classée en deux groupes : macrocristallin et microcristallin.

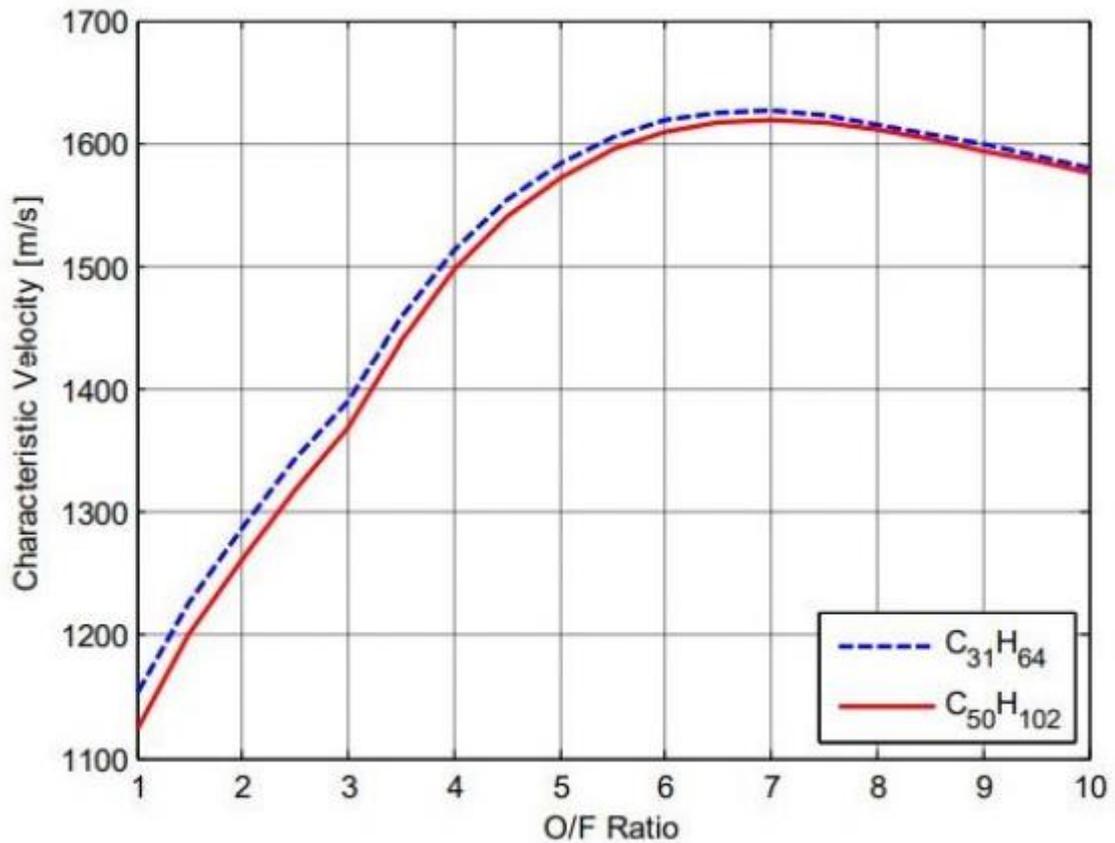
Les cires de paraffine macrocristallines sont principalement composées d'hydrocarbures saturés, avec de petites quantités d'iso-alcanes et de cycloalcanes. Leur teneur en carbone s'étend généralement de 18 à 40.

Les cires de paraffine microcristallines sont principalement composées d'iso-alcanes. Leur teneur en carbone typique varie de 40 à 55. Ces hydrocarbures de paraffine sont non toxiques, non dangereux, inodores, insipides, de couleur blanche, et se présentent sous forme solide à température ambiante.

		<b>C<sub>31</sub>H<sub>64</sub></b>	<b>C<sub>50</sub>H<sub>102</sub></b>
<b>Molecular Weight</b>	<b>g/mol</b>	<b>436.8</b>	<b>703.4</b>
<b>Enthalpy of Formation</b>	<b>kJ/mol</b>	<b>-697.200</b>	<b>-1438.200</b>
<b>Melting Temperature</b>	<b>K</b>	<b>339.6</b>	<b>381</b>
<b>Boiling Temperature</b>	<b>K</b>	<b>727.4</b>	<b>544</b>
<b>Vaporization Temperature</b>	<b>K</b>	<b>-</b>	<b>558</b>
<b>Density – Solid Phase</b>	<b>kg/m<sup>3</sup></b>	<b>930</b>	<b>900</b>
<b>Density – Liquid Phase</b>	<b>kg/m<sup>3</sup></b>	<b>654.4</b>	<b>720</b>
<b>Heat of Fusion</b>	<b>kJ/kg</b>	<b>167.200</b>	<b>221.000</b>
<b>Heat of Vaporization</b>	<b>kJ/kg</b>	<b>163.500</b>	<b>-</b>
<b>Dynamic Viscosity – Liquid Phas</b>	<b>e Pa.s</b>	<b>0.00065</b>	<b>0.0047</b>
<b>Thermal Conductivity – Liquid Phase</b>	<b>W/(m.K)</b>	<b>0.12</b>	<b>0.246</b>
<b>Specific Heat – Solid Phase</b>	<b>J/(kg.K)</b>	<b>2030</b>	<b>2000</b>
<b>Specific Heat – Liquid Phase</b>	<b>J/(kg.K)</b>	<b>2920</b>	<b>3000</b>
<b>Surfac Tension – Liquid Phase</b>	<b>N/m</b>	<b>0.0071</b>	<b>-</b>

**Tableau I-4 :** Propriété chimique et physique de la cire de paraffine C<sub>31</sub>H<sub>64</sub> et C<sub>50</sub>H<sub>102</sub>. [11]

La comparaison des vitesses caractéristiques entre les deux combustibles est présentée dans le graphique suivant, pour une pression en chambre de 40 bars et un taux d'expansion de la tuyère de 5,99, avec une efficacité de combustion de 100%. Les deux courbes suivent une tendance similaire, et un rapport optimal oxydant/combustible (O/F) se situe autour de 7.



**Figure I-11 :** Courbe de la vitesse caractéristique pour différentes cires de paraffine. [11]

### I.6.3 Comburant (Oxydant)

Dans le domaine des fusées, les oxydants désignent toute substance contenant de l'oxygène ou capable de le libérer lorsqu'elle est exposée à des températures élevées, ce qui facilite le processus de combustion. Parmi les oxydants liquides couramment utilisés, on trouve le protoxyde d'azote (N<sub>2</sub>O), le peroxyde d'hydrogène (H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>), l'acide nitrique fumant (HNO<sub>3</sub> + NO<sub>2</sub>), ainsi que d'autres composés similaires.

L'oxygène liquide (LOX) est reconnu comme l'un des meilleurs oxydants en raison de sa capacité à permettre une combustion rapide et vigoureuse du carburant en présence d'oxygène pur. Toutefois, avant son utilisation, l'oxygène doit être refroidi à des températures cryogéniques, passant ainsi de l'état gazeux à l'état liquide. Le terme "cryogénique" trouve son origine dans l'ancien mot grec "kryos", signifiant "froid de glace". Afin de maintenir l'oxygène dans son état liquide, toute la plomberie reliant le réservoir de LOX à la chambre de combustion doit être refroidie. [8]

Les oxydants hybrides liquides et gazeux utilisés couramment incluent l'oxygène (GOX ou LOX), le protoxyde d'azote ( $N_2O$ ), le tétr oxyde de diazote ( $N_2O_4$ ), l'acide nitrique ( $HNO_3$ ), le peroxyde d'hydrogène ( $H_2O_2$ ), le FLOX (un mélange composé de 2/3 de fluor et 1/3 d'oxygène), ainsi que le nitrate d'hydroxylamine (HAN). Ces oxydants ont été soumis à des essais dans des moteurs expérimentaux afin d'évaluer leurs performances. Les résultats indiquent que l'oxygène et le FLOX présentent les vitesses caractéristiques les plus élevées pour les moteurs.

### **I.6.3. 1 Propriété de l'oxygène liquide**

Dans le domaine de la propulsion hybride, l'oxygène liquide se positionne comme une ressource essentielle, offrant des caractéristiques uniques qui en font un choix privilégié. Voici un aperçu des propriétés distinctives de l'oxygène liquide dans ce contexte : [8]

- ❖ **Densité élevée** : L'oxygène liquide se distingue par sa densité élevée, ce qui signifie qu'il offre une concentration importante d'oxygène dans un volume réduit. Cette caractéristique est cruciale pour maximiser la puissance de propulsion des moteurs hybrides, en permettant de stocker une grande quantité d'oxygène dans les réservoirs de fusées.
- ❖ **Température de stockage basse** : Pour maintenir son état liquide, l'oxygène doit être stocké à des températures extrêmement basses, généralement autour de  $-183^\circ C$ . Cette température de stockage basse assure la stabilité de l'oxygène liquide et facilite sa manipulation et son utilisation dans les systèmes de propulsion hybrides.
- ❖ **Réactivité exceptionnelle** : En tant qu'oxydant, l'oxygène liquide réagit rapidement et efficacement avec les carburants pour produire une combustion intense. Cette réactivité élevée permet d'obtenir des performances de propulsion optimales, propulsant ainsi les fusées avec une efficacité remarquable.

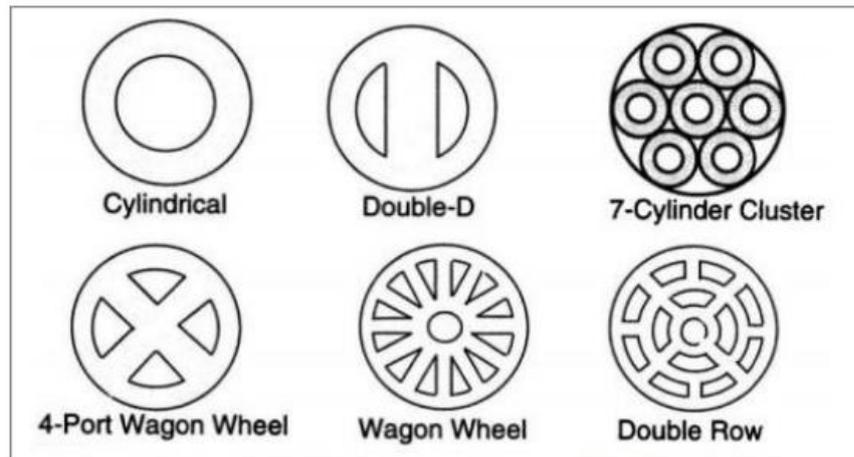
- ❖ Polyvalence : L'oxygène liquide peut être associé à une variété de carburants, offrant ainsi une flexibilité précieuse dans la conception des moteurs de fusées hybrides. Cette polyvalence permet d'adapter les performances de propulsion en fonction des exigences spécifiques de chaque mission spatiale.
- ❖ Contrôle thermique : En plus de son rôle en tant qu'oxydant, l'oxygène liquide contribue au refroidissement des composants du moteur de fusée en dissipant la chaleur générée par la combustion. Cela aide à maintenir les températures à des niveaux acceptables, garantissant ainsi le bon fonctionnement du système de propulsion hybride.

<b>Formule moléculaire</b>	<b>O<sub>2</sub></b>
<b>Poids moléculaire</b>	<b>31.999</b>
<b>Point d'ébullition à 1 atm</b>	<b>-183 °C</b>
<b>Point de congélation à 1 atm</b>	<b>-218,8 °C</b>
<b>Température critique</b>	<b>-118,4 °C</b>
<b>Pression critique</b>	<b>49.6 atm</b>
<b>Densité, liquide au point d'ébullition, 1 atm</b>	<b>1141 kg/m<sup>3</sup></b>
<b>Densité, gaz à 20 °C, 1atm</b>	<b>1,33 kg/m<sup>3</sup></b>
<b>Densité relative, gaz (air=1) à 20 °C, 1 atm</b>	<b>1,11</b>
<b>Densité relative, liquide ( eau=1) à 20 °C, 1 atm</b>	<b>1,14</b>
<b>Volume spécifique à 20 °C</b>	<b>0.754 m<sup>3</sup>/kg</b>
<b>Chaleur latente de vaporisation au point d'ébullition</b>	<b>213 kJ/kg</b>
<b>Rapport de détente, liquide à gaz</b>	<b>1 à 860</b>
<b>Solubilité dans l'eau à 25 °C, 1atm</b>	<b>3,16 % en volume</b>

**Tableau I-5 :** Propriété physique et chimique de l'oxygène liquide. [11]

#### **I.6.4 Configuration du port du fuel**

Le développement du grain de carburant hybride repose sur les propriétés chimiques et mécaniques du propergol. Depuis les premiers stades de l'histoire des moteurs de fusée hybrides, diverses configurations de grains de carburant ont été créées et évaluées. Ces grains solides circulaires conventionnels présentent des variations en termes de nombre de ports et de profils géométriques de ports. Parmi les configurations les plus établies, on trouve les cylindres, les doubles D, les roues de wagon et les doubles rangées. [11]



**Figure I-12 :** Différent configuration du port du combustible. [10]

En générale, le taux de régression des propergols conduit à la conception du grain solide. Pour de faibles taux de régression, tels que HTPB, les configurations multi ports cylindriques ou grain de roue de wagon, augmentent la surface de combustion diminuant ainsi sa longueur requise. La pénalité du multiple des ports cylindriques correspond à la grande épaisseur résiduelle de la bande ou aux éclats au burnout (l'épuisement du carburant) du moteur. Ces combustibles non brûlés sont volumétriquement inefficaces, ce qui augmente la masse morte du véhicule. [11]

## I. 7 Conclusion

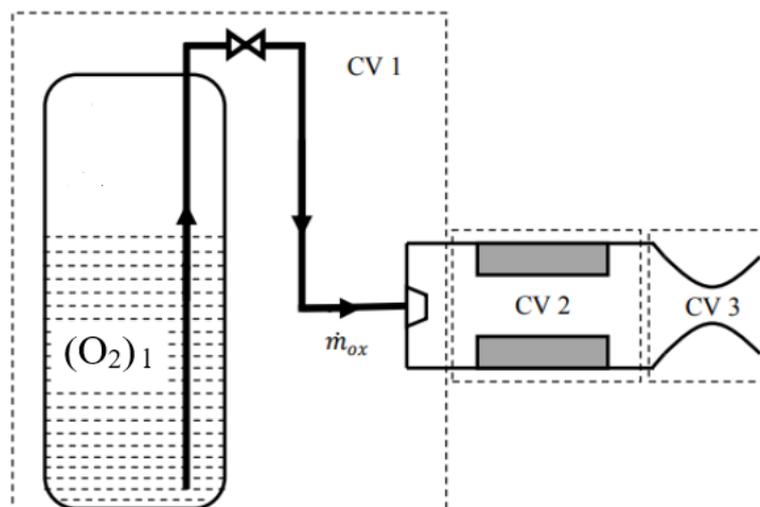
Dans ce chapitre, nous avons rapidement présenté l'histoire et l'évolution des lanceurs spatiaux, ainsi que les différents types de propulseurs en mettant en évidence leurs avantages et inconvénients respectifs. Nous avons également examiné le fonctionnement, l'architecture et la classification de ces propulseurs, ainsi que l'environnement et le domaine professionnel associés aux lanceurs spatiaux. Ce chapitre peut être considéré comme un résumé de la littérature sur la propulsion spatiale, avec une attention particulière accordée aux propulseurs hybrides, dont la théorie sera abordée dans le chapitre suivant.

# **CHAPITRE II**

## **Théorie sur les engins à propulsion hybride**

## II. 1 Propulseur hybride

La façon dont la combustion se produit dans un moteur-fusée hybride est étroitement liée à la combinaison de carburant et d'oxydant utilisée, ainsi qu'au type de système de pressurisation intégré dans sa conception. En général, les moteurs fusées hybrides conventionnels sont divisés en trois principaux compartiments de commande, comme illustré dans la Figure II-1. Dans cette étude, ces trois compartiments de commande ont été individuellement modélisés puis intégrés afin d'évaluer les performances globales du moteur.



**Figure II-1 :** Modélisation des volumes de contrôle du système de propulsion hybride.

Le comportement des propulseurs est régi par les principes de la mécanique des fluides et de la thermodynamique. Les divers phénomènes physiques et chimiques qui se produisent dans un moteur-fusée pendant son fonctionnement sont extrêmement complexes, ce qui rend l'analyse théorique nécessairement simplifiée.

un propulseur idéal, défini comme suit :

- Le propulseur reste en équilibre thermodynamique tout au long du processus de purge.

- Le système obéit à la loi des gaz parfaits.
- La paroi du réservoir d'oxydant est supposée adiabatique et en équilibre thermique avec le propulseur.
- L'énergie potentielle et cinétique du propulseur est négligée.
- La combustion dans le moteur est supposée adiabatique (sans transfert de chaleur).
- L'écoulement à travers la tuyère est supposé unidimensionnel. Cela fait référence à un écoulement où la surface en coupe transversale de la tuyère, la pression du gaz  $P$ , la vitesse  $v$  et la densité du gaz  $\rho$  varient dans une direction.
- L'écoulement à travers la tuyère est supposé isentropique. Il s'agit d'un écoulement adiabatique (sans transfert de chaleur) sans frottement (réversible). Avec l'approche isentropique, la présence de la couche limite dans la région adjacente à la paroi de la tuyère n'est pas prise en compte. Par conséquent, la vitesse calculée de l'écoulement du gaz est légèrement supérieure à celle obtenue dans la pratique.
- La détente des gaz se produit de manière uniforme, ainsi l'écoulement est continu et sans choc.
- L'équilibre chimique est établi dans la chambre de combustion et ne varie pas durant la traversée de la tuyère.

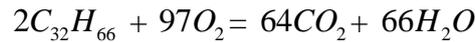
## II. 2 Performance visée

Avant d'entamer toute étude et conception d'ingénierie, Il est crucial de fixer les performances à atteindre afin de maintenir un objectif commun pour l'ensemble du projet et de faire en sorte que chaque étude et conception converge vers cette finalité. Le cahier des charges imposé est le suivant :

- La pression de combustion atteint 30 bars.
- La poussée du propulseur doit atteindre une force moyenne comprise entre 400 N et 500 N.
- Le temps de combustion doit être limité entre 1.5 et 2 secondes.

## II. 3 Combustion

La combustion est une réaction chimique rapide entre une substance et l'oxygène, libérant de la chaleur. La substance initiale est le carburant, tandis que l'oxygène est l'oxydant. Lorsque les propulseurs brûlent dans la chambre de combustion, les liaisons chimiques des molécules se brisent et se réarrangent, produisant de la chaleur. Cette chaleur constitue une énergie interne au gaz, qui peut être transformée en énergie d'enthalpie pour permettre l'expansion du gaz dans la tuyère. Dans notre cas, l'oxygène liquide est l'oxydant et la cire de paraffine est le carburant, ce qui conduit à l'équation de combustion suivante :



## II. 4 L'enthalpie du propergol

Dans la chambre de combustion, le gaz dans son ensemble est stagné, donc sa vitesse est très faible, ce qui rend son énergie cinétique pratiquement nulle. Ensuite, à l'intérieur de la tuyère, l'énergie d'enthalpie est convertie en énergie cinétique, correspondant à la vitesse d'échappement du gaz lorsqu'il quitte la tuyère. Cependant, il est impossible de transformer toute l'enthalpie en énergie cinétique. La quantité d'énergie cinétique obtenue dépend de la différence de pression entre la chambre de combustion et la sortie de la tuyère : plus cette différence est grande, plus on peut convertir d'enthalpie en énergie cinétique. Si les gaz d'échappement restent chauds à la sortie de la tuyère, cela signifie qu'ils conservent encore une partie de l'enthalpie qui n'a pas pu être convertie en énergie cinétique.

Si nous disposons de l'énergie libérée par les combustibles, nous pouvons déterminer la vitesse d'échappement (grâce à l'énergie cinétique) et ainsi calculer la poussée.

L'énergie thermique est utilisée lorsque les propulseurs brûlent et leurs molécules se décomposent en atomes séparés. Cette énergie est essentiellement une forme d'enthalpie, désignée comme enthalpie des réactifs, car elle représente l'énergie nécessaire pour que la combustion puisse agir contre la pression dans la chambre de combustion.

De la même manière, l'énergie est libérée des propulseurs lorsque les atomes se combinent pour former de nouvelles molécules qui composent les gaz d'échappement. Encore une fois, cette libération d'énergie se produit malgré la pression dans la chambre, ce qui constitue une variation d'enthalpie, spécifiquement appelée enthalpie des produits. La chaleur de réaction représente alors la différence entre les enthalpies des réactifs et des produits.[8]

## II. 5 Théorie de la Gazodynamique

La propulsion des fusées repose sur la troisième loi du mouvement de Newton, qui stipule que "pour chaque action, il y a une réaction égale et opposée". Les principes fondamentaux de la thermodynamique et de la dynamique des gaz fournissent les formules essentielles pour la propulsion des fusées. Pour comparer les performances des moteurs de fusée, il est crucial de définir des paramètres fondamentaux tels que la poussée théorique, l'impulsion spécifique et la vitesse caractéristique. Une amélioration de ces paramètres conduit à de meilleures performances, ce qui nécessite l'optimisation des éléments de conception du moteur, comme la

configuration de la tuyère. Les équations suivantes permettent de prédire les performances théoriques de tout système de propulsion qui accélère un mélange gazeux à grande vitesse à travers une tuyère pour produire la poussée (Sutton et Biblarz, 2001).

### II.5.1 La vitesse caractéristique

La vitesse caractéristique  $c^*$  est utilisée pour comparer les performances relatives de différents systèmes de propulsion de fusées chimiques et de propulseurs. Elle concerne l'efficacité de la combustion et est essentiellement indépendante des caractéristiques de la tuyère. En effet, elle peut être facilement déterminée à partir de paramètres mesurables tels que la pression de la chambre, la surface du col de la tuyère et le débit massique. [13]

$$C^* = \frac{V_{\text{exh}}}{\eta_{\text{eff}} C_F} = \frac{P_c A_t}{\eta_{\text{eff}} Q_{\text{m.nozzle}}} = \frac{\eta_{\text{eff}} \sqrt{R_c T_c}}{\left[ K_c \left( \frac{2}{K_c + 1} \right)^{\left( \frac{K_c + 1}{K_c - 1} \right)} \right]^{\frac{1}{2}}} \quad \text{II.1}$$

$$C^* = 1783.37 \text{ m/s}$$

La vitesse caractéristique a été obtenue grâce au logiciel RPA.

Où :

- $V_e$  : est la vitesse d'échappement [m/s].
- $C_F$  : est le coefficient de poussée.
- $A_t$  est la section du col de la tuyère [m<sup>2</sup>].
- $R_c$  : est la constante des gaz de combustion [J/kg.K].
- $T_c$  : est la température de combustion [K].
- $K_c$  : est le rapport thermique spécifique de la combustion.
- $\eta_{\text{eff}}$  : l'efficacité de combustion [%].
- $Q_{\text{m.nozzle}}$  : est le débit massique de gaz de la tuyère.

**II.5. 2 Le coefficient de poussée**

Le coefficient de poussée est un paramètre non dimensionnel défini comme la force de propulsion divisée par la pression de la chambre  $P_c$  et la surface du col de la tuyère  $A_t$  : [14]

$$C_F = \lambda \sqrt{\left(\frac{2K_c^2}{K_c - 1}\right)\left(\frac{2}{K_c + 1}\right)^{\left(\frac{K_c + 1}{K_c - 1}\right)} \left(1 - \left[\frac{P_e}{P_c}\right]^{\left(\frac{K_c - 1}{K_c}\right)}\right)} + \left(\frac{P_e - P_a}{P_c}\right)\left(\frac{A_e}{A_t}\right) \quad \text{II.2}$$

Le coefficient de poussée, calculé par RPA, est de  $C_F = 1.5241$

Où :

- $\lambda$  : est le facteur de correction de l'angle de sortie de la tuyère.
- $P_e$  : est la pression de sortie de la tuyère [Pa].
- $P_a$  :  $a$  est la pression atmosphérique [Pa].
- $A_e$  : est la zone de sortie de la tuyère [m²].

Demi-angle de divergence d'une tuyère conique	Coefficient de correction $\lambda$
0	1
2	0.9997
4	0.9988
6	0.9972
8	0.9951
10	0.9924
12	0.989
14	0.9851
15	0.983
16	0.9806
18	0.9755
20	0.9698
22	0.9636
24	0.9567

**Tableau II-1** : Facteur de correction d'une tuyère conique. [9]

Le premier terme sur le côté droit de l'équation est appelé la poussée de mouvement et le deuxième terme de l'équation est appelé la pression-poussée. Le coefficient de poussée optimal se produit lorsque le terme de poussée de pression est nul, c'est-à-dire lorsque  $P_e = P_a$ . À l'état de vide ;  $P_a = 0$ , la pression atmosphérique est éliminée dans l'équation. Le coefficient de poussée peut être déterminé expérimentalement par des mesures appropriées de la poussée, de la pression de la chambre et de la surface du col de la tuyère : [14]

$$C_F = \frac{F}{P_c A_t} \quad \text{II.3}$$

### II.5.3 La poussée

La poussée de la fusée est définie comme la somme de la poussée impulsionnelle provoquée par l'éjection des gaz chauds et de la poussée de pression due à la différence de pression résultante au niveau de la sortie de la tuyère.

Pour un système de propulsion de fusée fonctionnant de manière régulière et prenant en compte le déséquilibre de la pression atmosphérique  $P_a$  et la pression de sortie  $P_e$  la poussée totale est donnée par : [15]

$$F = Q_{m.nozzle} \eta_{eff} C^* C_F \quad \text{II.4}$$

$$F = Q_{m.nozzle} \eta_{eff} C^* \lambda \sqrt{\left(\frac{2K_c^2}{K_c - 1}\right) \left(\frac{2}{K_c + 1}\right)^{\left(\frac{K_c+1}{K_c-1}\right)} \left(1 - \left[\frac{P_e}{P_c}\right]^{\left(\frac{K_c-1}{K_c}\right)}\right)} + \left(\frac{P_e - P_a}{P_c}\right) \left(\frac{A_e}{A_t}\right) \quad \text{II.5}$$

La poussée optimale pour une tuyère particulière fonctionnant dans ses conditions de conception  $P_e = P_a$ : [15]

$$F = Q_{m.nozzle} \eta_{eff} C^* C_F = Q_{m.nozzle} \eta_{eff} C^* \lambda \sqrt{\left(\frac{2K_c^2}{K_c - 1}\right) \left(\frac{2}{K_c + 1}\right)^{\left(\frac{K_c+1}{K_c-1}\right)} \left(1 - \left[\frac{P_e}{P_c}\right]^{\left(\frac{K_c-1}{K_c}\right)}\right)} \quad \text{II.6}$$

En l'absence de pression atmosphérique (vide)  $P_a = 0$  : [15]

$$F = Q_{m.nozzle} \eta_{eff} C^* C_{Fnozzle} \eta_{eff} C^* \lambda \sqrt{\left(\frac{2K_c^2}{K_c - 1}\right) \left(\frac{2}{K_c + 1}\right)^{\left(\frac{K_c+1}{K_c-1}\right)} \left(1 - \left[\frac{P_e}{P_c}\right]^{\left(\frac{K_c-1}{K_c}\right)}\right)} + \left(\frac{P_e}{P_c}\right) \left(\frac{A_e}{A_t}\right) \quad \text{II.7}$$

### II.5. 4 L'impulsion totale

L'impulsion totale  $I_t$  d'un moteur-fusée est définie comme la poussée intégrée sur la durée totale de combustion du système de propulsion. [16]

$$I_t = Ft_c \quad \text{II.8}$$

$$I_t = 500 \times 2 = 1000 \text{ N.s}$$

Où :

- $t_c$  : est le temps de combustion [s].

### II.5. 5 L'impulsion spécifique

L'impulsion spécifique  $I_{sp}$  est définie comme l'impulsion totale par unité de débit massique de propulseur, c'est la durée pendant laquelle 1 kg de propergol produit la poussée nécessaire pour élever 1kg (masse) dans le champ gravitationnel terrestre. [16]

$$I_{sp} = \frac{F}{Q_{m, \text{nozzle}} g} = \frac{1}{g} \sqrt{2T_c \left( \frac{R}{M} \right) \frac{K_c}{K_c - 1} \left( 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{K_c - 1}{K_c}} \right)} \quad \text{II.9}$$

$$I_{sp} = \frac{1}{9.80665} \sqrt{2 \times 3520.924 \times \left( \frac{8.314}{0.0228} \right) \left( \frac{1.1807}{1.1807 - 1} \right) \left( 1 - \left( \frac{100000}{3000000} \right)^{\frac{1.1807 - 1}{1.1807}} \right)}$$

$$I_{sp} = 270 \text{ s}$$

Où :

- $g$  : la force de pesanteur [ $\text{m/s}^2$ ] ou [ $\text{N/kg}$ ]
- $R$  : constante universelle des gaz parfait  $R = 8.314 \text{ J / K mol}$
- $M$  : la masse molaire  $M = 0.0228 \text{ Kg / mol}$

### II.5. 6 Débit massique

Pour atteindre la condition d'écoulement supersonique dans la section divergente de la tuyère, l'écoulement doit être étranglé au col. Le débit massique de la tuyère déterminé à partir de l'équation standard du débit étranglé est fonction de la pression de la chambre, de la surface du col de la tuyère et des propriétés thermodynamiques du gaz (implicite dans la caractéristique vitesse) qui définissent les conditions sonores au col : [13]

$$Q_{m.nozzle} = \frac{F}{V_e \eta_{nozzle}} = \frac{P_c A_t}{\eta_{eff} C^*} \quad \text{II.10}$$

$$A_t = \frac{F}{P_c C_F} \quad \text{II.11}$$

$$A_t = \frac{500}{3000000 \times 1.5241}$$

$$A_t = 0.00011 \text{ m}^2$$

$$Q_{m.nozzle} = \frac{3000000 * 0.00011}{1783.37}$$

$$Q_{m.nozzle} = 0.18504 \text{ kg / s}$$

Où :

- $\eta_{nozzle}$  : est le rendement de la tuyère [97.69%].

### II.5.6.1 Débit massique oxydant

La formule du débit massique oxydant est la suivante : [13]

$$Q_{m.ox} = \frac{Q_{m.nozzle} \times \frac{O}{F}}{1 + \frac{O}{F}} \quad \text{II.12}$$

$$Q_{m.ox} = \frac{0.18504 \times 2.573}{1 + 2.573}$$

$$Q_{m.ox} = 0.13325 \text{ kg / s}$$

D'où la masse de l'oxydant est exprimée comme suit :

$$m_{ox} = Q_{m.ox} \times t_{combustion} \quad \text{II.13}$$

$$m_{ox} = 0.13325 \times 2$$

$$m_{ox} = 0.2665 \text{ kg}$$

Et le volume de l'oxydant est exprimé :

$$V_{ox} = \frac{Q_{m,ox}}{\rho_{ox}} \quad \text{II.14}$$

$$V_{ox} = \frac{0.2664}{1141}$$

$$V_{ox} = 0.00023 \text{ m}^3$$

### II.5.6. 2 Débit massique carburant

L'équation permettant de calculer le débit massique de carburant peut être exprimée ainsi :

$$Q_{m,f} = Q_{m,nozzle} - Q_{m,ox} \quad \text{II.15}$$

$$Q_{m,f} = 0.18504 - 1.13325$$

$$Q_{m,f} = 0.05179 \text{ kg}$$

Et la masse de carburant est donnée par :

$$m_f = \frac{m_{ox}}{O/F} \quad \text{II.16}$$

$$m_f = \frac{0.2664}{2.537}$$

$$m_f = 0.105 \text{ kg}$$

Et le volume de carburant est déterminé par :

$$V_f = \frac{m_f}{\rho_f} \quad \text{II.17}$$

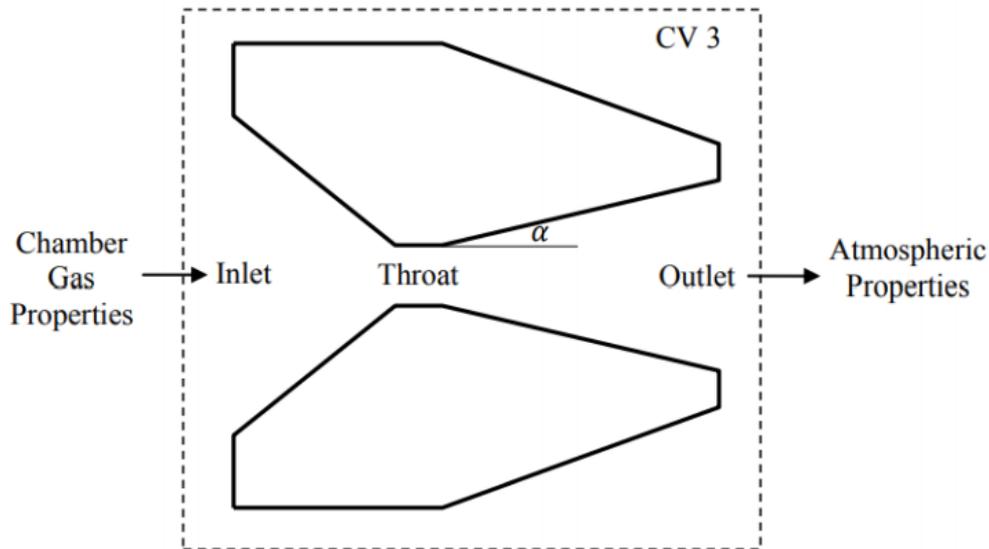
$$V_f = \frac{0.105}{821}$$

$$V_f = 0.00012 \text{ m}^3$$

### II.5. 7 Théorie de la tuyère

L'étude de systèmes de propulsion de fusée idéale est utile car les principes de la thermodynamique peuvent être exprimés sous la forme de relations mathématiques simples,

L'écoulement est donc réduit à une théorie d'écoulement unidimensionnelle, qui fournit la solution adéquate des équations fondamentales de fusée. Les propriétés des gaz de la chambre de combustion obtenue à partir du modèle unidimensionnel apportent les conditions de la tuyère à l'entrée.



**Figure II-2 :** Ecoulement à travers une tuyère unidimensionnelle.[11]

Les hypothèses d'un écoulement de gaz à travers une tuyère idéale :

- Les produits de réaction chimique est homogène.
- Le fluide obéit à la loi parfaite des gaz.
- Aucune perte de chaleur ne se produit à travers les parois de la tuyère (supposant donc une expansion adiabatique du débit).
- Tous les gaz d'échappement quittant la fusée ont une vitesse dirigée axialement (écoulement unidimensionnel).
- Il n'y a pas de frottement et tous les effets de couche limite sont négligés.
- Il n'y a pas d'ondes de choc ou de discontinuités du débit de la tuyère.
- Le débit de propulseur est statique (régulier) et constant. L'expansion du travail du fluide est uniforme et stable, sans vibration. Les effets transitoires sont de très courte durée et peuvent être négligé.
- La vitesse, la pression, la température et la densité du gaz sont tous uniformes sur n'importe quelle section normale à l'axe de la tuyère.

- L'équilibre chimique est établi dans la chambre de la fusée et la composition du gaz ne change pas dans la tuyère (rapport de chaleur spécifique, capacité calorifique et la masse molaire constante - écoulement gelé).
- Les propulseurs stockés sont à température ambiante.

Pour un écoulement isentropique, les relations de stagnation sont comme suit : [17]

$$\frac{T_C}{T} = 1 + \frac{K_c - 1}{2} M^2 \quad \text{II.18}$$

$$\frac{P_C}{P} = \left( 1 + \frac{K_c - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{K_c}{K_c - 1}} \quad \text{II.19}$$

$$\frac{\rho_C}{\rho} = \left( 1 + \frac{K_c - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{1 - K_c}} \quad \text{II.20}$$

Où :

- $T_C$  : la température et la densité de combustion [K].
- $P_C$  : la pression de combustion [K].
- $\rho_C$  : la densité de combustion [ $\text{Kg}/\text{m}^3$ ]

Ces trois équations permettent de déterminer les propriétés thermodynamiques de l'écoulement en chaque point si les propriétés de combustion du mélange (rapport de chaleur spécifique  $kc$  et la pression de combustion sont connu).

La vitesse du son pour un gaz idéal est définie par la relation suivante :

$$a = \sqrt{K_c RT} \quad \text{II.21}$$

Où  $R_c$  représente la constante massique des gaz en  $\text{J}/\text{Kg.k}$  résultant de l'équation suivante :

$$R_c = \frac{8.314}{MW} \quad \text{II.22}$$

$$R_c = \frac{8.314}{0.0228} = 364,64912 \text{ J / kg.k}$$

- $MW$  est la masse molaire du mélange.

#### ❖ Le nombre de Mach :

Le nombre de Mach est défini par le rapport entre la vitesse de l'écoulement et la vitesse du son :

$$M = \frac{v}{a} \quad \text{II.23}$$

Le nombre de Mach à la sortie de tuyère est calculé à l'aide de cette formule : [18]

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{K_c - 1} \left( \left( \frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{K_c - 1}{K_c}} - 1 \right)} \quad \text{II.24}$$

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{1.1811 - 1} \left( \left( \frac{3000000}{90260} \right)^{\frac{1.1811 - 1}{1.1811}} - 1 \right)}$$

$$M_e = 2.75$$

Pour un écoulement stationnaire unidimensionnel, l'équation de continuité est écrite comme suit :

$$\rho A v = \text{cste} = \rho^* A^* v^* \quad \text{II.25}$$

Où :

- A est la section de passage du fluide, v est la vitesse d'écoulement.
- La notation (\*) signe le point au col de la tuyère autrement dit la condition critique.

### II.5.7.1 Vitesse de sortie

Pour un écoulement entre la chambre de combustion où les conditions de stagnation sont supposées exister, et la sortie de la tuyère la vitesse de l'écoulement se calcule par : [14]

$$V_e = \eta_{\text{eff}} C^* C_F = \frac{C_F P_c A_t}{Q_{\text{m.nozzle}}} \quad \text{II.26}$$

$$V_e = 1783.37 \times 1.5241$$

$$V_e = 2718 \text{ m/s}$$

### II.5.7.2 Le taux d'expansion optimal

Le taux d'expansion optimal d'une tuyère est défini comme le rapport entre la section de sortie de la tuyère et la section au col de la tuyère.

La formule pour le taux d'expansion optimal est : [19]

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{\left(\frac{K_C + 1}{2}\right)^{\frac{1}{K_C - 1}} \left(\frac{P_e}{P_C}\right) \sqrt{\frac{K_C + 1}{K_C - 1} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_C}\right)^{\frac{K_C - 1}{K_C}}\right)}} \quad \text{II.27}$$

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{\left(\frac{1.1811 + 1}{2}\right)^{\frac{1}{1.1811 - 1}} \left(\frac{90260}{3000000}\right) \sqrt{\frac{1.1811 + 1}{1.1811 - 1} \left(1 - \left(\frac{90260}{3000000}\right)^{\frac{1.1811 - 1}{1.1811}}\right)}}$$

$$\frac{A_e}{A_t} = 5.82$$

La section au col  $A_t$  de tuyère est une partie spécifique d'une tuyère, agissant comme un goulot d'étranglement qui canalise et accélère les gaz de combustion sortant de la chambre de combustion vers la tuyère. Placée juste avant la section divergente de la tuyère, elle est conçue pour augmenter la vitesse des gaz en réduisant leur section transversale, ce qui maximise la conversion de l'énergie thermique en énergie cinétique.

#### ❖ Section au col :

La formule généralement utilisée pour déterminer la section au col de tuyère est souvent exprimée comme suit : [19]

$$A_t = \frac{F}{P_C C_F} \quad \text{II.28}$$

$$A_t = \frac{500}{3000000 \times 1.5241}$$

$$A_t = 0.00011 \text{ m}^2$$

D' où le rayon au col est calculé par :

$$r_t = \sqrt{\frac{A_t}{\pi}} \quad \text{II.29}$$

$$r_t = \sqrt{\frac{0.00011}{\pi}}$$

$$r_t = 0.006 \text{ m} = 6 \text{ cm}$$

#### ❖ Section de sortie :

En utilisant les deux équations précédentes, on peut effectivement calculer la section de sortie ( $A_e$ ) d'une tuyère :

$$A_e = \varepsilon A_t \quad \text{II.30}$$

$$A_e = 5.82 * 0.00011$$

$$A_e = 0.0006 \text{ m}^2$$

Et le rayon à la sortie de la tuyère est calculé par :

$$r_e = \sqrt{\frac{A_e}{\pi}} \quad \text{II.31}$$

$$r_e = \sqrt{\frac{0.0006}{\pi}}$$

$$r_e = 0.014 \text{ m} = 1.4 \text{ cm}$$

### II.5.7.3 Température et pression

La température et la pression à l'entrée de la tuyère correspondent respectivement à la température et à la pression de combustion. Cela signifie que les gaz entrants dans la tuyère ont les mêmes conditions thermodynamiques que les gaz dans la chambre de combustion.

#### ❖ Température à l'entrée de la tuyère :

La température à l'entrée de la tuyère est celle atteinte lors de la combustion dans la chambre de combustion. Cette température élevée est essentielle pour fournir l'énergie nécessaire à la propulsion en convertissant l'énergie thermique en énergie cinétique à mesure que les gaz se détendent et accélèrent à travers la tuyère.

$$T_0 = T_c \quad \text{II.32}$$

$$T_0 = 3523.6424 \text{ K}$$

#### ❖ Pression à l'entrée de la tuyère :

De même, la pression à l'entrée de la tuyère est la pression élevée générée par la combustion, car la différence de pression entre l'entrée et la sortie de la tuyère détermine l'accélération des gaz.

$$P_0 = P_C \quad \text{II.33}$$

$$P_0 = 3000000 \text{ Pa}$$

### ❖ La température au col :

La température au col de la tuyère, également appelée température critique, est la température des gaz au point le plus étroit de la tuyère. Elle est inférieure à la température de combustion car, à ce point, une partie de l'énergie thermique a été convertie en énergie cinétique pour accélérer les gaz à la vitesse du son (Mach 1).

Lorsqu'un gaz passe à travers la chambre de combustion, il atteint une température maximale appelée température de combustion. À mesure que ce gaz s'écoule vers le col de la tuyère, il subit une expansion isentropique qui convertit l'énergie thermique en énergie cinétique, entraînant une diminution de la température.

Elle est donnée par : [20]

$$T_t = \frac{2 \times T_c}{K_C + 1} \quad \text{II.34}$$

$$T_t = \frac{2 \times 3523.6424}{1.1811 + 1}$$

$$T_t = 3231 \text{ K}$$

### ❖ La pression au col :

La formule pour calculer la pression au col  $P_t$  dépend de la pression de combustion et du rapport de chaleur spécifique  $K_C$  du gaz.

Elle est donnée par : [18]

$$P_t = P_C \left( \frac{2}{K_C + 1} \right)^{\frac{K_C}{K_C - 1}} \quad \text{II.35}$$

$$P_t = 3000000 \left( \frac{2}{1.1811 + 1} \right)^{\frac{1.1811}{1.1811 - 1}}$$

$$P_t = 1704526.671 \text{ Pa}$$

### ❖ La température à la sortie de la tuyère :

La température à la sortie de la tuyère est la température des gaz après qu'ils aient été accélérés à travers la section divergente de la tuyère. Cette température, généralement inférieure à la température au col, est un indicateur important de l'efficacité de la conversion de l'énergie thermique en énergie cinétique. [21]

$$T_e = \frac{T_c}{1 + \left(\frac{K_c - 1}{2}\right) \times M_c^2} \quad \text{II.36}$$

$$T_e = \frac{3523.6424}{1 + \left(\frac{1.1811 - 1}{2}\right) 2.75^2}$$

$$T_e = 2091.4501 \text{ K}$$

### ❖ La pression de sortie :

Pour avoir un écoulement supersonique adapté, il faut une pression de sortie  $P_e = 0.9026$  bar qui est inférieur à 1 bar.

$$P_e = 90260 \text{ Pa}$$

Dans une tuyère sous-détendue, la pression de sortie dépasse celle de l'atmosphère. Cela peut entraîner un écoulement subsonique à la sortie, réduisant ainsi l'efficacité de la propulsion. De plus, la formation d'une onde de choc peut entraîner des pertes de performance et des instabilités dans l'écoulement.

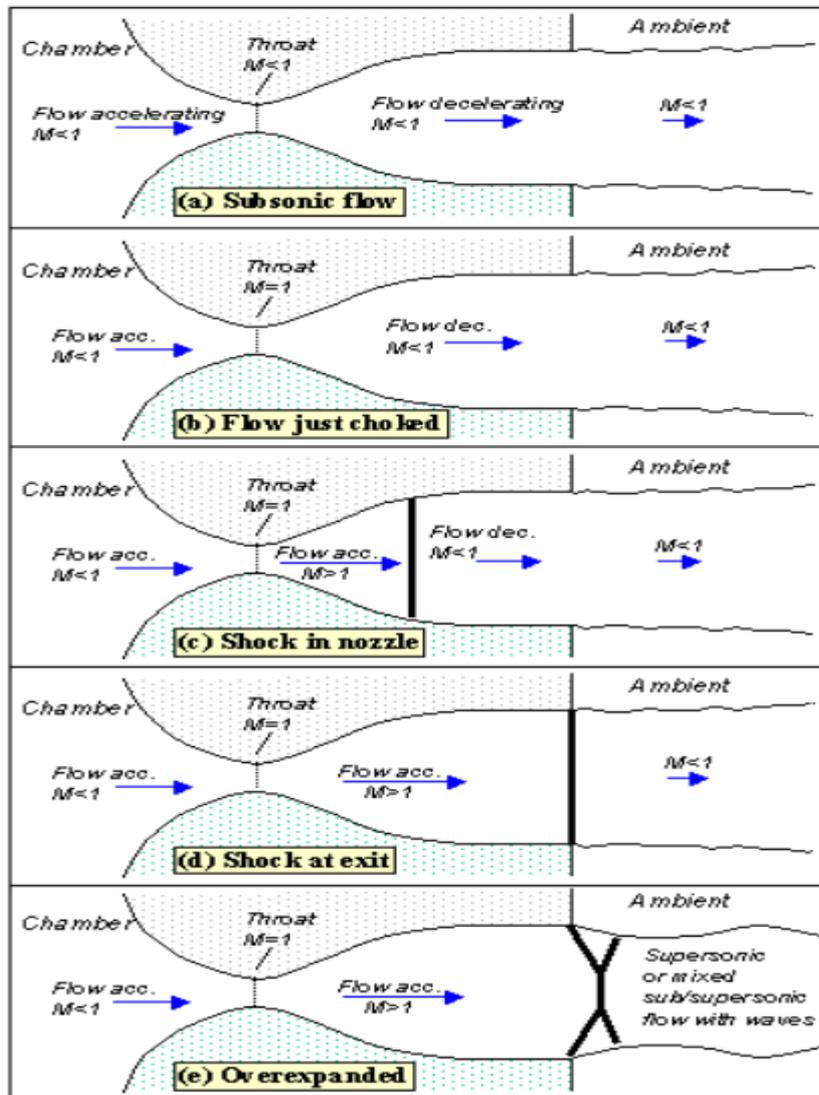
Dans une tuyère sur-détendue, la pression de sortie est inférieure à la pression atmosphérique, ce qui peut entraîner un écoulement supersonique à la sortie, accompagné d'ondes de choc ou de séparation de l'écoulement. Une sur-détente excessive gaspille également de l'énergie sous forme d'énergie cinétique non utilisée, réduisant ainsi l'efficacité de la propulsion.

#### II.5.7.4 Différents régimes de la tuyère

Le rapport de la pression de service de la tuyère à la pression atmosphérique par rapport à la pression de la chambre détermine les caractéristiques et les conditions d'écoulement du fluide. Sept rapports de pression définissent les différentes conditions d'écoulement auxquelles

les tuyères de fusée peuvent être soumises lors des essais statiques (sur banc d'essai) et dynamiques (en vol).

La figure suivante illustre l'écoulement à travers une tuyère lorsqu'il est entièrement subsonique (c'est-à-dire que la buse n'est pas étouffée). Le flux s'accélère en sortant de la chambre à travers la section convergente, atteignant sa vitesse maximale (subsonique) au niveau de la gorge. Ensuite, le flux décélère à travers la section divergente et s'échappe dans l'air ambiant sous la forme d'un jet subsonique. Dans cet état, la diminution de la contre-pression (pression atmosphérique  $P_a$ ) augmente la vitesse d'écoulement partout dans la tuyère.



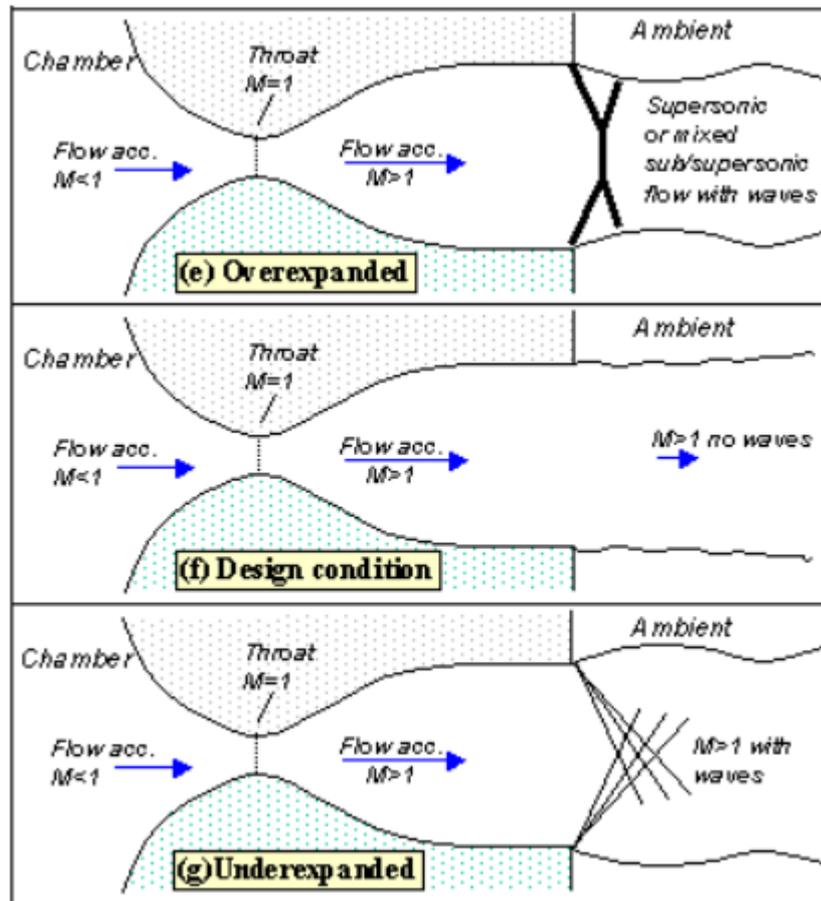


Figure II-3 : Différents modes d'écoulements à travers une tuyère.[22]

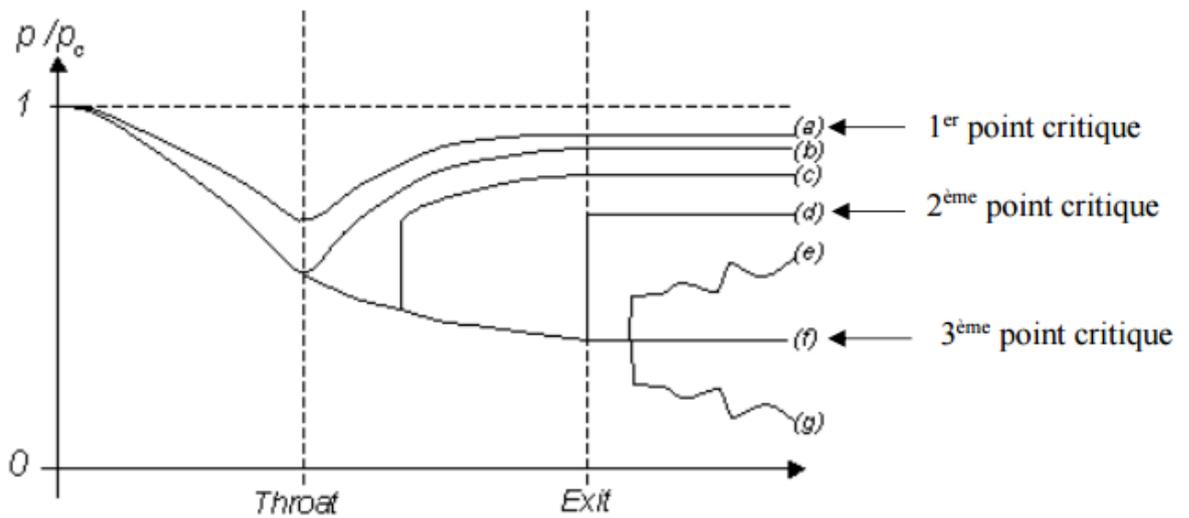


Figure II-4 : Distribution de la pression au long de la tuyère.[22]

Le schéma de la Figure II-3b est identique à celui de l'écoulement subsonique, à la différence près que la vitesse d'écoulement au col atteint maintenant Mach 1. L'écoulement à travers la tuyère est alors étranglé, car toute réduction supplémentaire de la contre-pression ne peut pas déplacer le point où  $M = 1$  au-delà du col. Cependant, le modèle d'écoulement dans la section divergente change lorsque la contre-pression est encore abaissée.

Lorsque la pression de sortie  $P_e$  est abaissée en dessous du niveau nécessaire pour simplement étrangler l'écoulement, une région d'écoulement supersonique se forme juste en aval de la gorge. Contrairement à un écoulement subsonique, l'écoulement supersonique s'accélère à mesure que la section s'élargit. Cette région d'accélération supersonique se termine par une onde de choc normale. L'onde de choc provoque une décélération quasi instantanée du flux jusqu'à une vitesse subsonique. Ensuite, cet écoulement subsonique continue à décélérer à travers le reste de la section divergente et s'échappe comme un jet subsonique. Dans ce régime, en abaissant ou en augmentant la contre-pression, on modifie la longueur de la région d'écoulement supersonique dans la section divergente avant l'onde de choc.

Si  $P_e$  est suffisamment abaissée, la région supersonique peut s'étendre sur toute la longueur de la tuyère jusqu'à ce que l'onde de choc se forme à la sortie de la tuyère (Figure II-3d). Dans ce cas, la région d'accélération étant très longue (sur toute la longueur de la tuyère), la vitesse d'écoulement juste avant l'onde de choc sera très élevée. Cependant, après l'onde de choc, l'écoulement dans le jet restera subsonique.

L'abaissement de la contre-pression entraîne une courbure de l'onde de choc dans le jet (Figure II-3e), créant un schéma complexe de chocs et de réflexions à l'intérieur du jet, qui peut impliquer un mélange d'écoulements subsoniques et supersoniques, ou, si la contre-pression est suffisamment basse, un écoulement entièrement supersonique. L'angle de l'onde de choc par rapport à l'écoulement près des parois de la tuyère change (le choc n'est plus perpendiculaire à l'écoulement à proximité des parois de la tuyère), déviant le flux vers l'intérieur à la sortie, ce qui crée un jet initialement contracté. Cet écoulement est désigné comme "sur-détendu" ( $P_e < P_a$ ), car dans cette configuration, la pression à la sortie de la tuyère est inférieure à la pression atmosphérique (la contre-pression), ce qui signifie que le flux a été considérablement dilaté par la tuyère.

À mesure que la contre-pression est abaissée davantage, la configuration des ondes dans le jet est modifiée et affaiblie. Finalement, lorsque la contre-pression est réduite au point où elle

équivalent à la pression à la sortie de la tuyère (idéalement), les ondes dans le jet disparaissent complètement (Figure II-3f), et le jet devient uniformément supersonique. Cette situation, souvent préférée, est appelée "condition de conception".

Si nous continuons à réduire la contre-pression, un nouvel écart se formera entre la pression de sortie  $P_e$  et la contre-pression ( $P_e > P_a$ ), tel qu'illustré dans la Figure II-3g. Cette situation, appelée "sous-détendue", entraînerait la formation d'ondes d'expansion à la sortie de la tuyère. Ces ondes provoqueraient une rotation et une accélération progressives du jet. Une partie de la pression restante ne serait pas convertie en vitesse, initiant ainsi une rotation du flux vers l'extérieur aux bords du jet, formant un panache et générant un motif d'onde complexe différent.

## II. 6 Dimensionnement de la chambre de combustion

### II.6. 1 Parois de la chambre

La chambre de combustion est sous forme d'un cylindre où le carburant débutant est placé. Il est nécessaire d'avoir un diamètre intérieur (qui est le diamètre du grain) équivalent au diamètre d'entrée de la tuyère et que le diamètre du port soit égal à la moitié de celui du grain.

En raison de la haute température de combustion qui est de 3523.6424 K, une isolation doit être appliquée sur le grain afin d'éviter d'atteindre le point de fusion du casing, sachant que le temps de combustion va durer que 2 seconde il est impossible que la température de combustion fera fondre le casing cependant il faut prendre des précautions comme l'ajout d'une couche d'isolation pour éviter tout risque. Nous avons aboutis à la solution suivante : deux couches d'isolation, une paroi de 2mm d'épaisseur en fibre de laine et une autre paroi de 2mm aussi de fibre de verre.

#### ❖ Diamètre intérieure de la chambre de combustion :

$$D_{c,i} = 0.045 + 0.008 = 0.053 \text{ m} = 5.3 \text{ cm}$$

#### ❖ Diamètre du port :

$$D_p = \frac{D_{\text{grain}}}{2}$$

II.37

$$D_p = \frac{0.045}{2}$$

$$D_p = \frac{0.045}{2} = 0.022 \text{ m} = 2.2 \text{ cm}$$

La structure d'un propulseur à propergol hybride est à la fois un réservoir du propergol et une chambre de combustion. Elle est conçue de façon à :

- Tenir la pression des gaz de combustion pendant le fonctionnement du moteur.
- Résister aux sollicitations thermiques provenant des gaz.

Des calculs doivent être faits pour déterminer l'épaisseur minimale requise des parois de la chambre de combustion.

On a :

$$\frac{P_c \times D_{c,i}}{e} \leq R_p \quad \text{II.38}$$

$$e \geq \frac{P_c \times D_{c,i}}{R_p} \quad \text{II.39}$$

$$\text{Avec } R_p = \frac{R_e}{J} \quad \text{II.40}$$

$R_e$  : La limite élastique est 240 MPa (Inox 316).

$J$  : Le facteur de sécurité (soit 2,29 dans notre cas).

$$R_p = \frac{240 \times 10^6}{2.29} = 104803493.4 \text{ Pa}$$

$$\text{Donc : } e \geq \frac{3000000 \times 0.04813}{104803493.4} \rightarrow e \geq 0.00138 \text{ m (1.38 mm)}$$

En prenant compte de la détérioration des propriétés du matériau exposé aux hautes températures, la possibilité d'usinage nous avons majoré l'épaisseur totale à  $e = 5 \text{ mm}$ .

Le diamètre extérieur de la chambre de combustion est donc obtenu par :

$$D_{c,e} = D_{c,i} + 2e \quad \text{II.41}$$

$$D_{c,e} = 0.053 + 2 \times 0.005 = 0.063 \text{ m} = 6.3 \text{ cm}$$

## II.6. 2 Théorie du taux de régression (Vitesse de combustion)

Le taux de régression est la vitesse (généralement en millimètres par seconde) à laquelle la surface de l'orifice du grain de combustible solide s'érode.

Le mécanisme de combustion d'un moteur de fusée hybride repose essentiellement sur la caractéristique du taux de régression du propulseur. La vitesse de régression d'un combustible solide, également appelée vitesse de combustion ou processus de pyrolyse, détermine le degré de composition du mélange oxydant-combustible dans tout l'orifice à grains local. Chaque combinaison de propulseur a un rapport comburant / carburant optimal appelé rapport stœchiométrique. En tant que telle, la variation de la composition du mélange affecte grandement les performances d'un moteur de fusée hybride. [16]

$$\dot{r} = a(G_{ox})^n \quad \text{II.42}$$

Avec :

-  $G_{ox}$  : le flux massique du comburant [kg/sm<sup>2</sup>]. [14]

$$G_{ox} = \frac{Q_{m.ox}}{A_{port}} \quad \text{II.43}$$

-  $A_{port}$  : est la section du port du grain [m<sup>2</sup>]

$$A_{port} = \frac{\pi D_p^2}{4} \quad \text{II.44}$$

-  $a$  et  $n$  sont obtenus expérimentalement pour des combinaisons individuelles comburant / carburant, plage de débit massique de comburant, configuration d'injecteur et configuration du port du fuel. Les coefficients balistiques typiques pour une variété de combinaisons de propulseurs sont donnés :

Fuel	Oxidiser	a $10^{-3}$	N
HTPB	GOX	0.025	0.65
HTPB	GOX	0.0304	0.681
HTPB	GOX	0.087	0.53
HTPB	GOX	0.077	0.53
HTPB	$N_2O$	0.094	0.325
Paraffin wax	GOX	0.091	0.69
Paraffin wax	LOX	0.117	0.62
Paraffin wax	$H_2O_2$	0.0344	0.959
Paraffin wax	$N_2O$	0.132	0.555
Paraffin wax	$N_2O$	0.155	0.5
HDPE	$N_2O$	0.0462	0.352
PMMA	$N_2O$	0.0466	0.377

**Tableau II-2 :** Valeurs typiques des coefficients balistiques a et n, pour  $r = m/s$  et  $G_{ox} = kg/(m^2s)$ .

On a donc :

$$A_{port} = \frac{\pi \times 0.022^2}{4} = 0,00038 \text{ m}^2$$

$$G_{ox} = \frac{0.13325}{0.00038} = 350.6578 \text{ kg/sm}^2$$

Dans notre situation, il est possible de calculer le taux de régression en utilisant les coefficients balistiques  $a=0.117$  et  $n=0.62$ .

$$\dot{r} = 0.117 \times 10^{-3} \times 350.6578^{0.62} = 0.00442 \text{ m/s} = 0.442 \text{ cm/s}$$

### II.6.3 Longueur de la chambre de combustion

La chambre de combustion dans un moteur de fusée hybride fournit, pas seulement, l'espace pour la combustion propergol, mais contient également la totalité du grain de carburant. La longueur de la chambre de combustion est déterminée par la configuration des grains de carburant. En outre, plus la chambre de combustion est longue, plus la combustion est stable.

La loi qui permet de déterminer la longueur nécessaire est la suivante :

$$L_p = \frac{A_{\text{reg}}}{P_p} \quad \text{II.45}$$

Avec :

-  $A_{\text{reg}}$  est l'aire de régression :

$$A_{\text{reg}} = \frac{Q_{v_f}}{r} \quad \text{II.46}$$

-  $Q_{v_f}$  est le débit volumique du carburant :

$$Q_{v_f} = \frac{Q_{m.f}}{\rho_f} \quad \text{II.47}$$

$$Q_{v_f} = \frac{0.05179}{821} = 6.308 \times 10^{-5} \text{ m}^3 / \text{s}$$

$$A_{\text{reg}} = \frac{6.308 \times 10^{-5}}{0.00442} = 0,0142 \text{ m}^2$$

-  $P_{\text{port}}$  est le périmètre du port :  $P_p = \pi D_{\text{port}}$  II.48

$$P_{\text{port}} = \pi \times 0.022 = 0,07 \text{ m} = 7 \text{ cm}$$

Donc la longueur requise est de :

$$L_{\text{port}} = \frac{0.0142}{0.07} = 0.203 \text{ m} = 20.3 \text{ cm}$$

## II. 7 Conception de l'injecteur

Pour les moteurs des fusées à moteur hybride l'injection directe d'oxydant est la meilleure approche.

L'injecteur est généralement situé au début de la structure du moteur et positionnée avec le port du grain concentriquement. L'orifice de forme axiale, pour éviter l'instabilité de la pression de combustion, en supposant que les pertes de pression sont égales à 30% de la pression de combustion autrement dit  $\Delta P \approx 9 \text{ Bar}$  pour aussi éviter le phénomène de sifflement dans la tuyère qui est due aussi à l'instabilité de la pression de combustion.

### II.7. 1 Section d'un orifice

La section de l'injecteur doit être la même que celle du port, ce qui signifie que le diamètre de l'injecteur et du port doivent correspondre exactement. Cette condition assure que l'oxydant qui traverse l'injecteur peut se déplacer librement et sans restriction lorsqu'il pénètre dans la chambre de combustion.

La correspondance précise des sections assure la stabilité du débit de l'oxydant. Il est possible que toute modification des dimensions entraîne une limitation du flux, ce qui a un impact sur l'efficacité du processus.

$$D_{inj} = D_p = 0.022 \text{ m} = 2.2 \text{ cm}$$

$$A_{inj} = A_{port} = 0.00038 \text{ m}^2$$

Nous avons choisi d'utiliser un injecteur avec 16 orifices.

$$N = \frac{D_{inj}}{D_{orifice}} \quad \text{II.49}$$

Sachant que :

- N : est le nombre total d'orifices.
- $D_{inj}$  : est le diamètre de l'injecteur [m].
- $D_{orifice}$  : est le diamètre d'un orifice [m].

Ainsi, le diamètre d'un seul orifice est déterminé par :

$$D_{orifice} = \frac{D_{inj}}{N} \quad \text{II.50}$$

$$D_{orifice} = \frac{0.022}{16} = 0.0013 \text{ m} = 0.13 \text{ cm}$$

D'où la section d'un orifice est calculée comme suit :

$$A_{orifice} = \frac{\pi D_{orifice}^2}{4} \quad \text{II.51}$$

$$A_{orifice} = \frac{\pi \times 0.0013^2}{4} = 1.32 \times 10^{-6} \text{ m}^2 = 1.32 \times 10^{-2} \text{ cm}^2$$

## II. 8 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons effectué une analyse approfondie pour calculer avec précision les dimensions de la tuyère, de la chambre de combustion et de l'injecteur de la fusée. Chaque dimension a été déterminée en prenant en considération des paramètres critiques tels que le débit massique, la pression de combustion et la distribution efficace du propergol. Ces méthodes, combinant des modèles analytiques avancés, ont été essentielles pour assurer une conception optimale visant à maximiser l'efficacité de la propulsion et à garantir la fiabilité opérationnelle du moteur hybride.

# **Chapitre III**

## **Etude et conception d'un propulseur hybride**

### III.1 Outils numériques

Il est nécessaire d'utiliser des logiciels ou des applications numériques afin de gagner du temps et, si besoin, de modifier et/ou rectifier certains paramètres pour obtenir une liste de résultats. Dans ce projet, nous avons utilisé divers logiciels et applications pour valider la fiabilité des résultats théoriques.

#### III.1.1 Rocket Propulsion Analysis (RPA) lite

Pour valider nos calculs, nous avons utilisé l'application RPA, un outil d'analyse multiplateforme conçu pour la conception préliminaire des moteurs fusées. Cet outil est capable de :

- Analyse des performances du moteur.
- Dimensionnement de la chambre de poussée.
- Optimisation du contour de la paroi de la tuyère.
- Analyse du refroidissement de la chambre de poussée.
- Évaluation du bilan de puissance du cycle moteur.
- Estimation de la masse du moteur.
- Utilisation d'utilitaires de script pour développer des solutions personnalisées

INPUT		OUTPUT	
Pression de combustion $P_c$	<b>Moteur</b>	Impulsion spécifique	$I_{sp}$
Force de poussée $F$		Débit massique totale	$\dot{m}_{nozzle}$
Formule chimique	<b>Propergol</b>	Débit massique oxydant	$\dot{m}_{ox}$
Température		Débit massique fuel	$\dot{m}_f$
		Vitesse de caractéristique	$C^*$
		Coefficient de poussée	$C_F$
		Le rapport de mixture	$\frac{O}{F}$
		Diamètre d'entrée	$D_c$
		Diamètre de sorti	$D_e$
		Diamètre du col	$D_t$
		Longueur tuyère	$L_e$
		Rapport de section subsonique	$\frac{A_c}{A_t}$
		Rapport de section supersonique	$\frac{A_e}{A_t}$
		Demi-angle de divergence	°
		Demi-angle de convergence	°
		Pression	$P_i$
		Température	$T_i$
		Enthalpie	$H_i$
		Entropie	$S_i$
		L'énergie interne	$U_i$
		Rapport de chaleur spécifique	$K_{C,j}$
		Constante massique des gaz	R
		Masse molaire	MW
		Densité	$\rho$
		Vitesse sonique	$a_i$
		Vitesse	$v_i$
		Nombre de Mach	$M_{e,j}$
		Fraction des produits de combustion	

Tableau III-1 : Les données input et output du logiciel RPA.

Grâce à RPA on a pu connaître le rapport du mélange comburant carburant O/F optimum pour une impulsion spécifique ISP maximum, la vitesse caractéristique  $C^*$ , le coefficient de poussée  $C_F$  et le rapport de chaleur spécifique  $K_C$ . De suite on peut commencer à dimensionner le carburant et le comburant, et les dimensions de la chambre de combustion et de la tuyère.

### III.1. 2 HRE (Hybride Rocket Engine)

L'Hybride Rocket Engine est un fichier de calcul Excel (tableur xls) que nous avons organisé et programmé, comportant plusieurs équations de calcul interconnectées, cette feuille de calcul Excel s'appuie sur les données de sortie de RPA, telles que la température de combustion, la pression de combustion, le rapport de chaleur spécifique, le taux de mélange optimal, etc. Elle est conçue pour calculer différents paramètres liés à ces données, tels que le diamètre du port final, le taux de régression, la courbe de poussée, etc.

L'utilisation de cette feuille de calcul permet de gagner du temps, car il suffit de modifier un ou deux paramètres pour que toutes les listes et séries de données dépendantes se mettent à jour automatiquement. Cela s'avère pratique lors de la phase de conception, permettant une exploration efficace de diverses configurations et options.

INPUT		
<b>Tuyère</b>	Angle divergence	20°
	Angle convergence	30°
	Pression de sortie	$P_e = 90260\text{Pa}$
<b>Propergol</b>	Densité fuel	$\rho_f = 821\text{kg} / \text{m}^3$
	Diamètre du grain	$D_g = 45\text{ mm}$
	Diamètre du port	$D_p = 22\text{ mm}$
	température oxydant	298.15 K
<b>Combustion</b>	Rapport O/F	2.573
	Pression de combustion	$P_c = 3000000\text{Pa}$
	Température de combustion	$T_c = 3523.6424\text{ K}$
	Masse molaire	MW = 22.849 g/mol
	Rapport de chaleur spécifique	$K_c = 1.1811$
	Force de poussée	$F = 500\text{ N}$
	Temps de combustion	$t_{\text{combustion}} = 2\text{ sec}$
	Coefficient a	$a = 0.117 * 10^{-3}$
Exposant n	$n = 0.62$	

Tableau III-2 : Les données input HRE.

## OUTPUT

<b>Vitesse caractéristique</b>	$C^* = 1783.37 \text{ m/s}$
<b>Coefficient poussée</b>	$C_F = 1.5241$
<b>Vitesse d'échappement</b>	$V_e = 2717.9846 \text{ m/s}$
<b>Nombre de mach d'échappement</b>	$M_e = 2.75$
<b>Section du col</b>	$A_t = 110 \text{ mm}^2$
<b>Rapport de section</b>	$\frac{A_e}{A_t} = 5.82$
<b>Diamètre du col</b>	$D_t = 12 \text{ mm}$
<b>Diamètre de sortie</b>	$D_e = 280 \text{ mm}$
<b>Débit tuyère</b>	$Q_{m.nozzle} = 0.18504 \text{ kg/s}$
<b>Débit oxydant</b>	$Q_{m.ox} = 0.13325 \text{ kg/s}$
<b>Débit fuel</b>	$Q_{m.f} = 0.05179 \text{ kg/s}$
<b>Taux de régression</b>	$\dot{r} = 0.442 \text{ cm/s}$
<b>Langueur port <math>L_p</math></b>	$L_{port} = 203 \text{ mm}$
<b>Masse fuel <math>m_f</math></b>	$m_f = 0.105 \text{ kg}$
<b>Masse oxydant <math>m_{ox}</math></b>	$m_{ox} = 0.2665 \text{ kg}$
<b>Impulsion spécifique <math>I_{sp}</math></b>	$I_{sp} = 270 \text{ s}$
<b>Impulsion totale <math>I_t</math></b>	$I_t = 1000 \text{ N.s}$
<b>Diamètre port <math>D_p</math></b>	$D_p = 220 \text{ mm}$
<b>Diamètre d'injecteur <math>D_{inj}</math></b>	$D_{inj} = 220 \text{ mm}$

Tableau III-3 : Les données output HRE.

### III.1. 3 SolidWorks

SolidWorks est devenu un outil indispensable pour concevoir le propulseur hybride. Tout d'abord, nous avons réalisé une représentation géométrique des éléments essentiels tels que la chambre de combustion, la tuyère et l'injecteur. Cet outil nous a permis de modéliser de manière efficace la structure interne de la chambre de combustion. Dans le même temps, nous avons amélioré la conception de la tuyère afin d'optimiser l'émission de gaz. En outre, nous avons élaboré des modèles précis de l'injecteur pour garantir un débit homogène. Finalement, tous ces éléments ont été regroupés afin de créer le propulseur hybride complet. Pour résumer, SolidWorks nous a offert la précision et la flexibilité requises afin de concevoir de manière précise et d'assembler de manière efficace les éléments essentiels du système propulsif.

### III.2 Conception du propergol

L'étude et dimensionnement du propergol dépend des principaux paramètres qui sont : le taux du mélange, le temps de combustion c'est-à-dire le taux de régression, pression de combustion, force de poussée et du débit à travers la tuyère.

Grâce à RPA on a pu connaître le rapport du mélange comburant carburant O/F optimum pour une impulsion spécifique ISP maximum. De suite on peut commencer à dimensionner le carburant et le comburant.

#### III.2. 1 Dimensionnement de l'oxydant

Dans cette partie nous avons fait l'étude et dimensionnement de l'injecteur qui est considéré comme une partie primordiale, c'est le passage du comburant de la bouteille de l'oxygène liquide vers la chambre de combustion. Le débit à travers l'injecteur qui le débit de l'oxydant dépend du mélange O/F et du débit de la tuyère qui est aussi approximativement le même débit du propergol (débit totale).

Pour gérer les températures élevées de combustion, deux couches d'isolation ont été ajoutées autour du diamètre extérieur du grain. Cela vise à protéger le matériau de l'enveloppe de l'exposition direct à la chaleur intense évitant ainsi qu'il n'atteigne son point de fusion.

Les propriétés du bloc propergol est résumé sur le tableau suivant :

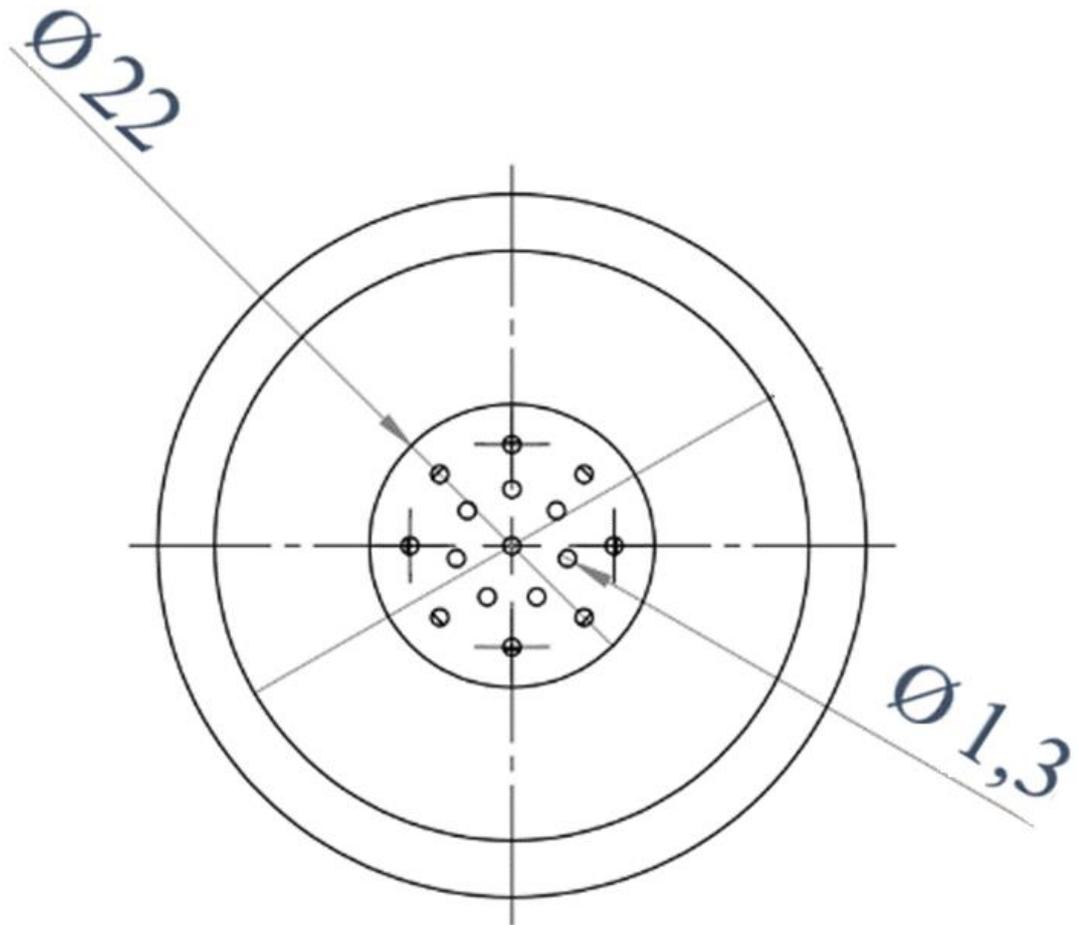
<b>OXYDANT</b>	Oxygène Liquide (LOX)
<b>FUEL</b>	Paraffine
<b>RAPPORT O/F</b>	2.573
<b>DIAMETRE DU GRAIN</b>	45 mm
<b>DIAMETRE DU PORT</b>	22 mm
<b>DENSITE DU FUEL</b>	821 $kg / m^3$
<b>DENSITE DE L'OXYDANT</b>	1141 $kg / m^3$

**Tableau III-4** : Propriété du bloc propergol.

### III.3 Conception de l'injecteur

La conception de l'injecteur est une étape cruciale dans le développement d'un propulseur hybride. L'injecteur doit assurer une distribution homogène du comburant dans la chambre de combustion pour maximiser l'efficacité de la réaction. Cela implique le choix précis des matériaux, la détermination de la taille et du nombre des orifices, ainsi que le contrôle des débits et des pressions d'injection. Une attention particulière est portée à la résistance thermique et mécanique de l'injecteur pour garantir sa durabilité et sa performance sous des conditions de fonctionnement extrêmes. L'optimisation de ces paramètres permet d'obtenir une combustion stable et efficace, essentielle pour les performances globales du moteur.

Nous avons choisi un injecteur avec un nombre d'orifices de 16 avec comme condition un diamètre disponible d'usinage de 1.3 mm qui sera le diamètre de chaque orifice. La disposition des orifices est faite d'une façon homogène afin d'avoir un écoulement uni directionnel.



**Figure III-1 :** Modèle 2D de l'injecteur montrons la disposition des orifices.

Nous avons opté pour un filetage de 1/2" afin d'éviter les pertes de pression supplémentaire et adopté un bon serrage de l'injecteur avec la tuyauterie.

<b>DEBIT DE L'OXYDANT</b>	0.13325 kg/s
<b>DENSITE DE L'OXYGENE LIQUIDE (LOX)</b>	1141 kg / m <sup>3</sup>
<b>DIAMETRE DE L'INJECTEUR</b>	22 mm
<b>NOMBRE D'OROFICE</b>	16
<b>SECTION D'UN ORIFICE</b>	1.77 mm <sup>2</sup>

**Tableau III-5 :** Résumer des dimensions de l'injecteur.

### III.4 Conception structurelle

#### III.4.1 Structure de la chambre de combustion

La conception de la structure de la chambre de combustion est un élément critique dans le développement des propulseurs hybrides. Cette structure doit non seulement supporter les conditions extrêmes de pression et de température générées par la combustion, mais aussi assurer une distribution uniforme des gaz chauds vers la tuyère. Elle est souvent conçue avec des matériaux résistants à la chaleur, tels que des alliages spéciaux ou des céramiques renforcées, afin de maintenir l'intégrité structurelle et d'éviter toute déformation sous contrainte thermique. De plus, des techniques avancées de refroidissement et d'isolation sont intégrées pour protéger la chambre de combustion et optimiser les performances du propulseur.

Le matériau utilisé est de l'acier inoxydable (inox) 316, représentant de bon caractéristique mécanique, un point de fusion élevé et une bonne résistance à la corrosion. Etant le métal le plus adéquat pour notre ayant un compromis entre son prix et ses propriétés mécaniques.

<b>Matériau</b>	<b>Acier inoxydable 316</b>
<b>Densité</b>	8000 kg/m <sup>3</sup>
<b>Résistance à la traction ultime</b>	550 Mpa
<b>Limite élastique</b>	240 Mpa
<b>Module d'élasticité</b>	193 Gpa
<b>Conductivité thermique</b>	16.4 W/mk
<b>Point de fusion</b>	1673 K

**Tableau III-6 :** Propriétés mécanique de l'acier inoxydable 316.

<b>Diamètre intérieure de la chambre de combustion</b>	$D_{c,i} = 53 \text{ mm}$
<b>Diamètre extérieure de la chambre de combustion</b>	$D_{c,e} = 63 \text{ mm}$
<b>Longueur de la chambre de combustion</b>	$L_{\text{port}} = 203 \text{ mm}$

**Tableau III-7 :** Les dimensions de la chambre de combustion.

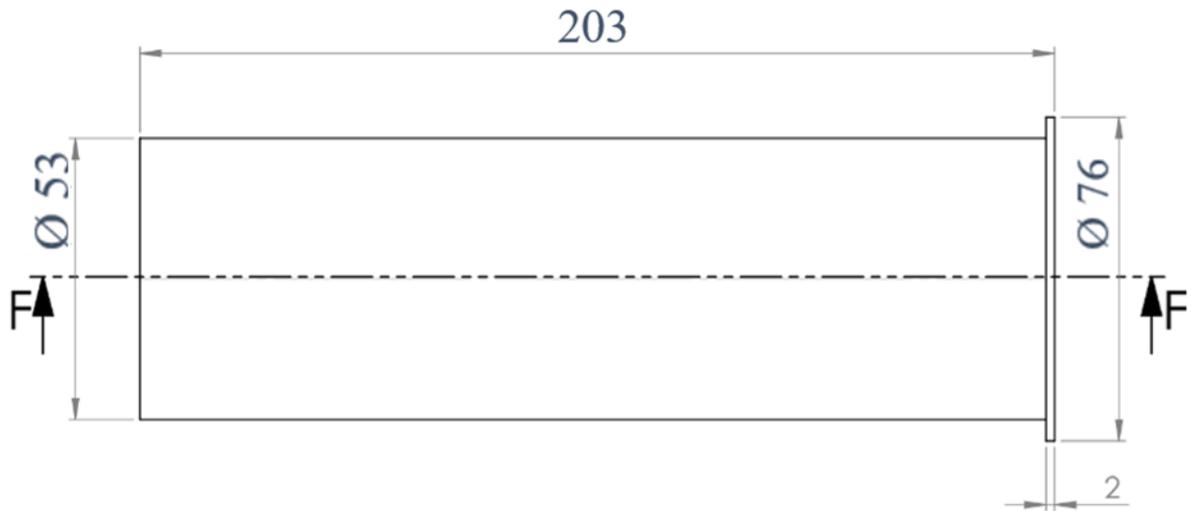


Figure III-2 : Les dimensions de la chambre de combustion.

### III.4. 2 La géométrie de la tuyère

La structure de la tuyère dans ce type de moteur est conçue pour gérer les caractéristiques spécifiques des gaz d'échappement produits par la combustion d'un carburant solide et d'un comburant liquide ou gazeux. Elle comporte généralement une section convergente où les gaz sont accélérés, suivie d'un col étroit pour atteindre la vitesse sonique, puis une section divergente pour permettre aux gaz de se dilater et d'accroître encore leur vitesse. La tuyère doit être construite avec des matériaux capables de résister à des températures élevées et à la corrosion. Les paramètres d'entrer dans la tuyère sont une pression de 3 MPa et une température de 3520.924 K, due à une haute température et l'impossibilité de placé une isolation par risque qu'elle brule ou fait varier les caractéristiques du moteur, nous avons opté pour le graphite qui un métal non ferreux présentant des caractéristiques adéquates pour notre situation avec une très haute résistance à la température et l'effet de l'érosion est presque négligeable

Matériau	Graphite
densité	2250 kg/m <sup>3</sup>
Resistance à la traction	27.16 Mpa
Module d'élasticité	4.8 Gpa
Conductivité thermique	24 W/mk
Point de fusion	3773 K
Coefficient de dilatation thermique	2.2 x 10 <sup>-6</sup> /°C

Tableau III-8 : Propriétés mécanique du graphite.

<b>PROPRIETE DU GAZ</b>	<b>Constante du gaz</b>	$R_c = 364.64912 \text{ J/KgK}$
	Masse molaire	$MW = 22.8009 \text{ g/mol}$
	Rapport de chaleur spécifique	$K_c = 1.1811$
<b>CONDITION DE STAGNATION</b>	Diamètre d'entrée	$D_e = 45 \text{ mm}$
	Pression d'entrée	$P_0 = 3000000 \text{ Pa}$
	Température d'entrée	$T_0 = 3523.6424 \text{ K}$
<b>CONDITION AU COL</b>	Diamètre du col	$D_t = 12 \text{ mm}$
	Pression du col	$P_t = 1704526.671 \text{ Pa}$
	température du col	$T_t = 3231 \text{ K}$
<b>CONDITION DE SORTIE</b>	Diamètre de sortie	$D_e = 28 \text{ mm}$
	Pression de sortie	$P_e = 90260 \text{ Pa}$
	Température de sortie	$T_e = 2091.4501 \text{ K}$
	Nombre de Mach à la sortie	$M_e = 2.75$

**Tableau III-9** : Principaux propriétés de l'écoulement unidimensionnel à travers la tuyère.

<b>Angle convergence</b>	$30^\circ$
<b>Angle divergence</b>	$20^\circ$
<b>Diamètre d'entrée</b>	$D_e = 45 \text{ mm}$
<b>Diamètre du col</b>	$D_t = 12 \text{ mm}$
<b>Diamètre de sortie</b>	$D_t = 28 \text{ mm}$
<b>Longueur de la tuyère</b>	$L_{\text{tuy}} = 105 \text{ mm}$

**Tableau III-10** : Dimension du fluide passant à travers la tuyère.

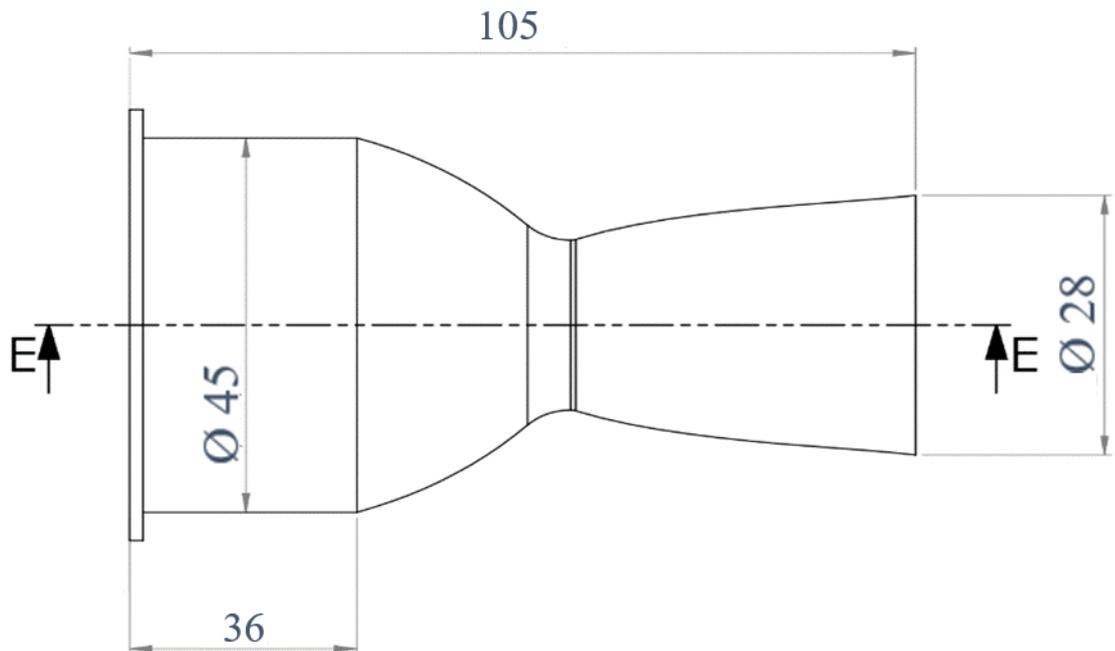
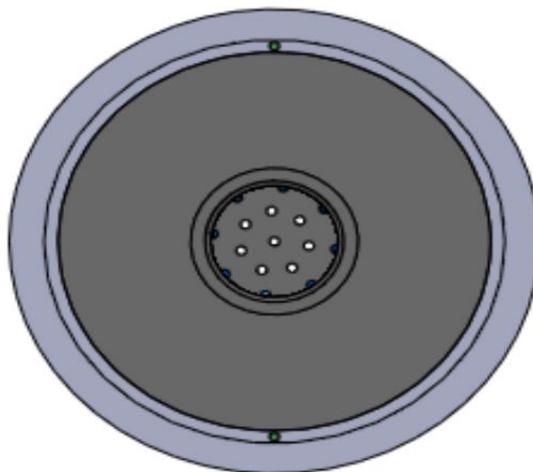


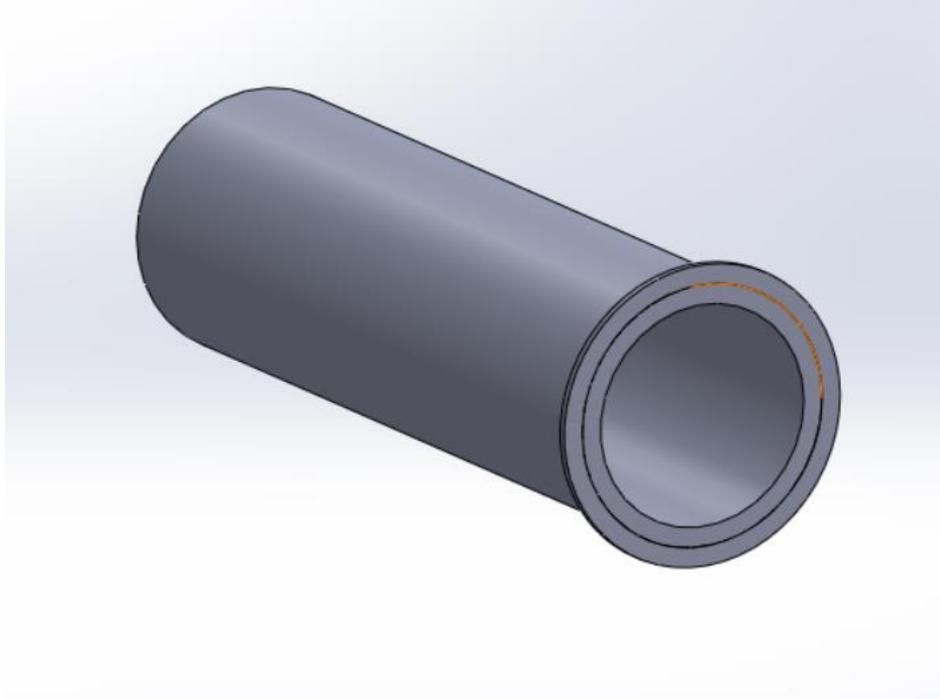
Figure III-3 : les dimensions de la tuyère.

### III.5 Modélisation sur SolidWorks

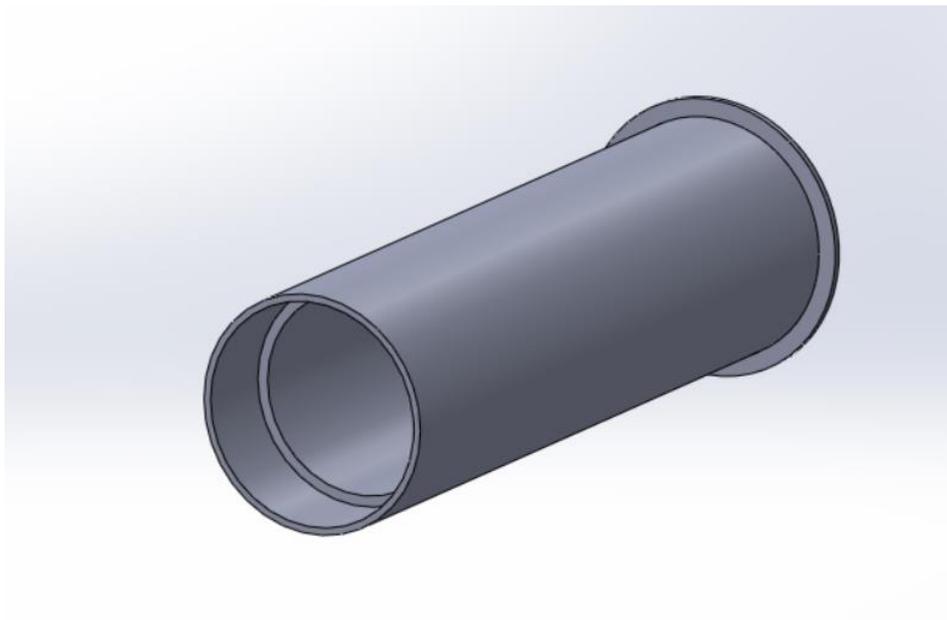
Une modélisation en 3D de chaque partie de propulsion hybride est modélisée sur le logiciel SolidWorks, cela permet de visualiser les pièces et/ou modifier certains systèmes si nécessaire selon l'appréciation globale, cela permet aussi d'observer et d'analyser l'assemblage si besoin avant de faire la mise en plan et procéder à la fabrication de ce dernier.



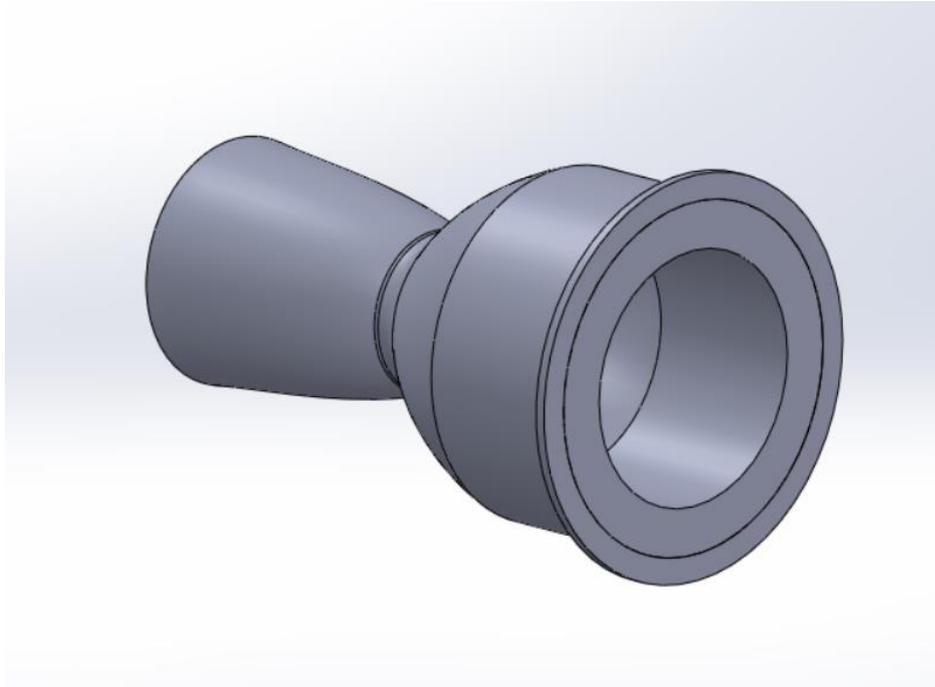
**Figure III-4 :** Modèle 3D sur SolidWorks de l'injecteur montrons la disposition des orifices.



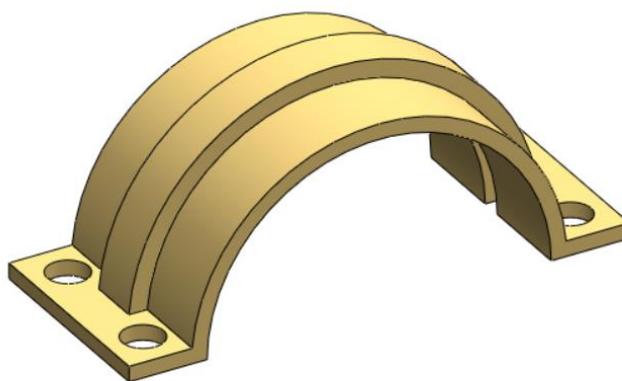
**Figure III-5 :** Modèle 3D sur SolidWorks de la chambre de combustion.



**Figure III-6** : Modèle 3D sur SolidWorks de la chambre de combustion.



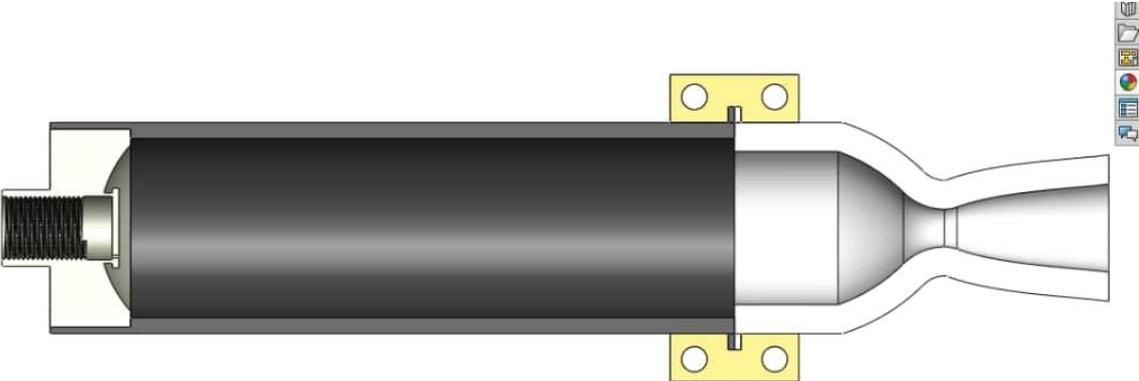
**Figure III-7** : Modèle 3D sur SolidWorks de la tuyère.



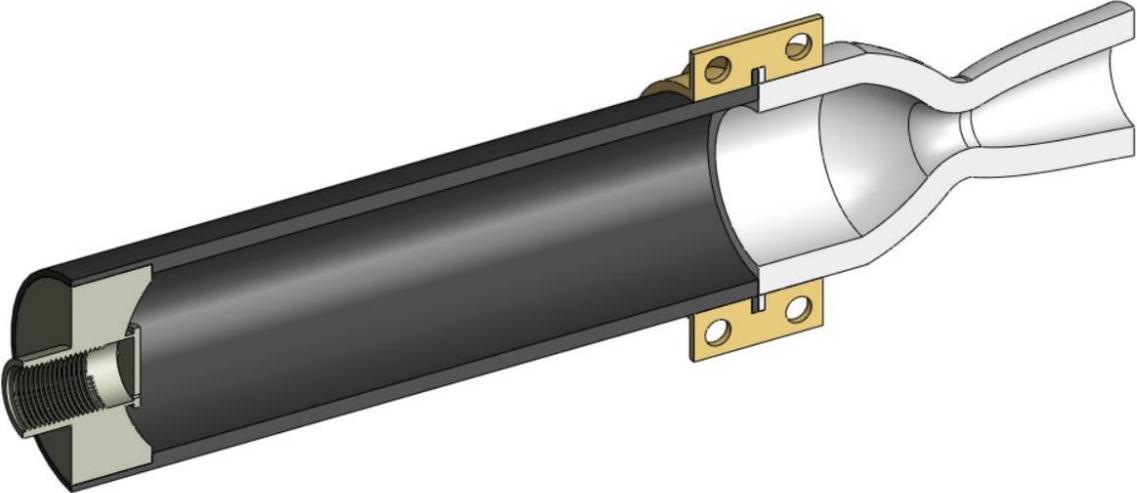
**Figure III-8** : collier de raccordement.



**Figure III-9** : Vue transversale d'un collier de maintien pour l'assemblage tuyère-chambre de combustion.



**Figure III-10** : Assemblage de la chambre de combustion et de la tuyère.



**Figure III-11** : Assemblage du moteur au complet sous SolidWorks avec les vues :  
isométrique et en coupe.

### **III.6 Realisation et fabrication du Prototype**

#### **III.6. 1 Utilisation du logiciel Cura**

Les conceptions modélisées ont été insérées dans le logiciel Cura. Cura est un logiciel de tranchage utilisé pour préparer les fichiers pour l'impression 3D. Il convertit les modèles CAO en programmes numériques que les imprimantes 3D peuvent comprendre.

#### **III.6. 2 Obtention d'un programme numérique**

Une fois les conceptions insérées dans Cura, un programme numérique a été obtenu. Ce programme contient toutes les instructions nécessaires pour que l'imprimante 3D fabrique l'objet. Le programme numérique a ensuite été chargé dans une imprimante 3D.

#### **III.6. 3 Fabrication du prototype**

Les composants ont été fabriqués à l'échelle  $\frac{1}{2}$ , ce qui signifie qu'ils sont moitié moins grand que les versions réelles. Le matériau utilisé pour l'impression est le PLA (acide polylactique).

Nous avons utilisé l'imprimante 3D pour fabriquer seulement deux composants : la chambre de combustion et la tuyère. Ce qui nous a permis de valider leur conception avant la fabrication finale.

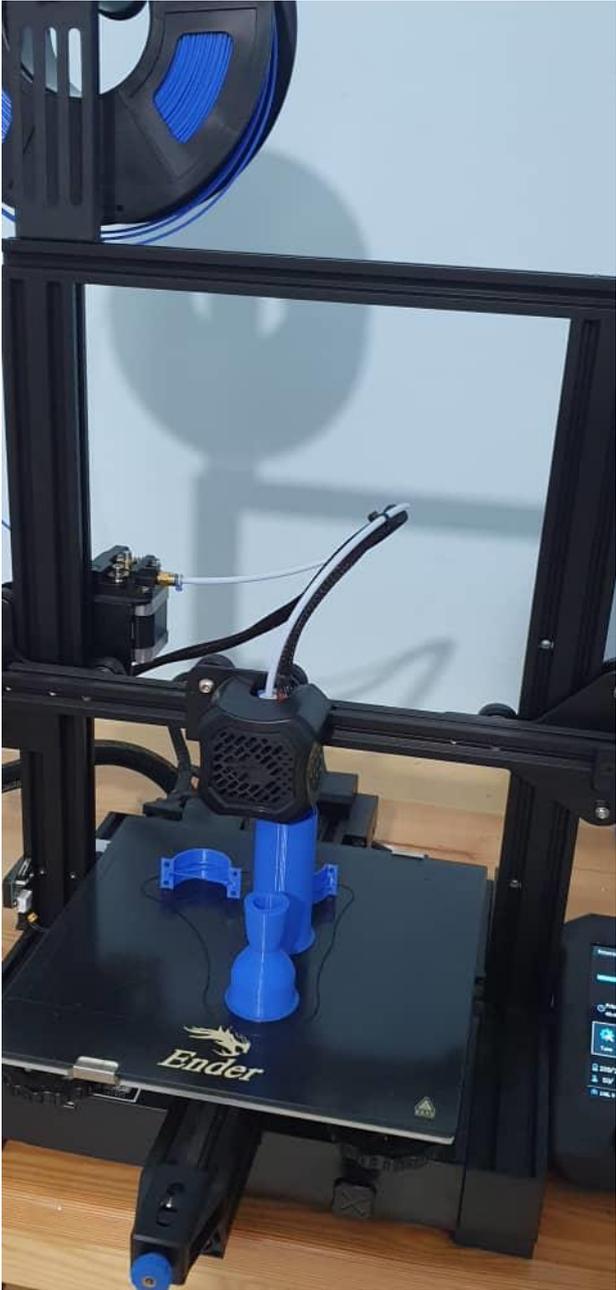
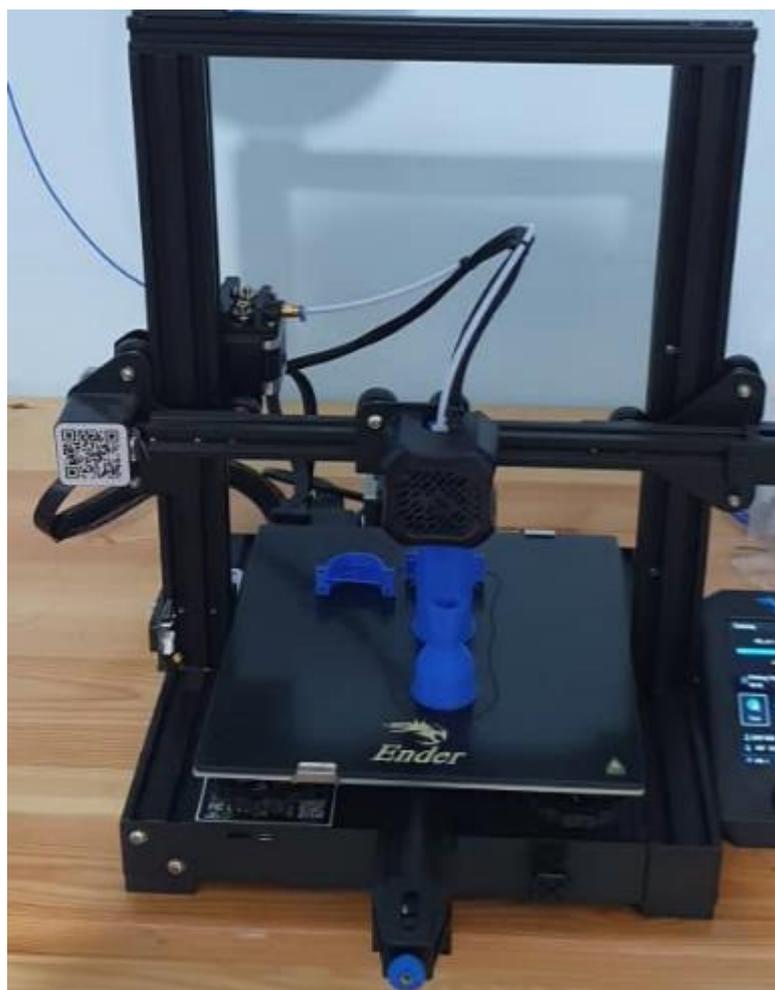


Figure III-12 : Impression 3D de la chambre de combustion et de la tuyère.



**Figure III-13** : Impression 3D de la chambre de combustion et de la tuyère.



**Figure III-14 :** La tuyère réalisée par l'imprimante 3D.



**Figure III-15 :** la chambre de combustion réalisée par l'imprimante 3D.



**Figure III-16 :** L'assemblage de la chambre de combustion et de la tuyère.

# **Conclusion Générale**

## Conclusion Générale

En conclusion, ce projet de fin d'études a permis d'explorer en profondeur le domaine des moteurs hybrides, aboutissant à la création d'un système de propulsion novateur qui combine performance et efficacité. L'analyse des différents principes de fonctionnement et des défis associés a non seulement renforcé la compréhension des moteurs hybrides, mais a également permis d'expérimenter des solutions pratiques aux problèmes identifiés.

Ce travail met en lumière l'importance d'allier théorie et pratique, soulignant que la réussite dans le domaine de la propulsion spatiale repose sur une solide base scientifique ainsi que sur des tests rigoureux et des itérations de conception. Les compétences techniques et analytiques acquises au cours de ce projet serviront de tremplin pour des recherches futures, ouvrant des voies vers des avancées significatives dans le secteur de la propulsion.

En outre, les résultats obtenus indiquent clairement le potentiel des moteurs hybrides dans les missions spatiales à venir, grâce à leur flexibilité et leur capacité d'adaptation. Ces caractéristiques les rendent particulièrement prometteurs pour des applications variées, allant des lancements de satellites aux missions d'exploration interplanétaire.

Ainsi, ce projet ne se limite pas à une exploration académique, mais représente également un pas vers l'avenir de l'exploration spatiale. En favorisant une approche collaborative et multidisciplinaire, il contribue à façonner les technologies qui définiront la prochaine génération de missions spatiales. Les connaissances et compétences développées ici seront sans aucun doute cruciales pour relever les défis futurs et réaliser des avancées majeures dans le domaine de la propulsion.

# **Références Bibliographique**

## Référence Bibliographique

- [1] R. D. Humble, G. N. Henry and W. J. Larson, Space propulsion analysis and design, New York, NY: McGraw-Hill, 2007.
- [2] E. Duplain, «Étude, conception et analyse des systèmes de commande pour un lanceur de satellites,» Québec, Canada, 2014.
- [3] O. M. Y. BENBERNOU Brahim Cherif, «L'étude, la conception, et la réalisation d'un moteur de propulsion solide,» Ecole Nationale Polytechnique d'Oran Maurice Odin, 2020.
- [4] I.-A. S. D. C. COMMITTEE, "IADC Space Debris Mitigation Guidelines," 2007.
- [5] N. G. S. F. Center, "Definitions of geocentric orbits from the Goddard Space Flight Center," 2010.
- [6] [http://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Comparaison\\_des\\_lanceurs\\_spatiaux&action=history](http://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Comparaison_des_lanceurs_spatiaux&action=history), «Wikipedia,» Wikipédia, [En ligne]. Available: [https://fr.wikipedia.org/wiki/Comparaison\\_des\\_lanceurs\\_spatiaux](https://fr.wikipedia.org/wiki/Comparaison_des_lanceurs_spatiaux).
- [7] Arianespace, «ASAP-5 User's Manual Evry,» May 1997.
- [8] R. M. Newlands, The science and design of the hybrid rocket engine, UK: Epub edition, 2017.
- [9] O. B. GEORGE P. SUTTON, Rocket Propulsion Elements Seventh Edition, New York, 2001.
- [10] T. G. Roberts, "Spaceports of the World," Center for Strategic and International Studies, July 2020.
- [11] B. Geneviève, "Development of a Hybrid Sounding Rocket motor," University of KwaZulu-Natal, March, 2013.
- [12] M. C. T. a. L. Pizzuti, «THEORETICAL PERFORMANCE ANALYSIS OF HYBRID ROCKET PROPELLANTS AIMING AT THE DESIGN OF A TEST BENCH AND A PROPULSION SYSTEM,» 8TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (EUCASS), Federal University of ABC, 2019.
- [13] Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2017). Rocket Propulsion Elements (9th ed.). Wiley.
- [14] Hill, P., & Peterson, C. (1992). Mechanics and Thermodynamics of Propulsion. Addison-Wesley.
- [15] Huzel, D. K., & Huang, D. H. (1992). Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines. AIAA.

- [16] Turner, M. J. L. (2008). *Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments*. Springer.
- [17] Anderson, J. D. (2017). *Modern Compressible Flow: With Historical Perspective*. McGraw-Hill Education.
- [18] Yahya, S. M. (2010). *Fundamentals of Compressible Flow*. New Age International.
- [19] G. S. V. Raghunathan, P. R. Shankar, and J. S. Dhananjay (2010). Design of Nozzles for Aerospace Applications. *Journal of Aerospace Engineering*.
- [20] El-Sayed, A. F. (2016). *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*. Springer.
- [21] *Fundamentals of Rocket Propulsion* (2016). Taylor & Francis.
- [22] W. J. Devenport, «Nozzle Applet,» [En ligne]. Available: <https://www.engapplets.vt.edu/fluids/CDnozzle/cdinfo.html>.

# **Annexes**

Thermodynamic properties (O/F=2.573)					
Parameter	Injector	Nozzle inlet	Nozzle throat	Nozzle exit	Unit
Pressure	3.0000	3.0000	1.7353	0.0903	MPa
Temperature	3523.6424	3523.6424	3352.7515	2506.9533	K
Enthalpy	-892.8633	-892.8633	-1572.7961	-4586.5835	kJ/kg
Entropy	11.6942	11.6942	11.6942	11.6942	kJ/(kg·K)
Internal energy	-2175.0350	-2175.0350	-2775.7062	-5435.7876	kJ/kg
Specific heat (p=const)	6.9483	6.9483	6.6646	3.1620	kJ/(kg·K)
Specific heat (V=const)	5.8829	5.8829	5.6899	2.7284	kJ/(kg·K)
Gamma	1.1811	1.1811	1.1713	1.1589	
Isentropic exponent	1.1336	1.1336	1.1305	1.1527	
Gas constant	0.3639	0.3639	0.3588	0.3387	kJ/(kg·K)
Molecular weight (M)	22.8497	22.8497	23.1741	24.5453	
Molecular weight (MW)	0.02285	0.02285	0.02317	0.02455	
Density	2.3398	2.3398	1.4425	0.1063	kg/m <sup>3</sup>
Sonic velocity	1205.5835	1205.5835	1166.1350	989.3838	m/s
Velocity	0.0000	0.0000	1166.1350	2717.9846	m/s
Mach number	0.0000	0.0000	1.0000	2.7471	
Area ratio	infinity	infinity	1.0000	5.8230	
Mass flux	0.0000	0.0000	1682.2057	288.8885	kg/(m <sup>2</sup> ·s)
Mass flux (relative)	0.000e-04	0.000e-04			kg/(N·s)
Viscosity	0.0001092	0.0001092	0.0001056	8.67e-05	kg/(m·s)
Conductivity, frozen	0.3507	0.3507	0.335	0.2566	W/(m·K)
Specific heat (p=const), frozen	2.064	2.064	2.055	1.99	kJ/(kg·K)
Prandtl number, frozen	0.6423	0.6423	0.6475	0.6724	
Conductivity, effective	1.573	1.573	1.448	0.5453	W/(m·K)
Specific heat (p=const), effective	6.948	6.948	6.665	3.162	kJ/(kg·K)
Prandtl number, effective	0.4821	0.4821	0.4858	0.5027	

**Figure A-1** : Propriétés thermodynamiques obtenus par RPA.

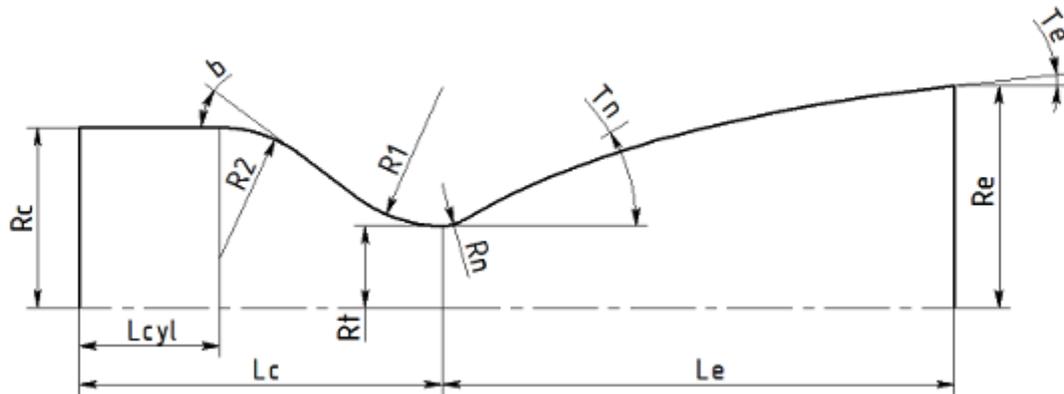
**Theoretical (ideal) performance (O/F=2.573)**

Parameter	Sea level	Optimum expansion	Vacuum	Unit
Characteristic velocity		1783.37		m/s
Effective exhaust velocity	2679.68	2717.98	3030.42	m/s
Specific impulse (by mass)	2679.68	2717.98	3030.42	N-s/kg
Specific impulse (by weight)	273.25	277.16	309.02	s
Thrust coefficient	1.5026	1.5241	1.6993	

**Estimated delivered performance (O/F=2.573)**Reaction efficiency: Nozzle efficiency: Overall efficiency: 

Parameter	Sea level	Optimum expansion	Vacuum	Unit
Characteristic velocity		1783.37		m/s
Effective exhaust velocity	2609.81	2648.11	2960.55	m/s
Specific impulse (by mass)	2609.81	2648.11	2960.55	N-s/kg
Specific impulse (by weight)	266.13	270.03	301.89	s
Thrust coefficient	1.4634	1.4849	1.6601	

**Figure A-2** : Les performances de la chambre de combustion.




---

 Thrust and mass flow rates
 

---

Chamber thrust (vac):	0.50000	kN
Specific impulse (vac):	301.89223	s
Chamber thrust (opt):	0.44723	kN
Specific impulse (opt):	270.03233	s
Total mass flow rate:	0.16889	kg/s
Oxidizer mass flow rate:	0.12162	kg/s
Fuel mass flow rate:	0.04727	kg/s

 Geometry of thrust chamber with parabolic nozzle
 

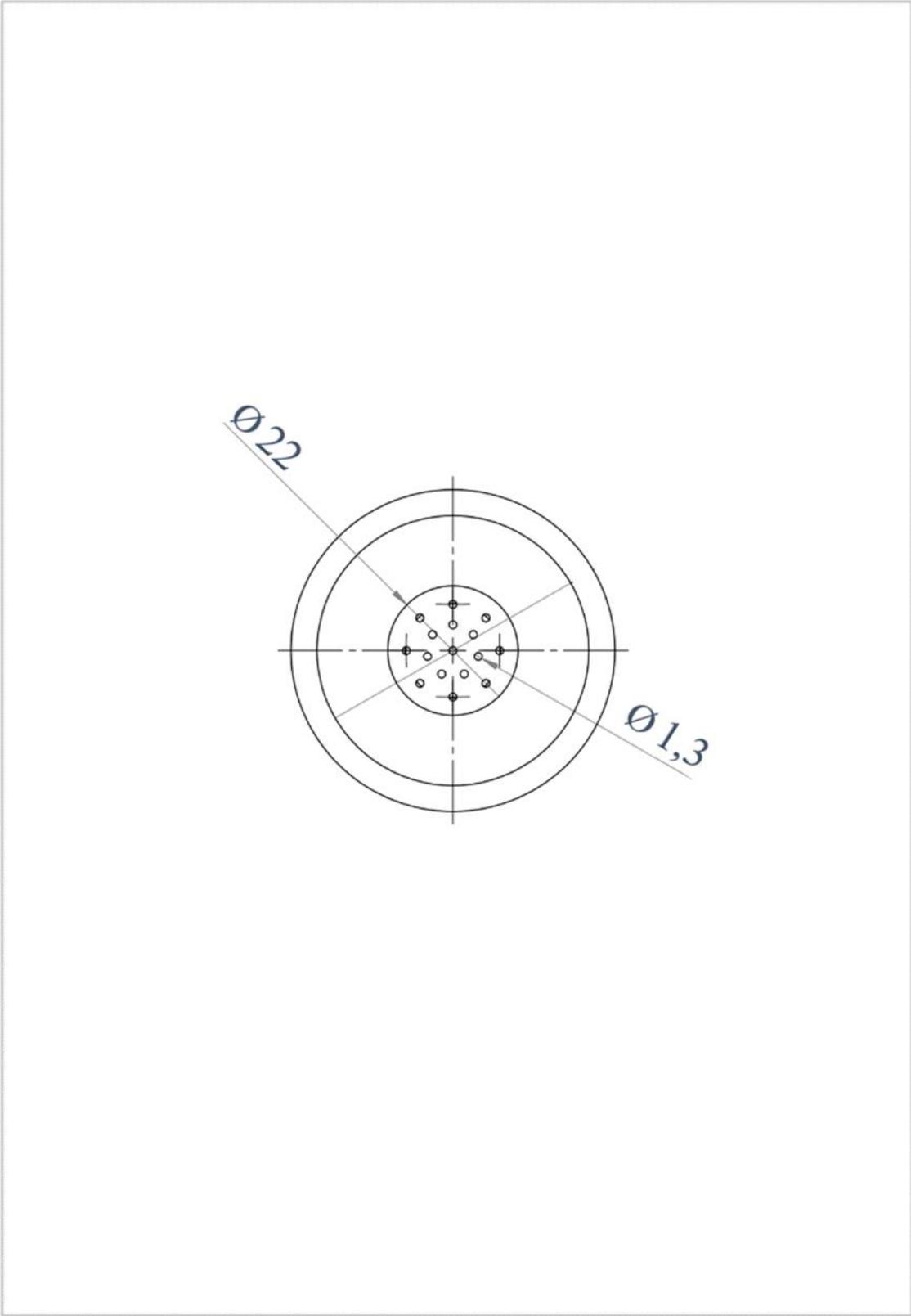
---

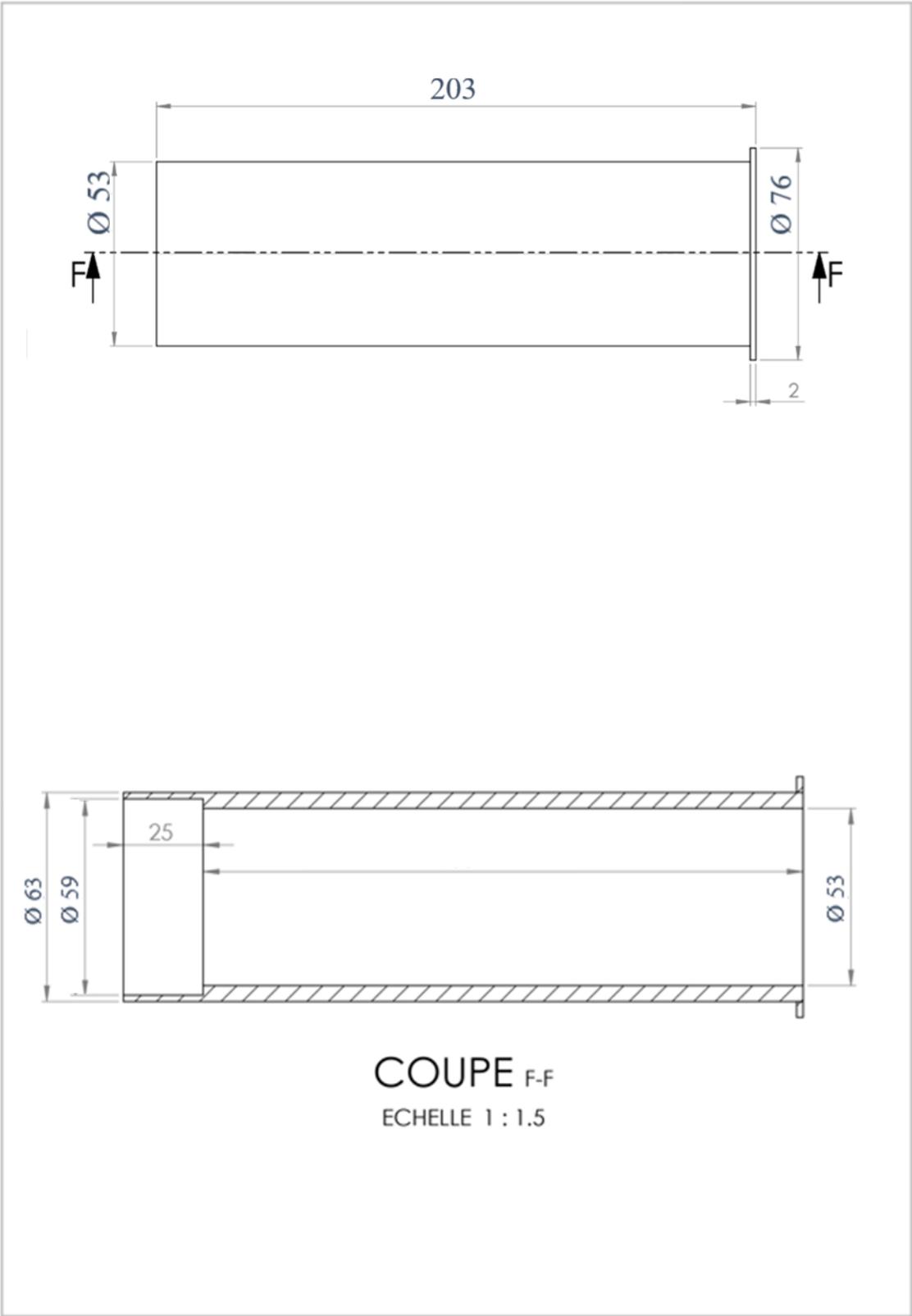
Dc =	45.24	mm	b =	30.00	deg
R2 =	59.08	mm	R1 =	8.48	mm
L* =	1000.00	mm			
Lc =	83.39	mm	Lcyl =	35.90	mm
Dt =	11.31	mm			
Rn =	2.16	mm	Tn =	20.68	deg
Le =	21.77	mm	Te =	18.02	deg
De =	27.29	mm			
Ae/At =	5.82				
Le/Dt =	1.93				
Le/cl5 =	72.32	%	(relative to length of cone nozzle with Te=15 deg)		

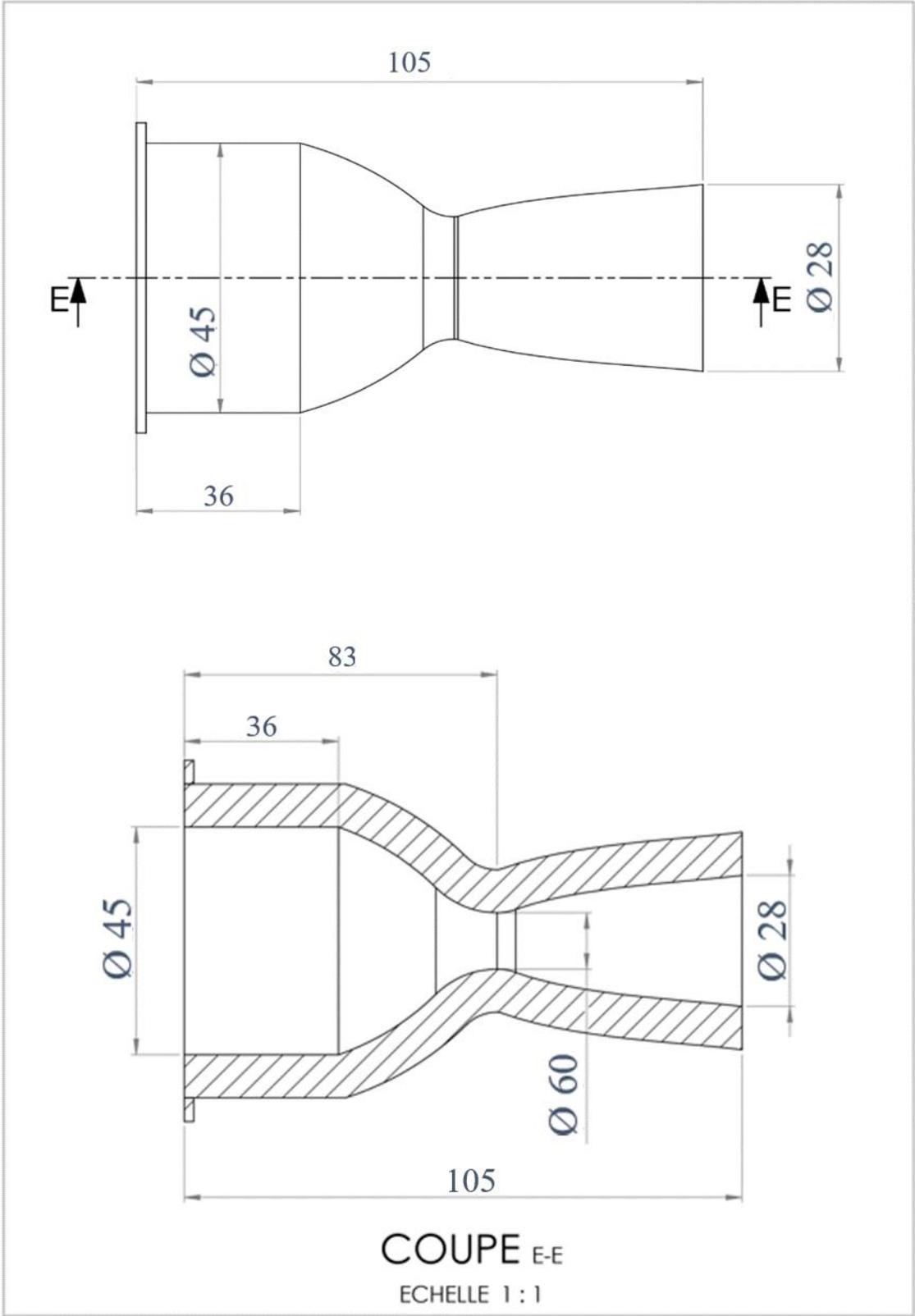
Mass = -8.79 kg

Divergence efficiency:	0.97853
Drag efficiency:	0.96611
Thrust coefficient:	1.66009 (vac)

Figure A-3 : La géométrie de la tuyère.







## **Résumé**

L'objectif principal de ce travail est de démontrer comment les composants d'un moteur de fusée hybride peuvent être calculés et dimensionnés avec précision afin d'optimiser la propulsion et la poussée. En intégrant théorie et pratique, nous nous concentrerons sur l'analyse approfondie des paramètres techniques clés qui influencent ces performances. Nous avons effectué une analyse approfondie pour calculer avec précision les différents composants de la fusée hybride. Chaque dimension a été déterminée en prenant en considération des paramètres critiques tels que le débit massique, la pression de combustion et la distribution efficace du propergol. Ces méthodes, combinant des modèles analytiques avancés, ont été essentielles pour assurer une conception optimale visant à maximiser l'efficacité de la propulsion et à garantir la fiabilité opérationnelle du moteur hybride.

**Mots clés : Moteur hybride, Propulsion, Poussée, Propergol, Combustion, Pression.**

---

## **Abstract**

The main objective of this work is to demonstrate how the components of a hybrid rocket engine can be accurately calculated and sized to optimize propulsion and thrust. By integrating theory and practice, we will focus on the thorough analysis of key technical parameters that influence these performances. We have conducted a comprehensive analysis to precisely calculate the various components of the hybrid rocket. Each dimension has been determined taking into account critical parameters such as mass flow rate, combustion pressure, and efficient propellant distribution. These methods, combining advanced analytical models, have been essential to ensure an optimal design aimed at maximizing propulsion efficiency and ensuring operational reliability of the hybrid engine.

**Keywords: Hybrid engine, Propulsion, Thrust, Propellant, Combustion, Pressure.**