

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

**Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique**

جامعة أبو بكر بلكايد - تلمسان

Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –

Faculté de TECHNOLOGIE



## **MEMOIRE**

Présenté pour l'obtention du **diplôme de MASTER**

**En : Génie Mécanique**

**Spécialité : Energétique**

Par :

**TIAR Bachir et TOUATI Abdellatif**

**Sujet**

**Contribution à la réalisation d'une tuyère pour  
système de propulsion biergol (HTP/Kérosène).**

Soutenu le 14 / 11 / 2020 devant le jury composé de :

M. BENMANSOUR A.

Président

Mme. KHALDI Souhila

Examinatrice

M. SELADJI CHAKIB

Encadreur

M. DARFILAL DJAMAL

Co-encadreur

Promotion : 2019 - 2020

*"Every vision is a joke until the first man accomplishes it;  
once realized, it becomes commonplace."*

***Robert H. Goddard***

## *Dédicace*

*En signe de respect et de reconnaissance, je dédie ce  
modeste travail*

*À*

*Ma très chère mère*

*Mon très cher père ;*

*A ma chère sœur, mes deux chers frères Sidi  
Mohamed et Abdelhak et mes chers petits neveux  
adorables Abderrahmane et Akia.*

*Bachir. T*

# *Dédicace*

*En signe de respect et de reconnaissance, je dédie ce  
modeste travail*

*À*

*Mes chers parents, pour tous leurs sacrifices, leur  
amour, leur tendresse, leur soutien et leurs prières  
tout au long de mes études,*

*Mes chers frères pour leur appui et leur  
encouragement,*

*Mes chères sœurs pour leurs encouragements  
permanents, et leur soutien moral.*

*Abdellatif. T*

## *Remerciements*

*En premier lieu, nous tenons à remercier monsieur SELADJI Chakib pour sa proposition du thème et monsieur DARFILAL Djamal pour ses conseils et ses orientations et le temps qu'il nous a accordé.*

*Nous tenons à remercier monsieur BENMANSOUR A. le président de jury et madame KHALDI Souhila l'examinatrice pour le temps qu'ils ont accordé pour lire notre mémoire et l'examiner.*

*Nos derniers remerciements, et ce ne sont pas les moindres, s'adressent à toutes les personnes qui ont contribué de façon directe ou indirecte à l'aboutissement de ce travail.*

# Résumé

Les principaux critères pour les systèmes de propulsion pour les petits satellites sont la bonne performance et le faible coût. Les moteurs de fusée bi-propulgeur hypergoliques déjà existants (l'hydrazine et le Peroxyde d'azote) sont coûteux et toxiques.

Le but de cette étude est la contribution au développement d'un moteur bi-propulgeur fournissant une poussée de 40N avec un faible coût en utilisant des ergols verts. La combinaison propulsive choisie était le kérosène Jet-A et le peroxyde d'hydrogène  $H_2O_2$ , à cause de leur disponibilité et facilité de manipulation. De plus, on peut atteindre des valeurs d'Isp élevées.

Le couple d'ergols hypergolique (HTP/Jet-A) supprime la nécessité d'un système d'inflammation (allumeur), l'auto-inflammation se produit lorsque le peroxyde d'hydrogène et le kérosène sont bien mélangés et atomisés (grâce aux systèmes d'injection) dans la chambre de combustion. La température d'auto-inflammation du Jet-A est environ  $210^{\circ}C$ . Cette température est fournie par les produits de décomposition du  $H_2O_2$  (à plus de  $600^{\circ}C$ ) provenant du catalyseur d'argent. Les produits de combustion passent dans une tuyère convergente divergente afin de les accélérer et produire la poussée envisagée.

Pour tirer les performances de ce système propulsif, nous avons utilisé un programme appelé CEA (Chemical Equilibrium with Application). Puis nous avons fait notre design sous SolidWorks.

### Mots clés :

Biergol, propulseur, poussée, peroxyde d'hydrogène/ kérosène, catalyseur,

# *Abstract*

The main criteria for propulsion systems for small satellites are good performance and low cost. The existing hypergolic bi-propellant rocket engines (hydrazine and nitrogen peroxide) are expensive and toxic.

The aim of this study is to develop a bi-propellant engine providing 40N thrust at low cost and using green propellants. The propellant combination chosen was Jet-A kerosene and hydrogen peroxide  $H_2O_2$ , due to their availability and ease of handling. In addition, high ISP values can be achieved.

The hyperbolic (HTP / Jet-A) combination therefore removing the need for an ignition system (igniter), self-ignition occurs when hydrogen peroxide and kerosene are well mixed and atomized (thanks to the systems Injection) into the combustion chamber. The auto-ignition temperature of the Jet-A is approximately 210 °C. This temperature is provided by the decomposition products of  $H_2O_2$  (above 600 °C) from the silver catalyst. The combustion products pass through a converging divergent nozzle to accelerate them and produce the expected thrust.

To derive the performance of this propulsion system, we used a program called CEA (Chemical Equilibrium with Application). Then we did our design in SolidWorks.

### **Keywords:**

Bi-propellant, thruster, thrust, hydrogen peroxide/kerosene, catalyst.

# ملخص

المعايير الرئيسية لأنظمة الدفع للأقمار الصناعية الصغيرة هي الأداء الجيد والتكلفة المنخفضة. المحركات الصاروخية الحالية التي تعمل بالوقود الثنائي (الهيدرازين وبيروكسيد النيتروجين) باهظة الثمن وسامة الهدف من هذه الدراسة هو تطوير محرك يعمل بالوقود الثنائي يوفر قوة دفع 40 نيوتن بتكلفة منخفضة وباستخدام الوقود الأخضر. تركيبة الوقود المختارة هي "بيروكسيد الهيدروجين والكبروسين"، نظرًا لتوافرها وسهولة التعامل معها. هذه التركيبة تزيل الحاجة إلى نظام الإشعال (جهاز الإشعال)، ويحدث الاشتعال الذاتي عندما يتم خلط بيروكسيد الهيدروجين المتحلل مع الكبروسين جيدًا وتوزيعه في غرفة الاحتراق (بفضل أنظمة الحقن). تبلغ درجة حرارة الاشتعال الذاتي للكبروسين 210 درجة مئوية. يتم توفير درجة الحرارة هذه من خلال نواتج التحلل لبيروكسيد الهيدروجين (أكثر من 600 درجة مئوية). تحلل بيروكسيد الهيدروجين يتم تحفيزه بمحفز فضي. تمر منتجات الاحتراق عبر فوهة متباعدة متقاربة لتسريعها وإنتاج قوة الدفع المتوقعة (40 نيوتن).

### كلمات مفتاحية :

دافع، قوة الدفع، بيروكسيد الهيدروجين/الكبروسين، محفز.

**Table des matières**

Résumé

Liste des Figures

Liste des Tableaux

Liste des Abréviations & Nomenclatures

Introduction Générale .....15

**Chapitre I : Généralités sur la propulsion des satellites**

I.1 Introduction.....19

I.2 Types de propulsion Satellitaire (froid, électrique, chimique...).....20

I.2.1 Propulsion à Gaz froid .....20

I.2.2 Propulsion chimique .....20

I.2.2.1 Propulsion chimique liquide .....21

I.2.2.2 Propulsion chimique Solide .....23

I.2.3 Propulsion électrique.....23

I.2.3.1 Propulseurs électrothermiques .....24

I.2.3.2 Propulseurs à jet d'arc .....25

I.2.3.3 Propulseurs électromagnétiques .....26

I.2.3.4 Propulsion ionique.....26

I.3 Applications de la propulsion chimique biergol dans les satellites.....27

I.3.1 Quelques systèmes de propulsion biergols pour les satellites - (état de l'art).....27

I.3.1.1 Ariane Group.....27

I.3.1.2 Atlantic Research Corp. et Daimler-Benz .....30

I.3.1.3 Space Shuttle Orbital Maneuvering System (OMS) .....30

I.4 Propulsion chimique biergol verte .....30

I.4.1 Peroxyde d'hydrogène .....31

I.4.2 Mélanges de combustible d'oxyde nitreux.....31

I.4.3 Liquides ioniques .....32

**Chapitre II : Modélisation d'un système de propulsionbiergol**

## Table des Matières

---

II.1 Pour quoi la sélection d'un système basé sur le peroxyde d'hydrogène/carburant pour les satellites .....	34
II.2 Principe de propulsion.....	34
II.2.1 Équation de fusée .....	34
II.2.2 Paramètres propulsifs.....	35
II.2.2.1 Poussée .....	35
II.2.2.2 Impulsion .....	35
II.2.2.3 Impulsion spécifique Isp.....	36
II.3.2 Modélisation d'un système biergol.....	37
II.3.2.1 Entrées du modèle .....	37
II.2.3.2 Sorties du modèle .....	38
II.3 Composition d'un système de propulsion biergol pour satellites .....	39
II.3.1 Design et dimensionnement d'un propulseur.....	39
II.3.1.1 Les injecteurs .....	39
II.3.1.2 La chambre de combustion.....	43
II.3.1.3 La buse.....	45
II.3.2 Systèmes d'alimentation .....	48
II.3.2.1 Alimentation par pressurisation .....	48
II.3.2.2 Moteurs alimentés par pompes .....	49
 <b>Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »</b>	
III.1 Introduction .....	51
III.2 La modélisation .....	51
III.2.1 Hypothèses.....	51
III.2.2 Modélisation mathématique :.....	51
III.2.2.1 Décomposition du peroxyde d'hydrogène (H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> à 85%).....	51
III.2.2.2 La réaction de combustion : .....	52
III.2.2.3 Paramètres caractéristiques de l'écoulement dans de la buse : .....	56
III.2.2.4 Paramètres de performance du propulseur : .....	57
III.3 Le CEA (Chemical Equilibrium with Applications) : .....	58
III.3.1 Aperçu : .....	58
III.3.2 Notre tâche sous le CEA : .....	58
III.3.2.1 Le ratio de contraction CR : .....	58

## Table des Matières

---

III.3.2.2 L'optimum O/F pour les propulseurs utilisant le (H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> à 85%/Jet-A) comme ergols : .....	59
III.3.2.3 La pression de la chambre de combustion : .....	60
III.4 Paramètres de performance : .....	63
III.5 Design et dimensionnement du propulseur : .....	65
III.5.1 La buse : .....	65
III.5.2 La chambre de combustion : .....	67
III.5.3 Le catalyseur : .....	69
III.5.3.1 L'estimation du maillage et du nombre de couronnes : .....	69
III.5.3.2 Calcul du nombre de mailles : .....	71
III.5.3.3 La longueur du catalyseur : .....	73
III.5.4 Le système d'injection : .....	73
III.5.4.1 Design et dimensionnement des injecteurs du H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> : .....	73
III.5.4.2 Design et dimensionnement des injecteurs du kérosène Jet-A : .....	75
III.6 Validation et vérification des résultats : .....	78
<b>Conclusion générale.....</b>	<b>82</b>
<b>Références bibliographiques .....</b>	<b>83</b>
<b>Annexes .....</b>	<b>87</b>

# *Liste des Figures*

## **Chapitre I Etude bibliographique**

<b>Figure I.1</b> : Le schéma d'un système à gaz froid.....	20
<b>Figure I.2</b> : Système de propulsion liquide.....	21
<b>Figure I.3</b> : Architecture générale d'un système de propulsion biergol.....	22
<b>Figure I.4</b> : Architecture générale d'un système de propulsion mono-ergol.....	22
<b>Figure I.5</b> : Système de propulsion à ergols solides.....	23
<b>Figure I.6</b> : Propulseur électrothermique.....	24
<b>Figure I.7</b> : Propulseurs à jet d'arc.....	25
<b>Figure I.8</b> : Propulsion ionique.....	27

## **Chapitre II : Modélisation des systèmes de propulsion biergol**

<b>Figure II.1</b> : Schéma descriptif d'une fusée.....	34
<b>Figure II.2</b> : Entrées et sorties primaires du modèle.....	37
<b>Figure II.3</b> : Diagramme schématique de plusieurs types d'injection.....	41
<b>Figure II.4</b> : Schéma de la tête d'injecteur.....	42
<b>Figure II.5</b> : Schéma du système d'injection développé par Copenhagen Suborbitals.....	42
<b>Figure II.6</b> : Chambre de combustion.....	44
<b>Figure II.7</b> : Buse conique.....	46
<b>Figure II.8</b> : Buse à contour profilé.....	47
<b>Figure II.9</b> : Buse annulaire.....	48
<b>Figure II.10</b> : Système d'alimentation par pressurisation.....	49

**Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »**

<b>Figure III.1</b> : Variation de l'impulsion spécifique en fonction du ratio O/F.....	59
<b>Figure III.2</b> : Variation de l'ISP en fonction du ratio O/F (entre 7,5 et 9).....	60
<b>Figure III.3</b> : Variation de l'ISP en fonction du ratio d'expansion.....	61
<b>Figure III.4</b> : Design de la buse.....	65
<b>Figure III.5</b> : Design de la chambre de combustion.....	67
<b>Figure III.6</b> : Design du catalyseur proposé.....	72
<b>Figure III.7</b> : Vue en coupe du design du catalyseur proposé.....	72
<b>Figure III.8</b> : Design de la plaque d'injection du peroxyde d'hydrogène.....	74
<b>Figure III.9</b> : Design du distributeur d'injection du kérosène.....	76
<b>Figure III.10</b> : Vue de coupe de l'ensemble (catalyseur, système d'injection).....	77
<b>Figure III.11</b> : Design du propulseur.....	77
<b>Figure III.12</b> : Vue de coupe du design du propulseur.....	78
<b>Figure III.13</b> : Variation de l'impulsion spécifique en fonction du ratio O/F.....	79
<b>Figure III.14</b> : Variation de la vitesse caractéristique en fonction du ratio O/F.....	80
<b>Figure III.15</b> : Variation de la température de combustion en fonction du ratio O/F.....	80

# ***Liste des Tableaux***

## **Chapitre I Etude bibliographique**

<b>Tableau I.1</b> : Exemples des applications de propulsions 10 N.....	28
<b>Tableau I.2</b> : Exemples des applications de propulsions 200 N.....	28
<b>Tableau I.3</b> : Exemples des applications de propulsions 400 N.....	29
<b>Tableau I.4</b> : Système de propulsion pour Atlantic Research Corp. et Daimler-Benz.....	30

## **Chapitre II Modélisation d'un système de propulsion biergol**

<b>Tableau II.1</b> : Les propriétés du Silicone et du Silicone Carbide.....	38
--	----

## **Chapitre III Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »**

<b>Tableau III.1</b> : Paramètres de performances pour $P_c=12$ bars.....	61
<b>Tableau III.2</b> : Paramètres de performances pour $P_c=13$ bars.....	62
<b>Tableau III.3</b> : Paramètres de performances pour $P_c=14$ bars.....	62
<b>Tableau III.4</b> : Paramètres de performances pour $P_c=15$ bars.....	62
<b>Tableau III.5</b> : Paramètres de performances du propulseur.....	64
<b>Tableau III.6</b> : Comparaison des dimensions du propulseur.....	81

# *Liste des Abréviations & Nomenclatures*

a :	La vitesse du son (m/s).
$A_{th}$ :	La section au col de la tuyère (m <sup>2</sup> ).
$A_e$ :	La section de sortie de la tuyère (m <sup>2</sup> ).
$A_c$ :	La section de la chambre de combustion (m <sup>2</sup> ).
$C^*$ :	La vitesse caractéristique (m/s).
$C_f$ :	Le coefficient de la force de poussée.
$D_e$ :	Diamètre à la sortie de la tuyère (m).
$D_{th}$ :	Diamètre au col de la tuyère (m).
F :	La force de poussée (N).
$I_{sp}$ :	L'impulsion spécifique (s).
$I_t$ :	L'impulsion totale (N.s).
L :	Longueur (m).
LF :	Facteur de charge (Kg/(m <sup>2</sup> . S)).
$\dot{m}$ :	Le débit de masse (Kg/s).
M :	Masse molaire (Kg/mol).
M :	Nombre de mach.
$M_p$ :	La masse propulsive (Kg).
$M_f$ :	Masse carburant (Kg).
$M_o$ :	Masse oxydant (Kg).
n :	Le nombre de mole (mol).
$P_a$ :	La pression ambiante (Pascal).

## *Liste des Abréviations & Nomenclatures*

---

$P_c$ :	La pression dans la chambre de combustion (Pascal).
$P_e$ :	La pression de gaz à la sortie de la tuyère (Pascal).
$P_{th}$ :	La pression au col de la tuyère (Pascal).
$R$ :	Constante universelle de gaz parfaits (Joule / (mol. K)).
O/F :	Rapport de mélange (oxydant/combustible).
$T_c$ :	Température de combustion (K).
$T_e$ :	Température à la sortie de la tuyère (K).
$V_e$ :	La vitesse des gaz d'injection (m/s).
$V_{th}$ :	La vitesse au col de la tuyère (m/s).

### **Introduction Générale**

Depuis 1957, les satellites ont progressivement été utilisés pour répondre aux différents besoins humaine, dont certaines contribuent largement à changer notre vie quotidienne sans que nous en soyons toujours conscients. Il existe trois grandes catégories des satellites :

- 1-Satellites en orbites basses, situés à quelques centaines de kilomètres de la terre.
- 2-Satellites géostationnaires, dont l'orbite est située à près de 36000 kilomètres au-dessus de l'équateur
- 3-Les sondes spatiales, placées sur des orbites spécifiques.

Placer une charge sur l'orbite fait appel au principe d'action/réaction. Et ceci est fait par l'éjection des gaz très rapidement depuis la buse d'expansion du moteur-fusée, ce qui crée une force (poussée) dans la direction opposée. La force provient de l'énergie libérée par la combustion des propergols (solides, liquides, gaz) dans la chambre de combustion.

Dans ce mémoire nous allons présenter une Contribution à la réalisation d'une tuyère pour système de propulsion biergol (HTP/Kérosène). Pour application sur les satellites ; notre travail est constitué de trois chapitres :

Dans le premier chapitre, on va parler de la propulsion spatiale pour les satellites en présentant les types et quelques applications de la propulsion chimique biergols dans les satellites.

Pour le deuxième chapitre, on donnera une préface et des bases de la modélisation et design des systèmes biergols.

Entrant dans le vif du sujet, le troisième chapitre a pour but de modéliser un système de propulsion biergol (HTP/kérosène) produisant une poussée de 40 Newtons et faire le design de la tuyère et valider les résultats obtenus par des modèles similaires.

Enfin, ce travail sera achevé par une conclusion générale suivie de quelques recommandations proposées en se basant sur les résultats obtenus dans notre étude.

**Chapitre I**  
**Généralités sur la**  
**propulsion des satellites**

## I.1 Introduction

Pour quoi la propulsion pour les satellites :

Les engins spatiaux ou de satellites pour les grandes manœuvres spatiales, telles que l'injection d'orbite, la rétroaction à l'approche de la lune ou d'une planète, la correction du désalignement de poussée des moteurs principaux et certains transferts d'orbite des satellites sont tous assurés par différents systèmes de propulsion [1].

Beaucoup de forces externes appliquées sur le satellite le perturbent loin de son orbite nominale. Pour cela les systèmes de propulsion sont utilisés pour corriger et maintenir le satellite à sa position nominale.

Généralement, un système de propulsion est un système qui accélère une matière pour fournir une force de poussée qui déplace un véhicule ou le fait tourner par rapport à son centre de masse [2].

Les fonctions de ce système ont été définies de telle manière à faire des corrections d'orbite et de contrôle d'attitude avec une grande précision, en mise à poste. La propulsion est utilisée généralement pour :

- Le lancement : Accélération d'un véhicule de la terre, ou proche de la terre, à travers l'atmosphère à une orbite désirée.
- La mise à poste : Déplaçant un véhicule d'une orbite initiale à une orbite de la mission. Pour le cas des satellites géostationnaires il est nécessaire d'effectuer des manœuvres pour passer de l'orbite de transfert délivrée par le lanceur à l'orbite géostationnaire ou géosynchrone caractérisée par la longitude de stationnement du satellite.
- Le maintien d'orbite " Station Keeping " : Garder le véhicule spatial dans l'orbite de la mission ou le déplacer à une autre orbite désirée.
- Contrôle d'attitude : fournir le moment de rotation pour aider à positionner le satellite dans la direction désirée [2].

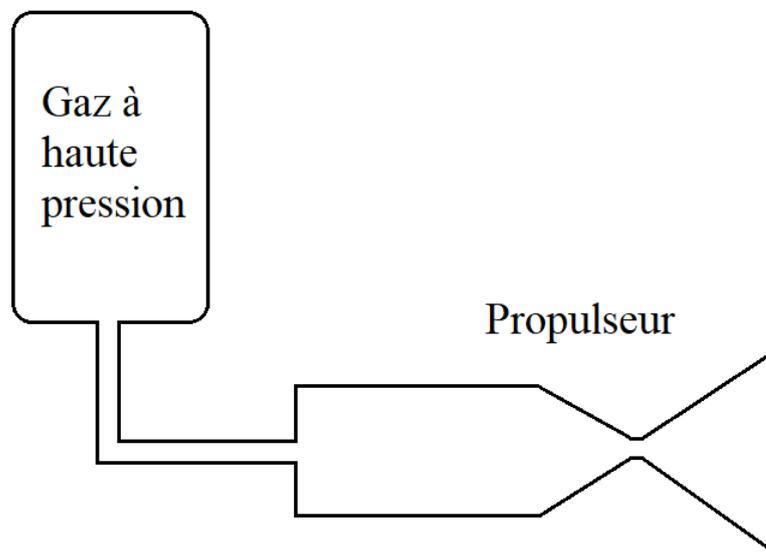
Les trois premières fonctions (lancement, la mise à poste, le maintien de l'orbite) fournissent le changement de vitesse ( $\Delta V$ ) et elles exigent une translation du centre de masse.

La dernière fonction (le contrôle d'attitude) fournit le moment de rotation pour tourner le véhicule spatial par rapport à son centre de masse [2].

### I.2 Types de propulsion Satellitaire (froid, électrique, chimique...)

#### I.2.1 Propulsion à Gaz froid

La propulsion à gaz froid consiste à la libération d'un gaz stocké à haute pression dans un réservoir à travers une tuyère. La matière utilisée, suivant sa nature ainsi que le niveau de pression, peut-être dans le réservoir en état liquide (fréon, propane, ammoniac...etc) ou gazeux (nitrogène). Ces systèmes sont caractérisés par leurs relatives simplicités, une faible poussée et une impulsion spécifique faible (inférieur à 100 s). Ils étaient utilisés généralement sur les premiers satellites et sont toujours utilisés là où des problèmes de contrôle thermique et de pollution, associés aux systèmes à gaz chaud, peuvent survenir [3].



**Figure I.1 :** Le schéma d'un système à gaz froid.

Dans l'armée militaire, des systèmes de propulsion à gaz froid sont utilisés pour lancer des missiles intercontinentaux à partir de sous-marins immergés. Le dioxyde de carbone est utilisé comme ergol. L'allumage des moteurs fusés se produit après la montée au-dessus de la surface de l'eau [4].

#### I.2.2 Propulsion chimique

Dans la propulsion chimique, le niveau de poussée est entre 0.5 et plusieurs milliers de newtons pour les ergols liquides, et d'une dizaine de newtons à plusieurs milliers de newtons pour les ergols solides. Son principe consiste à générer un gaz à haute température par combustion chimique d'ergols liquides ou solides [3].

### I.2.2.1 Propulsion chimique liquide

Les systèmes de propulsion liquide utilisent des combustibles liquides (combustible et oxydant), où l'énergie est fournie à travers une réaction chimique. Dans quelques cas, un seul combustible est soumis à une décomposition chimique, ce système est appelé " le système mono-ergol" [3].

Les avantages d'un système liquide sont qu'il peut avoir de meilleures performances que les systèmes chimiques conventionnels (à ergols solides) et qu'il est contrôlable en termes de modulation de la poussée. Les inconvénients peuvent inclure la complexité et le coût. Habituellement, les mono-ergols sont moins complexes que les biergols mais ils présentent des performances inférieures [5].

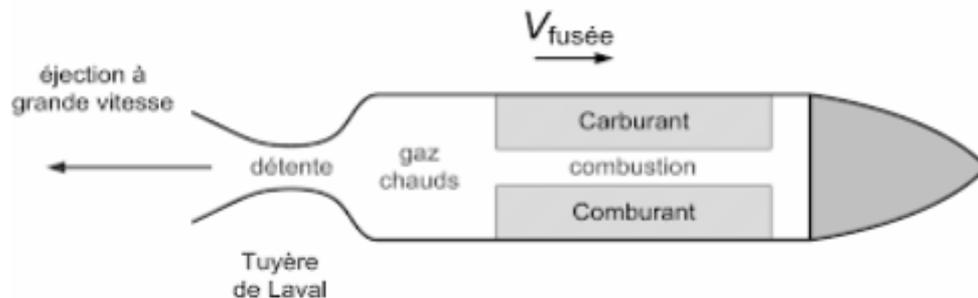


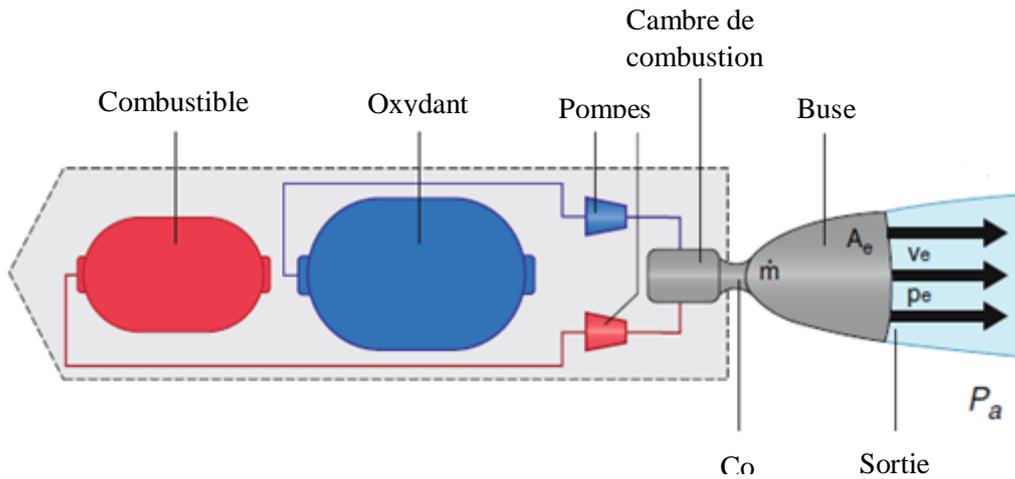
Figure I.2 : Système de propulsion liquide [6].

#### I.2.2.1.1 Propulsion biergol

La plupart des moteurs à propergol liquide sont biergol, c'est-à-dire qu'ils utilisent deux liquides séparés, un carburant et un comburant.

La production de poussée est assurée par la réaction chimique entre l'oxydant et le carburant au sein de la chambre de combustion ce qui génère un mélange de gaz à haute température.

Les systèmes biergol sont largement utilisés dans la propulsion spatiale en raison de leur vaste gamme de poussée généralisée (de quelques Newtons jusqu'à des milliers de Newton) et leurs applications spatiales différentes.



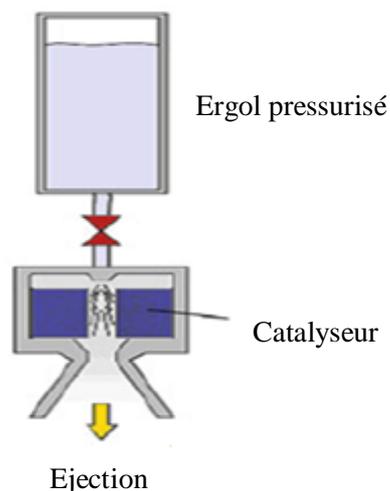
**Figure I.3 :** Architecture générale d'un système de propulsion bi-ergol [7].

## I.2.2.1.2 Propulsion mono-ergol

Ces systèmes sont utilisés généralement pour la correction d'orbite et d'attitude des satellites et le control d'attitude des lanceurs [3].

Citons, comme mono-ergols les plus courants :

- L'eau oxygénée, qui sous l'action d'un catalyseur se décompose en donnant des gaz formés d'oxygène et de vapeur d'eau ( $I_{sp} \leq 170$  sec).
- L'hydrazine, qui sous l'action d'un catalyseur (oxydes métalliques par exemple) est le siège d'une décomposition avec formation d'azote, d'ammoniac et d'hydrogène ( $I_{sp} < 230$  sec) [3].

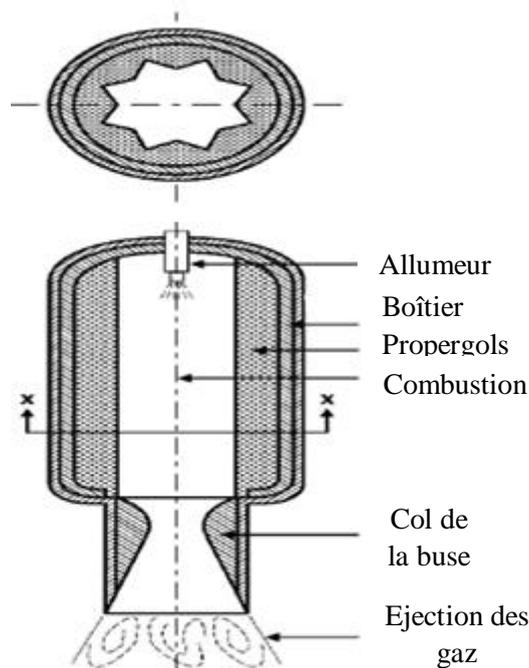


**Figure I.4 :** Architecture générale d'un système de propulsion mono-ergol [7].

### I.2.2.2 Propulsion chimique Solide

Les fusées à propergol solide sont le type de fusée le plus ancien et remontent à la Chine ancienne. Leur construction est relativement simple. Un moteur de fusée solide simple se compose d'un boîtier, d'une charge propulsive (identifiée comme un grain), d'un allumeur et d'une buse. Ce grain contient à la fois le combustible solide et les composants oxydants solides combinés dans une chambre ou un boîtier de combustion cylindrique. Le propergol est coulé dans la coque de la fusée ayant une cavité centrale de différentes formes, y compris en forme d'étoile qui sert de chambre de combustion [7].

Ces moteurs peuvent être utilisés une seule fois et développent une grande poussée (d'une dizaine à des milliers de newtons).



**Figure I.5** : Système de propulsion à ergols solides [7].

Les propergols solides sont constitués par des mélanges comportant, un comburant et un combustible, capables de brûler dès que l'on procède à leur inflammation. Si les constituants principaux contiennent dans leurs molécules l'élément oxydant et l'élément combustible, le propergol est dit 'homogène'. Dans le cas où l'élément oxydant est séparé de l'élément combustible, le propergol est dit 'hétérogène' [3].

### I.2.3 Propulsion électrique

Dans le cas des systèmes de propulsion électrique, les particules de masse des ergols reçoivent leur énergie par un impact externe à travers l'énergie électrique. Bien qu'ils fournissent des vitesses d'échappement qui sont à peu près supérieures aux propulsions

chimiques par un facteur de 10 ou plus. Ces moteurs ne peuvent pas être utilisés comme boosters pour des lanceurs, mais uniquement pour un fonctionnement continu dans le vide poussé de l'espace. Lors de missions s'étalant sur plusieurs années, des vitesses delta exceptionnelles sont possibles [4].

Les propulseurs électriques peuvent être divisés en deux grandes catégories : ceux qui utilisent l'électricité pour chauffer le propulseur, qui émerge comme un gaz neutre, et ceux qui utilisent des champs électriques ou magnétiques pour accélérer les ions. La forme fonctionnelle et l'analyse de ces deux classes diffèrent.

### I.2.3.1 Propulseurs électrothermiques

Le propulseur électrothermique de base, ou « resisto-jet », consiste en une buse à fort taux d'expansion, reliée à une chambre dans laquelle le propulseur est chauffé par un fil chaud à travers lequel passe un courant électrique. Ce type de propulseur électrique utilise les mêmes effets thermodynamiques pour générer un flux d'échappement à grande vitesse que le fait une fusée chimique. Pour une vitesse d'échappements élevés, la pression et la température du gaz entrant dans la buse doivent être élevées, ce qui implique un chauffage efficace du gaz [8].

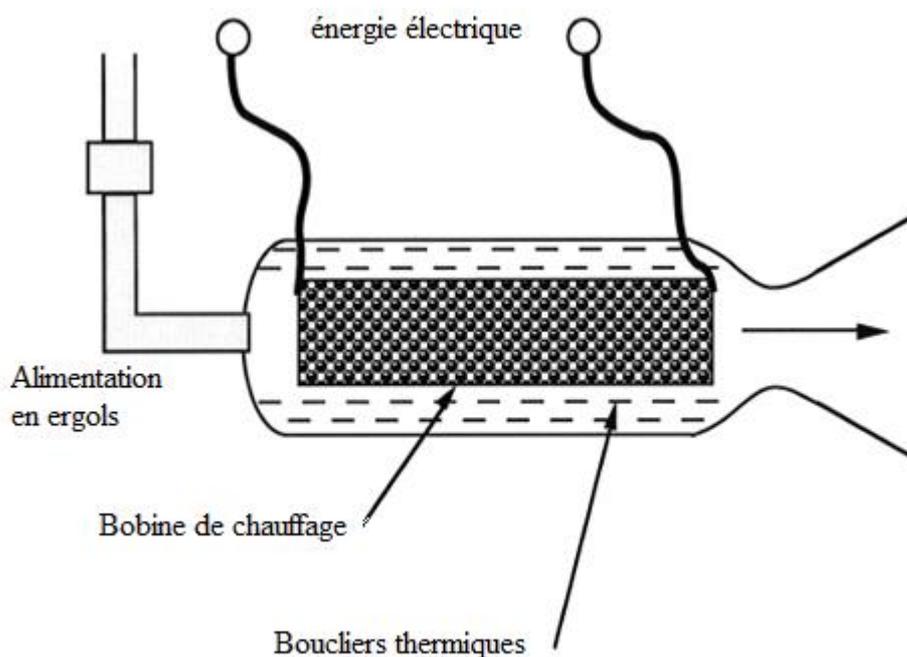


Figure I.6 : Propulseur électrothermique [8].

### I.2.3.2 Propulseurs à jet d'arc

Dans le propulseur à jet d'arc, le gaz propulseur est chauffé en faisant passer un arc électrique à travers l'écoulement. Pour un gaz neutre exposé à un champ électrique, la résistance est initialement très élevée jusqu'à ce que, au fur et à mesure que le potentiel le traverse, une ionisation se produise et que le gaz commence à conduire. La résistance chute rapidement et le courant augmente jusqu'à ce que tout le gaz soit ionisé ou jusqu'à ce que la résistance d'alimentation domine. Les électrons et les ions positifs se déplacent dans des directions opposées et transfèrent respectivement leur charge à l'anode et à la cathode. Les atomes de gaz neutres sont chauffés par collision avec les ions et les électrons. Le comportement thermodynamique d'un plasma est compliqué d'atomes neutres et les ions positifs peuvent participer à l'expansion, mais les électrons ne servent qu'à rendre le plasma neutre. La recombinaison d'électrons et d'ions libérera l'énergie électronique sous la forme de molécules neutres chaudes supplémentaires. Pour ces raisons, l'analyse d'un arc-jet est compliquée [8].

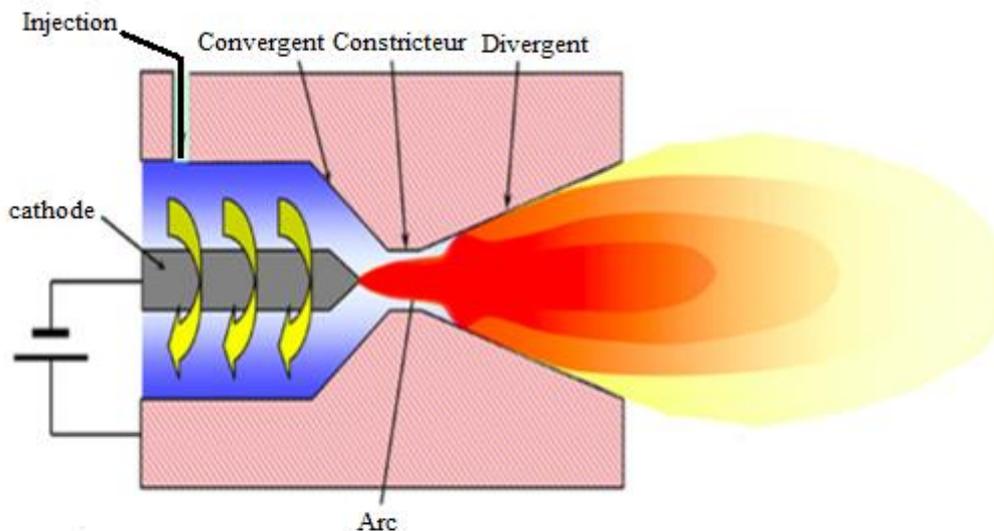


Figure I.7 : Propulseur à jet d'arc [9].

### **I.2.3.3 Propulseurs électromagnétiques**

Si l'on souhaite dépasser les vitesses d'échappement réalisables par chauffage électrique du propulseur, il faut abandonner les effets thermodynamiques et agir directement sur les atomes du propulseur en utilisant le champ électromagnétique. Cela implique que le propulseur doit être ionisé (ce qui se produit déjà dans le jet d'arc, où c'est une nuisance, ce qui réduit l'efficacité. Si le propulseur est entièrement ionisé, alors l'accélération directe des ions par les champs électriques et magnétiques peut produire Une vitesse globale très élevée [8].

### **I.2.3.4 Propulsion ionique**

C'est le concept le plus simple : le propulseur est ionisé, puis pénètre dans une région de champ électrique intense, où les ions positifs sont accélérés. En passant à travers une grille, ils quittent le moteur comme un flux d'échappement à haute vitesse. Les électrons ne partent pas, donc l'échappement est chargé positivement. En fin de compte, cela entraînerait le développement d'un champ retardateur entre l'engin spatial et l'échappement et ainsi un courant d'électrons est donc déchargé dans l'échappement pour neutraliser l'engin spatial. Les électrons ont peu d'élan, ce qui n'affecte pas la poussée.

Le propulseur est divisé en deux chambres. Le propulseur entre dans la chambre d'ionisation sous la forme de molécules de gaz neutres. Il y a un champ électrique radial à travers la chambre et des électrons sont libérés de la cathode. Les électrons sont accélérés par le champ radial, et atteignent des énergies de plusieurs dizaines d'électrons volts, ce qui suffit à ioniser les atomes de propergol neutre par collision. Pour allonger la longueur de trajet des électrons et s'assurer qu'ils rencontrent autant d'atomes neutres que possible, un champ magnétique axial est fourni, ce qui les fait se déplacer selon un trajet en spirale. L'ionisation devient donc efficace ; C'est-à-dire que le nombre d'ions produits, en fonction du courant d'électrons, est maximisé [8].

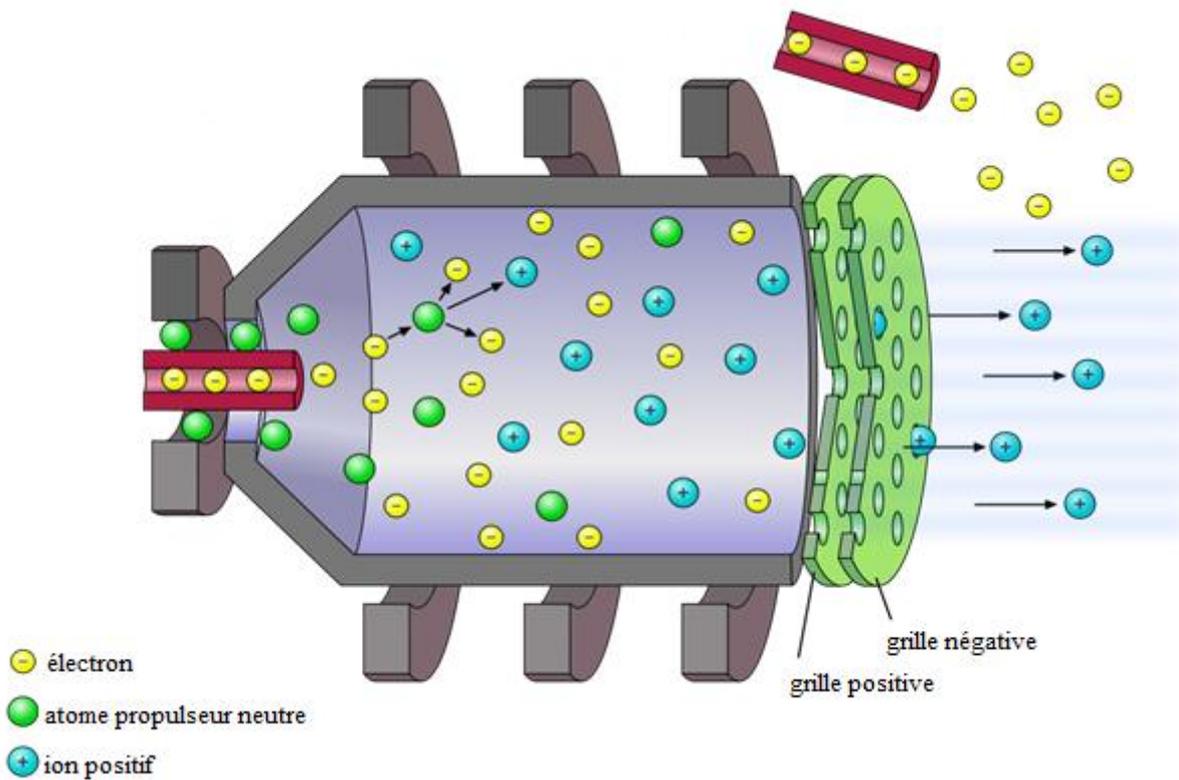


Figure I.8 : Propulsion ionique [10].

### I.3 Applications de la propulsion chimique biergol dans les satellites

Un satellite en orbite autour de la terre est exposé à de petites forces. Pour cette raison, de nombreux systèmes de propulsion pour satellite ont été développés afin de contrôler avec précision la position ou l'attitude de ces satellites. Parmi ces systèmes de propulsion, les systèmes de propulsion biergol sont largement utilisés en raison de leur bonne performance et la simplicité de manipulation.

#### I.3.1 Exemples des systèmes de propulsion biergols pour les satellites - (état de l'art)

##### I.3.1.1 Ariane Group

Les propulseurs biergols sont utilisés d'Ariane Group dans un large éventail de missions, y compris les manœuvres de suralimentation et en orbite de satellites géostationnaires et de sondes spatiales [11].

## I.3.1.1.1 Propulseur biergol 10 N

Conçu pour le contrôle d'attitude de précision, de trajectoire et d'orbite satellites [11] :

**Tableau I.1** : Exemples des applications de propulsions 10 N [11].

Spacecraft	Launch Year	Spacecraft	Launch Year	Spacecraft	Launch Year
Arabsat 5A	2010	YAHSAT 1B	2012	DirecTV 15	2015
Arabsat 5B	2010	AMOS 4	2013	Hispasat 1 AG	2015
Astra 3B	2010	Alphasat PFM	2013	TELSTAR 12V	2015
COMS	2010	Astra 2E	2013	AMU-1	2015
KA-SAT	2010	W3D	2013	Eutelsat 8WB	2015
MILSAT-B	2010	SES-6	2013	AMOS 6	2015
Nilesat 201	2010	GAIA	2013	SkyBrasil	2015
Rascom-2	2010	AthenaFidus	2014	AMOS 6 R	2016
W3B	2010	Astra 2G	2014	Bepi Colombo	2016
Arabsat 5C	2011	Astra 5B	2014	EDRS-C	2016
Astra 1N	2011	ARSAT 1	2014	SES-10	2016
Atlantic Bird 7	2011	Ekspress-AM4R	2014	SGDC	2016
Ekspress AM4	2011	Eutelsat 3B	2014	Koreasat 7	2016
W3C	2011	MEASAT 3B	2014	Exomars Orbiter	2016
Yahsat 1A	2011	Arabsat 6B	2015	Echostar 105	2017
Apstar7	2012	ARSAT 2	2015	Eutelsat 172B	2017
Astra 2F	2012	Eutelsat 9B	2015	SES-12	2017
MSG FM3	2012	LISA-Pathfinder	2015	Solar Orbiter	2017
SK5D	2012	MSG FM4	2015	MTG	2019
W5A	2012	Ekspress-AM7	2015		
W6A	2012	Sicral2	2015		

## I.3.1.1.2 Propulseur bi-propergol 200 N :

Conçu pour les manœuvres d'attitude, de contrôle de l'orbite [11] :

**Tableau I.2** : Exemples des applications de propulsions 200 N [11].

Spacecraft	Launch Year
ATV - 1 Jules Verne	2008
ATV - 2 Johannes Kepler	2011
ATV - 3 Edoardo Amaldi	2012
ATV - 4 Albert Einstein	2013
ATV - 5 Georges Lemaître	2014
Orion MPCV-ESM „EM-1“	2018
Orion MPCV-ESM „EM-2“	2021

## *Chapitre I : Généralités sur la propulsion des satellites*

### **I.3.1.1.3 Moteur apogée bi-propulseur 400 N**

Apogée fiable et manœuvres de l'espace profond [11] :

**Tableau I.3** : Exemples des applications de propulsions 400 N [11].

Spacecraft	Launch Year	Spacecraft	Launch Year	Spacecraft	Launch Year
AMSAT	2000	GEI2	2005	MILSAT-B	2010
CLUSTER II	2000	MSG FM2	2005	Nilesat 201	2010
EUTELSAT W4	2000	Syrakus 3A	2005	RASCOM-2	2010
HISPASAT 1C	2000	Venus Express	2005	W3B	2010
ARTEMIS	2001	HB7A, APA2	2006	W3C	2011
Atlantic Bird 2	2001	Koreasat 5	2006	Apstar 7A	2012
EURASIASAT	2001	Syrakus 3B FM2	2006	Apstar 7B	2012
Eurobird	2001	THAICOM 5	2006	MSG FM3	2012
SICRAL	2001	Chinasat 6B	2007	W6A	2012
ASTRA 1K	2002	FM02, RC1	2007	Yamal 402	2012
Atlantic Bird 1	2002	Galaxy 17	2007	Alphasat PFM	2013
EUTELSAT W5	2002	Star One C1	2007	AMOS 4	2013
Hispasat 1D	2002	Chinasat 9	2008	W3D	2013
HOT BIRD 6	2002	CIEL 2	2008	Athena Fidus	2014
MSG FM1	2002	Star One C2	2008	ARSAT 1	2014
Stellat	2002	Turksat 3A	2008	ARSAT 2	2015
STENTOR	2002	W2A	2009	Hispasat 1 AG	2015
AMC-9, GE-12	2003	MILSAT-A	2009	MSG FM4	2015
AMOS 2	2003	Palapa D	2009	Sicral 2	2015
MARS EXPRESS	2003	SICRAL 1B	2009	Exomars Orbiter	2016
Apstar 6	2005	Thor-6	2009		
FM01, GEI1	2005	W7	2009		

### I.3.1.2 Atlantic Research Corp. et Daimler-Benz

**Tableau I.4 :** Système de propulsion pour Atlantic Research Corp. et Daimler-Benz [12]

Producteur	Modèle	Poussée (N)	Isp (s)	Ergols	Poids (Kg)	Applications
Atlantic Research Corp.	Leros 1R	489 N	320 s	MON3/Hydrazine	3,76 Kg	Insertion en orbite
	Leros 2	556 N	312 s	MON3/MMH	3,4 Kg	Insertion en orbite
	Leros 2R	556 N	316 s	MON3/MMH	3,76 Kg	Insertion en orbite
	Leros 20	22,24 N	293 s	MON3/MMH	0,57 Kg	Contrôle d'attitude
	Leros 20H	22,24 N	300 s	MON3/Hydrazine	0,41 Kg	Contrôle d'attitude
	Leros 20R	22,24 N	307 s	MON3/MMH	0,57 Kg	Contrôle d'attitude
Daimler-Benz	S 10/1	10 N	287 s	MON/MMH	0,35 Kg	Contrôle d'attitude
	S 10/2	10 N	292 s	MON/MMH	0,31-0,53 Kg	Contrôle d'attitude
	S 4	4 N	285 s	MON/MMH	0,29 Kg	Contrôle d'attitude
	S 400/1	400 N	302 s	MON/MMH	2.8 kg	Insertion en orbite
	S 400/2	400 N	318 s	MON/MMH	3.4 kg	Insertion en orbite

### I.3.1.3 Space Shuttle Orbital Maneuvering System (OMS)

Le système de manœuvre orbitale de la navette spatiale (OMS) est un système de moteurs de fusée hypergoliques à propergol liquide utilisé sur la navette spatiale. Conçu et fabriqué aux États-Unis par, le système a été utilisé pendant le lancement pour produire une poussée supplémentaire et en orbite pour fournir l'injection orbitale, la correction orbitale et la brûlure de désorbite du vaisseau spatial [13].

## I.4 Propulsion chimique biergol verte

L'utilisation de l'hydrazine et de ses dérivés comme le mono méthyl hydrazine (MMH) et le diméthyle hydrazine asymétrique (UDMH) comme ergols pour la propulsion spatiale devient de plus en plus difficile. En raison de la toxicité et de la réactivité de ces propergols, les coûts de ravitaillement d'un engin spatial ont considérablement augmenté au fil des années [14].

Un certain nombre d'options propulsives différentes et moins toxiques ont été envisagées pour remplacer l'hydrazine.

Les candidats propulseurs qui ont retenu le plus l'attention au cours des dernières années sont les suivants :

Peroxyde d'hydrogène.

Mélanges d'oxyde nitreux.

Liquides ioniques.

### **I.4.1 Peroxyde d'hydrogène**

Outre l'hydrazine, le peroxyde d'hydrogène ( $H_2O_2$ ) est probablement le mono-ergol le plus étudié au monde. Il peut également être utilisé comme oxydant en mode bi-propulseur et il a été étudié à des fins de propulsion au moins depuis 1934. Son utilisation pour la propulsion a été revue et ses propriétés sont bien documentées. L'impulsion spécifique limitée et les préoccupations concernant la capacité de stockage du peroxyde d'hydrogène l'ont déplacé du système de pilotage par jets de gaz (RCS) en faveur de l'hydrazine. Cependant, les préoccupations toxicologiques de l'hydrazine ont conduit à un regain d'intérêt pour la recherche sur le peroxyde d'hydrogène au cours des 10 dernières années. Le peroxyde d'hydrogène est très réactif et thermodynamiquement instable et se décompose lentement même sous sa forme la plus stabilisée. Les préoccupations concernant la capacité de stockage et l'utilisation sûre du peroxyde d'hydrogène ont été débattues au fil des ans. Il est rapporté que ces préoccupations pourraient être exagérées et que le peroxyde d'hydrogène peut être manipulé en toute sécurité [15].

### **I.4.2 Mélanges de combustible d'oxyde nitreux**

Le protoxyde d'azote a été considéré comme un oxydant vert pour les fusées hybrides et comme un mono-ergol à part entière pendant de nombreuses années. Récemment, des mélanges d'oxyde nitreux et de carburant ont été étudiés, appelés mélanges de carburant d'oxyde nitreux (NOFB ou NOFBX). Ce type de propulseur semble très intéressant avec des performances très élevées, un allumage facile, une faible toxicité et un faible coût potentiel. Cependant, ses propriétés explosives sont peu connues. Étant donné que le mélange de comburant de carburant existera en deux phases, le risque d'explosion ou de détonation dû à la compression adiabatique doit être pris en compte. Des données limitées ont été publiées sur la sensibilité des propulseurs NOFB et, par conséquent, les décisions concernant le fonctionnement sûr de ces mélanges ne peuvent pas être prises facilement [15].

### I.4.3 Liquides ioniques

Par définition, un liquide ionique est un sel dont le point de fusion est inférieur à 100 ° C utilisé à l'état liquide. Les ergols liquides ioniques sont généralement des mélanges d'un sel oxydant, d'un carburant et d'eau. Les sels oxydants les plus étudiés pour les applications propulsives sont

HNF (nitroformate d'hydrazinium)

HAN (nitrates d'hydroxy ammonium)

ADN (dinitramide d'ammonium)

Une solubilité élevée est la propriété la plus vitale à obtenir pour un mono-ergol avec un Isp élevé. Pour cette raison, ADN et HAN sont les plus prometteurs. En plus d'avoir une solubilité plus faible, HNF est synthétisé à l'aide d'hydrazine.

Dans les années 1990, l'intérêt pour les mono-ergols liquides à base de HAN pour la propulsion des engins spatiaux a augmenté en raison des préoccupations toxiques de l'hydrazine. Aujourd'hui, le HAN est utilisé comme oxydant dans le laboratoire de recherche de l'armée de l'air des États-Unis (AFRL) [15].

L'ADN a été synthétisé pour la première fois en 1971 à l'Institut Zelinsky de chimie organique à Moscou et est principalement destiné à être utilisé comme oxydant dans les propulseurs de fusées solides. On prétend que les propulseurs solides à base d'ADN sont utilisés dans les missiles balistiques intercontinentaux russes Topol et qu'ADN était auparavant produit en quantités de tonnes dans l'ex-URSS. L'ADN a également été identifié comme un substitut vert au perchlorate d'ammonium (AP), l'oxydant actuel de choix dans les propulseurs solides. Pour les applications spatiales, les propulseurs solides sont largement utilisés dans les gros propulseurs pour lanceurs et, dans une certaine mesure, pour la propulsion dans l'espace. L'AP est à bien des égards un excellent oxydant en raison de son niveau de risque relativement faible et de la possibilité d'adapter ses propriétés balistiques. Cependant, l'AP a toujours des impacts négatifs sur l'environnement et la santé personnelle. Le Département Américain de la Défense (DOD) a organisé un atelier sur la stratégie avancée pour une énergie écologiquement durable, identifiant l'AP comme l'un des principaux problèmes environnementaux, de sécurité et de santé au travail. Pour cette raison, la NASA a financé une évaluation initiale de l'ADN en remplacement de l'AP dans les propulseurs de fusée solide pour les lancements de grands espaces [15].

**Chapitre II**  
**Modélisation d'un système**  
**de propulsion biergol**

## II.1 Pour quoi la sélection d'un système basé sur le peroxyde d'hydrogène/carburant pour les satellites

Le principal avantage de l'utilisation de cette combinaison propulsive, autre que sa densité  $I_{sp}$ , est la capacité de s'auto-allumer, supprimant ainsi le besoin d'un allumeur. Lorsque le peroxyde d'hydrogène est passé à travers un lit de catalyseur, composé d'argent, une décomposition rapide du peroxyde se produit, générant Oxygène et vapeur à haute température. Avec 90% de peroxyde (90%  $H_2O_2$  10%  $H_2O$  en masse), des températures de décomposition adiabatique supérieures à 600 degrés C peuvent être attendues. Ces produits de décomposition, lorsqu'ils sont combinés avec du kérosène atomisé, entraînent la combustion du carburant à condition que la pression de la chambre soit suffisamment élevée [16].

## II.2 Principe de propulsion

### II.2.1 Équation de fusée

L'équation de fusée (dite équation de Tsiolkovski) exprime l'accroissement de vitesse d'une fusée, propulsée par un moteur à réaction, en fonction de la différence de masse entre le début et la fin de la propulsion.

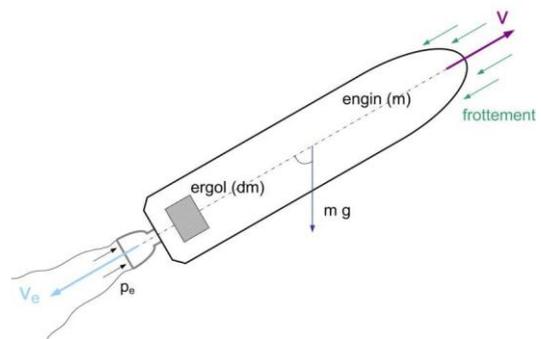


Figure II.1 : Schéma descriptif d'une fusée

Poussée développée à la sortie du propulseur

$$F = \dot{m} \cdot V_e = \frac{dm}{dt} V_e \dots (II.1)$$

Principe des actions réciproques (3eme loi de Newton) :

$$\frac{dm}{dt} V_e = -m \cdot \frac{dV}{dt} \dots (II.2) \longrightarrow dV = -V_e \cdot \ln \left( \frac{M_0}{M} \right) \dots (II.3)$$

Par intégration :

$$\int_0^V dV = -V_e \int_{M_0}^M \frac{dm}{m} \dots (II.4) \longrightarrow V = V_e \ln \left( \frac{M_0}{M} \right) \dots (II.5)$$

Avec :  $V(0) = 0$

Conservation de la quantité de mouvement entre  $t$  et  $t + dt$  (expulsion d'une masse  $dm$  d'ergol en  $dt$ ) :

Véhicule (masse  $m - dm$ ) :

$$dp_{engin} = (m - dm)(V + dV) - (m - dm)V \approx m \cdot dV \dots (II.6)$$

Ergol (masse  $dm$ ) :

$$dp_{ergol} = dm(V - V_e) - V \cdot dm = -dm \cdot V_e \dots (II.7)$$

Variation totale de la quantité de mouvement :

$$dp = dp_{engin} - dp_{ergol} = m \cdot dV + dm \cdot V_e \dots (II.8)$$

Loi fondamentale de la dynamique (Newton) :

$$\sum F = \frac{dp}{dt} \dots (II.9)$$

avec :

$$\sum F = \Delta p \cdot A_e - f - m \cdot g \cdot \cos(\theta) \dots (II.10)$$

on obtient :

$$m \cdot dv + dm \cdot V_e = [\Delta p \cdot A_e - f - m \cdot g \cdot \cos(\theta)] dt \dots (II.11)$$

Avec  $F=0$  et  $v_e = \text{constante}$

$$\Delta V = V_e \ln\left(\frac{M_0}{M}\right) \dots (II.12) [17].$$

### II.2.2 Paramètres propulsifs

#### II.2.2.1 Poussée

La poussée est la force produite par un système de propulsion de fusée agissant sur un véhicule. De manière simplifiée, c'est la réaction subie par sa structure due à l'éjection de matière à grande vitesse. La poussée, due à un changement de moment (le moment est une quantité vectorielle et est définie comme le produit de la masse par la vitesse), est Donnée ci-après :

$$F = \dot{m} \cdot V_e + (P_e - P_a) A_e \dots (II.13)$$

Lorsque  $P_e = P_a$  :

$$F = \dot{m} \cdot V_e \dots (II.14)$$

Cette force représente la force de propulsion totale lorsque la pression de sortie de la buse est égale à la pression ambiante.

#### II.2.2.2 Impulsion

L'impulsion C'est la force de poussée  $F$  (qui peut varier avec le temps) intégrée sur le temps de combustion  $t$ .

$$I_t = \int_0^t F dt \dots (II.15)$$

Pour une poussée constante et des transitoires de démarrage et d'arrêt négligeables, cela se réduit à

$$I_t = F \cdot t \dots (II.16)$$

L'impulsion est proportionnelle à l'énergie totale libérée par tout le propulseur d'un système de propulsion.

### II.2.2.3 Impulsion spécifique $I_{sp}$

L'impulsion spécifique  $I_{sp}$  est l'impulsion totale par unité de poids de propulseur. C'est une figure importante du mérite des performances d'un système de propulsion de fusée, un nombre plus élevé signifie de meilleures performances. Si le débit massique total du propulseur est  $\dot{m}$  et l'accélération standard de la gravité est  $g_0$ , alors [18] :

$$ISP = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int \dot{m} dt} \dots (II.17)$$

Cette équation donnera une valeur d'impulsion spécifique moyenne temporelle pour tout système de propulsion de fusée, en particulier lorsque la poussée varie avec le temps. Pendant les conditions transitoires (pendant le démarrage ou la période de montée en puissance, la période d'arrêt ou pendant un changement de débit ou de niveaux de poussée), les valeurs de  $I_{sp}$  peuvent être obtenues par intégration ou en déterminant les valeurs moyennes de  $F$  et de  $\dot{m}$  pour de courts intervalles de temps. Pour une poussée et un écoulement de propulseur constants, cette équation peut être simplifiée ; Ci-dessous,  $m_p$  est la masse propulsive efficace totale [18].

$$ISP = \frac{I_t}{m_p g_0} \dots (II.18)$$

### II.3.2 Modélisation d'un système biergol

La figure suivante fournit une illustration des entrées et des sorties primaires du modèle, et trace les dépendances de ces sorties :

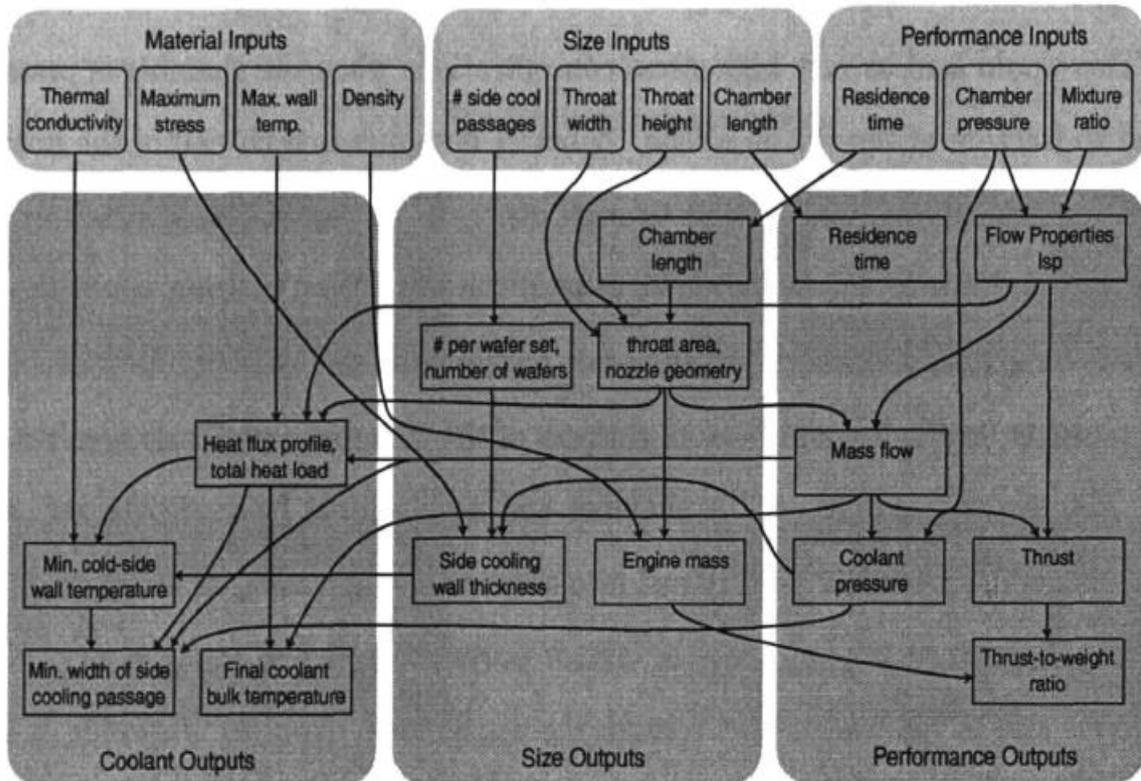


Figure II.2 : Entrées et sorties primaires du modèle [19].

#### II.3.2.1 Entrées du modèle

Les entrées du modèle sont sélectionnées pour être celles qu'il faudrait choisir pour concevoir un moteur de micro-fusée. Ils peuvent être divisés en trois catégories : ceux liés à la taille et à la disposition du moteur, ceux liés à ses performances et ceux liés au matériau de construction [19].

##### II.3.2.1.1 Entrées de taille

Les deux principales entrées de taille sont la largeur et la hauteur de la gorge. Elles déterminent l'échelle globale du moteur et, conjointement avec la pression, déterminent efficacement le débit massique et la poussée. Une entrée de taille facultative est la longueur de la chambre. Soit celui-ci, soit le temps de séjour peuvent être spécifiés, et l'un détermine l'autre. Le nombre de passages de refroidissement latéraux, un paramètre de disposition, est également une entrée dans le modèle [19].

### II.3.2.1.2 Entrées de performance

Les principales entrées de performance sont la pression de la chambre et le rapport du comburant au mélange de carburant, O / F. Le taux d'expansion de la buse peut également être spécifié. Enfin, le temps de séjour peut être précisé. Comme cela affecte les performances, il est inclus ici, mais il est principalement utilisé pour déterminer la longueur requise de la chambre [19].

### II.3.2.1.3 Entrées matérielles

Les paramètres du modèle qui dépendent du matériau de construction sont la température maximale admissible du mur, ainsi que la conductivité thermique, la contrainte maximale admissible et la densité. Les propriétés de deux matériaux considérés sont indiquées dans le tableau ci-dessous [19].

**Tableau II.1** : Les propriétés du Silicium et du Silicium Carbide [19].

Property	Silicon	Silicon Carbide
$T_w$	900 K	1400 K
$\kappa$	40 W/m K [800K]	63 W/m K [1000K]
$\rho$	2330 kg/m <sup>3</sup>	3200 kg/m <sup>3</sup>
$\sigma_{max}$	1000 MPa	600 MPa

### II.2.3.2 Sorties du modèle

Les résultats du modèle sont ceux que le concepteur prendrait en compte pour évaluer l'utilité d'un système de fusée donné. Ils peuvent être divisés en catégories similaires aux entrées : taille, performances et refroidissement [19].

#### II.2.3.2.1 Sorties de taille

Les sorties de taille principale sont la longueur, la largeur et la hauteur ou l'épaisseur du moteur (L, W et H). De plus, la masse du moteur, ainsi que la longueur de la chambre calculée à partir du temps de séjour souhaité. Les paramètres de fabrication tels que le nombre de dispositifs par ensemble de plaquettes et le nombre de plaquettes nécessaires sont également considérés comme des sorties de taille. Des épaisseurs de paroi critiques, telles que celle des parois latérales de passage de refroidissement au niveau de la gorge, et l'épaisseur requise des parois de coiffage de la chambre sont également des sorties [19].

### **II.2.3.2.1 Sorties de performance**

Les sorties de performance sont la poussée, le débit massique, l'impulsion spécifique, le temps de séjour, le rapport poussée / poids et la vitesse d'échappement caractéristique. De plus, les propriétés physiques du débit de la buse sont disponibles [19].

### **II.2.3.2.1 Sorties de refroidissement**

Les sorties relatives au système de refroidissement comprennent le profil de flux thermique vers la paroi, la charge thermique totale intégrée et la température de masse maximale atteinte par les propulseurs tout en absorbant cette charge. Au niveau de la gorge, la largeur minimale requise des passages de refroidissement latéraux est estimée et la température de la paroi côté liquide de refroidissement à cet endroit est calculée. Comme la dépendance fonctionnelle réelle du flux thermique côté chaud n'est pas bien connue pour les flux thermiques très élevés attendus dans les micro-rouilles, tous ces paramètres sont calculés en utilisant à la fois la corrélation du flux thermique nominal utilisée dans la conception de la chambre de poussée de démonstration et une corrélation qui se traduit par une charge thermique prévue plus élevée [19].

## **II.3 Composition d'un système de propulsion biergol pour satellites**

### **II.3.1 Design et dimensionnement d'un propulseur**

Le propulseur est le sous-ensemble clé d'un moteur-fusée. Ici, les ergols liquides sont dosés, injectés, atomisés, vaporisés, mélangés et brûlés pour former des produits de gaz de réaction chauds, qui à leur tour sont accélérés et éjectés à grande vitesse. Un ensemble de chambre de poussée de fusée a un injecteur, une chambre de combustion, une buse subsonique. Tous doivent résister à la chaleur extrême de la combustion et aux différentes forces, y compris la transmission de la force de poussée au véhicule [18].

#### **II.3.1.1 Les injecteurs**

L'injecteur, comme son nom l'indique, injecte les propulseurs dans la chambre de combustion dans les bonnes proportions et les bonnes conditions pour produire un processus de combustion efficace et stable. Placé à l'extrémité avant ou supérieure de la chambre de combustion, l'injecteur effectue également la tâche structurelle consistant à fermer le haut de la chambre de combustion contre la haute pression et la température qu'il contient. Il fournit le carburant et l'oxydant aux taux appropriés et dans les bonnes proportions [20].

Aucun autre composant d'un moteur de fusée n'a un impact aussi important sur les performances du moteur que l'injecteur. Dans des applications diverses et différentes, des injecteurs bien

conçus peuvent avoir une répartition assez large de l'efficacité de la combustion, et il n'est pas rare qu'un injecteur avec un rendement  $C^*$  aussi bas que 92% soit considéré comme acceptable. Des valeurs élevées d'efficacité de combustion proviennent d'une distribution uniforme du rapport de mélange souhaité et d'une fine atomisation des propulseurs liquides. Le mélange local dans le modèle de pulvérisation de l'élément d'injection doit avoir lieu à un niveau pratiquement microscopique pour garantir des rendements de combustion approchant 100%. La stabilité de la combustion est également une exigence très importante pour une conception d'injecteur satisfaisante. Dans certaines conditions, des ondes de choc et de détonation sont générées par des perturbations locales dans la chambre, éventuellement provoquées par des fluctuations de mélange ou d'écoulement du propergol. Ceux-ci peuvent déclencher des oscillations de pression qui sont amplifiées et entretenues par les processus de combustion. Ces ondes de forte amplitude (appelées instabilité de combustion) produisent des niveaux élevés de vibrations et de flux de chaleur qui peuvent être très destructeurs. Une part importante de l'effort de conception et de développement concerne donc une combustion stable [20].

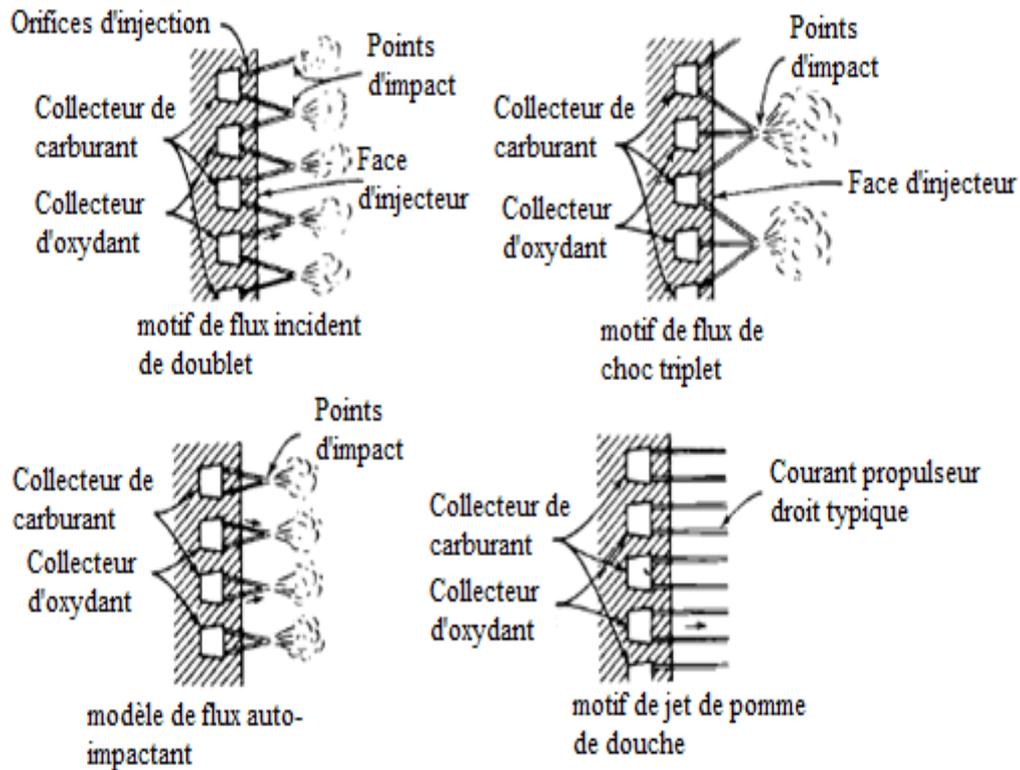
### **II.3.1.1.1 Les types d'injecteurs les plus utilisés et efficaces**

**Les injecteurs à trous multiples** sont couramment utilisés avec l'oxygène-hydrocarbure et les propulseurs stockables. Contrairement aux modèles de doublet, les propulseurs sont injectés à travers un certain nombre de petits trous séparés de telle manière que les courants de carburant et d'oxydant se heurtent l'un à l'autre. L'impact forme des ventilateurs de liquide mince et facilite l'atomisation des liquides en gouttelettes, facilitant également la distribution [18].

**Les injecteurs à feuilles ou à pulvérisation** donnent des feuilles de pulvérisation cylindriques, coniques ou autres ; Ces sprays se croisent généralement et favorisent ainsi le mélange et l'atomisation. En faisant varier la largeur de la feuille (à travers un manchon axialement mobile), il est possible d'étrangler le débit du propergol sur une large plage sans réduction excessive de la perte de charge de l'injecteur. [18].

**Le post-injecteur creux coaxial** a été utilisé pour les injecteurs d'oxygène liquide et d'hydrogène gazeux par la plupart des concepteurs de fusées. Cela fonctionne bien lorsque l'hydrogène liquide a absorbé la chaleur des chemises de refroidissement et a été gazéifié. Cet hydrogène gazéifié s'écoule à grande vitesse (typiquement 330 m / s ou 1000 ft / s); L'oxygène liquide s'écoule beaucoup plus lentement (généralement à moins de 33 m / s ou 100 ft / s) et la vitesse différentielle provoque une action de cisaillement, qui aide à briser le flux d'oxygène en petites gouttelettes. L'injecteur présente une multiplicité de ces bornes coaxiales sur sa face. Ce

type d'injecteur n'est pas utilisé avec des biergols liquides stockables, en partie parce que la perte de charge pour atteindre une vitesse élevée deviendrait trop élevée [18].



**Figure II.3** : Diagramme schématisant de plusieurs types d'injection [18].

### II.3.1.1.2 Exemples des systèmes d'injection pour propulseurs biergols

#### II.3.1.1.2.1 Système d'injection pour propulseur biergol (H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/kérosène)

Il a été conçu que H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> injecté dans le lit de catalyseur voyageant à partir d'un orifice de type pomme de douche à deux étages, avait une réaction catalytique et était uniformément alimenté dans le support de combustion. Le kérosène a été introduit dans la chambre de combustion en utilisant un injecteur à turbulence avec de grandes performances d'atomisation et de stabilité de combustion [21].

La figure suivante présente un schéma du système d'injection utilisé :

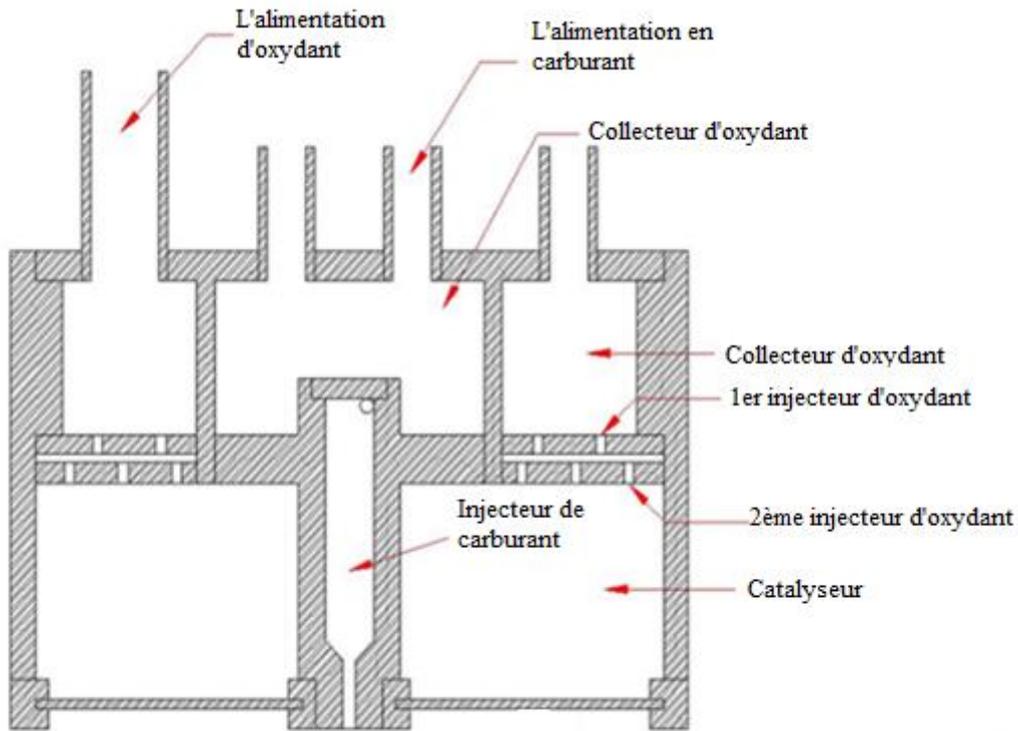


Figure II.4 : Schéma de la tête d'injecteur [21].

### II.3.1.1.2 Injecteurs coaxial à tourbillon de « Copenhagen Suborbitals »

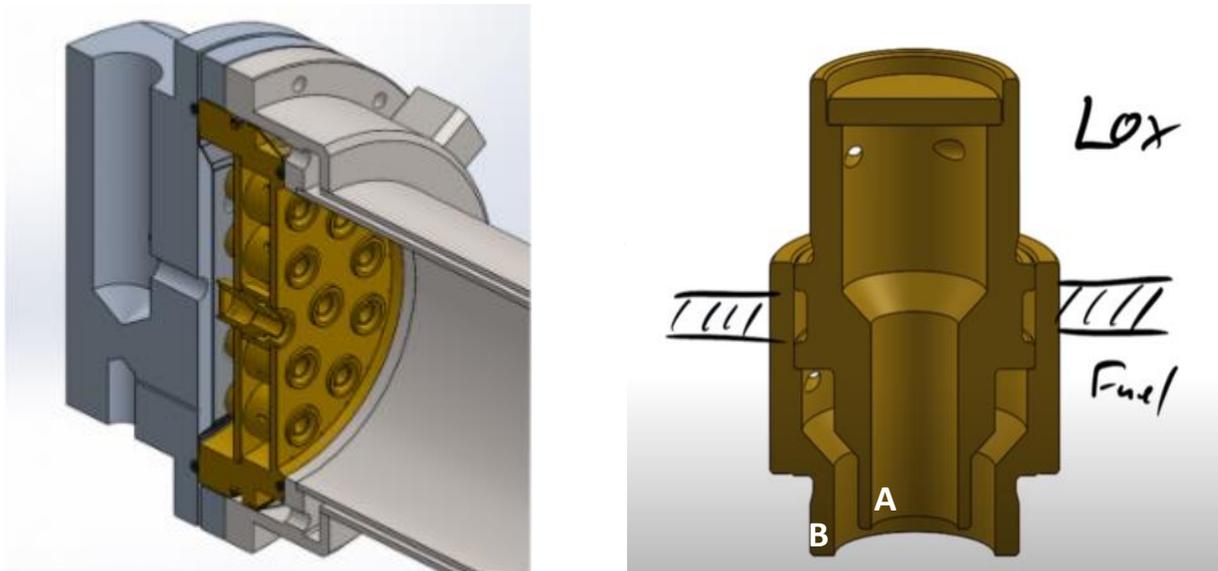


Figure II.5 : Schéma du système d'injection développé par Copenhagen Suborbitals [22].

Cet injecteur est conçu pour injecter à la fois du carburant (éthanol) et de l'oxydant (dans ce cas de l'oxygène liquide).

## Chapitre II : Modélisation d'un système de propulsion biergol

---

L'oxygène liquide est injecté par les deux orifices de la partie supérieure de l'injecteur, ces orifices sont coudés de manière à créer un tourbillonnement dans le cylindre ce qui donne une meilleure atomisation.

L'éthanol est injecté dans la partie basse (sur le volume entre le cylindre contenant du LOX et le cylindre extérieur). De la même manière, il entrera par les petits orifices, il tourbillonnera puis il sortira. Le plus grand défi pour cet injecteur est de faire entrer l'oxydant et le carburant en collision et cela est assuré en optimisant la distance A-B afin de créer le mélange parfait.

### II.3.1.2 La chambre de combustion

La chambre de combustion sert d'enveloppe pour retenir les propergols pendant une période suffisante pour assurer un mélange et une combustion complets.

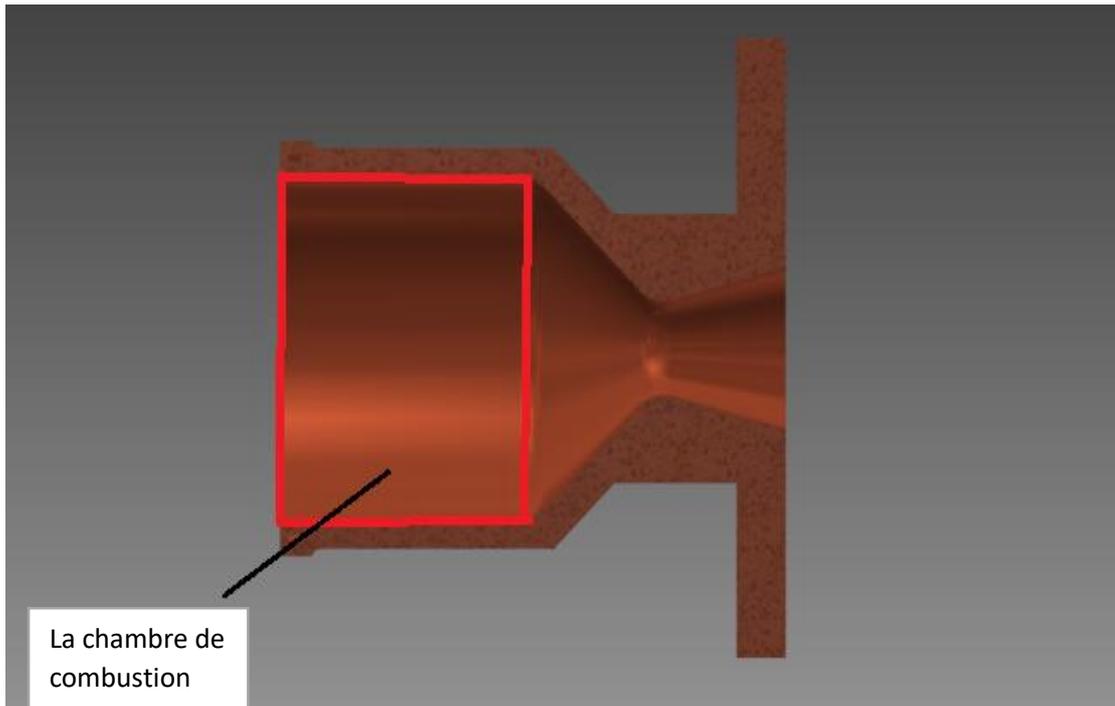
Un paramètre utile relatif au volume de la chambre et au temps de séjour est la longueur caractéristique  $L^*$ , le volume de la chambre divisé par la zone de la gorge sonique de la buse :

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \dots \text{(II.19)}$$

Avec :  $V_c$  : Le volume de la chambre de combustion.

Le concept  $L^*$  est beaucoup plus facile à visualiser que le « temps de séjour de combustion » plus insaisissable, exprimé en petites fractions de seconde. Puisque la valeur de  $A_t$  est en proportion presque directe du produit de  $q$  et  $V$ ,  $L^*$  est essentiellement une fonction de  $t_s$ .

Trois formes géométriques ont été utilisées dans la conception de la chambre de combustion (sphérique, quasi sphérique et cylindrique). La chambre cylindrique étant le plus fréquemment utilisée. Par rapport à une chambre cylindrique de même volume, une chambre sphérique ou quasi sphérique offre l'avantage de moins de surface et de poids de refroidissement ; Cependant, la chambre sphérique est plus difficile à fabriquer [20].



**Figure II.6 :** Chambre de combustion [23].

Le volume et la forme sont sélectionnés après avoir évalué ces paramètres :

1. Le volume doit être suffisamment grand pour un mélange, une évaporation et une combustion complète des propulseurs adéquats. Les volumes de la chambre varient pour différents propulseurs avec le délai nécessaire pour vaporiser et activer les propulseurs et avec la vitesse de réaction de la combinaison propulsive. Lorsque le volume de la chambre est trop petit, la combustion est incomplète et les performances sont médiocres. Avec des pressions de chambre plus élevées ou avec des propulseurs hautement réactifs, et avec des injecteurs qui améliorent le mélange, un volume de chambre plus petit est généralement autorisé [18].
2. Le diamètre et le volume de la chambre peuvent influencer les besoins de refroidissement. Si le volume de la chambre et le diamètre de la chambre sont grands, les taux de transfert de chaleur vers les parois seront réduits, la zone exposée à la chaleur sera grande et les parois seront un peu plus épaisses. Inversement, si le volume et la section transversale sont petits, la surface de la paroi intérieure et la masse inerte seront plus petites, mais les vitesses des gaz de la chambre et les taux de transfert de chaleur seront augmentés. Il existe un volume et un diamètre de chambre optimaux où la chaleur totale absorbée par les parois sera minimale. Ceci est important lorsque la capacité de refroidissement disponible du liquide de refroidissement est limitée (par exemple, l'hydrocarbure d'oxygène à des rapports de mélange élevés) ou si la température maximale permissive du liquide de refroidissement doit être limitée (pour des raisons de sécurité avec un refroidissement à l'hydrazine) [18].

## *Chapitre II : Modélisation d'un système de propulsion biergol*

---

3. Tous les composants inertes doivent avoir une masse minimale. La masse de la chambre de poussée est fonction des dimensions de la chambre, de la pression de la chambre, du rapport de surface de la buse et de la méthode de refroidissement.
4. Les considérations de fabrication favorisent une géométrie de chambre simple, comme un cylindre avec une buse en forme de nœud papillon à double cône, des matériaux à faible coût et des processus de fabrication simples.
5. Dans certaines applications, la longueur de la chambre et de la buse est directement liée à la longueur totale du véhicule. Une chambre de grand diamètre mais courte peut permettre un véhicule un peu plus court avec une masse de véhicule inerte structurelle plus faible [18].
6. La chute de pression du gaz pour accélérer les produits de combustion dans la chambre doit être au minimum ; Toute réduction de pression à l'entrée de la buse réduit la vitesse d'échappement et les performances du véhicule. Ces pertes deviennent appréciables lorsque la surface de la chambre est inférieure à trois fois la surface de la gorge.
7. Pour la même poussée, le volume de combustion et la zone du col de la buse deviennent plus petits à mesure que la pression de la chambre de fonctionnement augmente. Cela signifie que la longueur de la chambre et la longueur de la buse (pour le même rapport de surface) diminuent également avec l'augmentation de la pression de la chambre. Les performances augmentent également avec la pression de la chambre [18].

### **II.3.1.3 La buse**

Une buse est un organe mécanique qui met en communication deux espaces à des pressions différentes. Sa forme générale présente trois parties essentielles.

-Le divergent : c'est la partie amont de la tuyère son rétrécissement contribue à l'accélération des gaz.

-Le col : c'est la partie du canal qui a la plus petite section et qui permet d'avoir des conditions soniques ( $M=1$ ) et par le choix de ses dimensions fixe le point de fonctionnement du moteur.

-Le divergent : c'est la partie aval de la tuyère, après l'amorçage au col. Il permet d'accélérer l'écoulement à des vitesses supersoniques [24].

Elle constitue environ 70% de la masse totale du propulseur [25].

### II.3.1.3.1 Quelques configurations des buses

L'optimisation du choix de la forme d'une tuyère supersonique doit tenir compte en plus des calculs de dynamique des gaz qui nous intéressent, de divers paramètres tels que le matériau utilisé, le mode de fabrication de la paroi, les exigences de refroidissement, les limites admissibles de dimensionnement etc.

#### II.3.1.3.1.1 Buse conique

La forme géométrique la plus simple pour un divergent est le cône tronqué. Bien que la vitesse d'éjection des gaz de combustion de la tuyère conique soit égale à sa valeur unidimensionnelle correspondante au rapport de section donné, la direction de l'écoulement à la sortie n'est pas axiale.

Si l'inclinaison de la tuyère à la sortie est nulle, la poussée est donc maximale mais vu l'inclinaison de la portion supersonique comprise entre des angles allant de  $15^\circ$  à  $30^\circ$  pour la buse conique, ceci engendre une perte considérable de poussée [26].

Cette perte est quantifiée par un facteur qui dépend de l'angle de divergence  $\alpha$  [27] :

$$\gamma = \frac{1 + \cos \alpha}{2} \dots \text{(II.20)}$$

Il est généralement plus pratique d'utiliser des buses coniques dans le cas des petits moteurs propulsifs, à cause particulièrement de leur simplicité. Pour ce type de buses, la longueur est relativement petite à celle de la tuyère idéale (dont l'écoulement est uniforme à la sortie). Le coefficient de poussée  $C_f$  qu'elle développe est inférieur approximativement à 1.7% de celui du cas idéal. Ce type de buse est souvent utilisé comme base de comparaison en termes de poussée et de longueur [26].

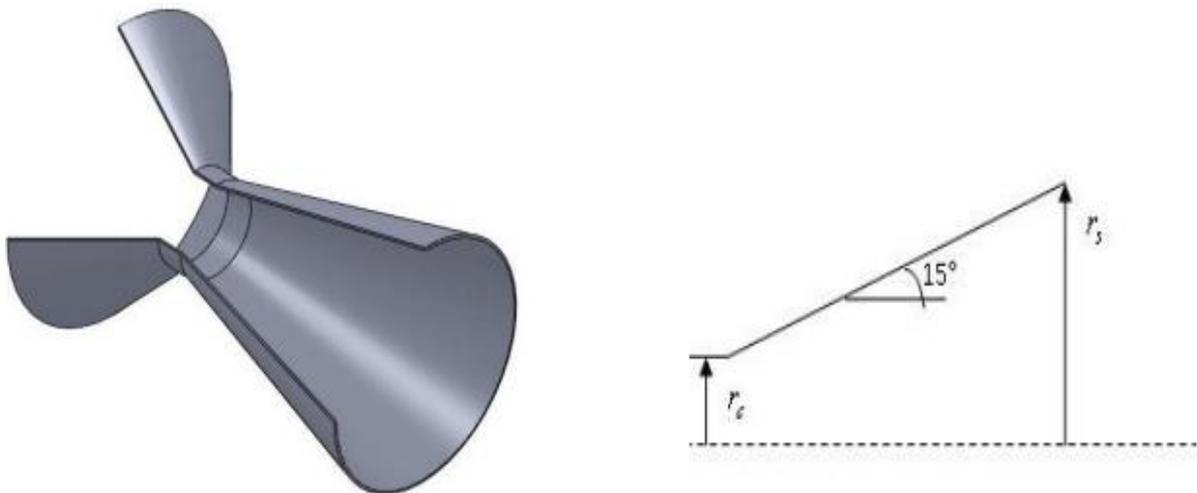


Figure II.7 : Buse conique [27].

### II.3.1.3.1.2 Buse à contour profilé

Dans le cas d'une telle géométrie, il est possible de donner une valeur relativement importante à l'angle du divergent situé près du col, permettant ainsi la réalisation d'une importante détente. La seconde partie du divergent à sa forme courbée qui tend à faire suivre l'écoulement en une direction axiale, limitant ainsi les pertes de poussée dues à la divergence rencontrée avec la buse conique [24].



Figure II.8 : buse à contour profilé [27].

### II.3.1.3.1.3 Buse annulaire

Dans les deux types de buses citées précédemment, les formes de sections au col et à la sortie sont circulaires et normales à l'axe. La buse annulaire par ses contours diffère en présentant des sections au col en forme d'anneau. Les gaz de combustion en aval de ce col se détendent au sein de ces anneaux et le long de la section divergente [24].

Le facteur de pertes de poussée est donné par [27] :

$$\gamma = \frac{1}{2} \frac{(\sin \alpha + \sin \beta)^2}{2(\alpha + \beta) \sin \beta + \cos \beta - \cos \alpha} \dots \text{(II.21)}$$

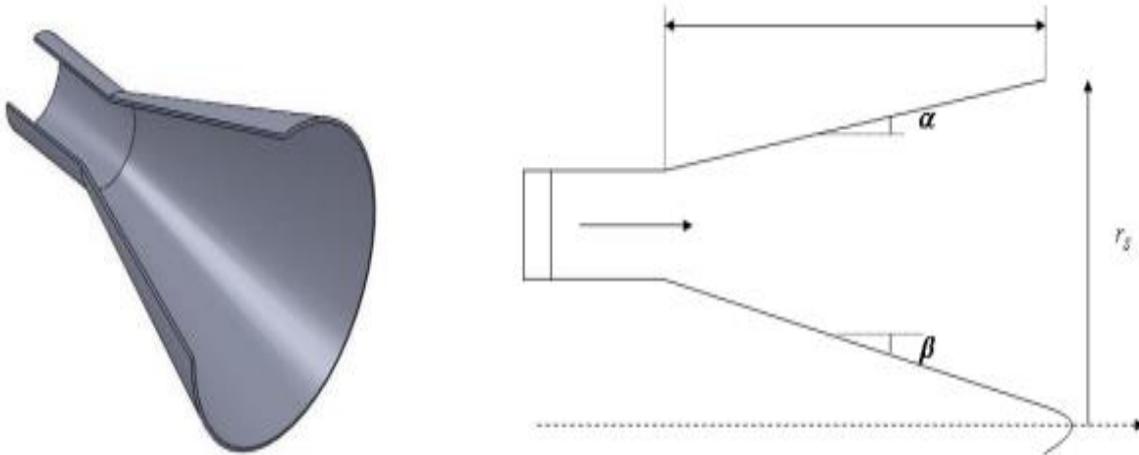


Figure II.9 : Buse annulaire [27].

### II.3.2 Systèmes d'alimentation

Le système d'alimentation en propergols d'un moteur-fusée liquide détermine comment les propergols sont acheminés des réservoirs vers la chambre de combustion. Les fonctions du système d'alimentation en propergols dans les deux types sont :

Alimentation par pressurisation des ergols

Alimentation par pompes

Généralement classés en fonction du système d'alimentation en propulseur en tant qu'alimentation sous pression ou alimentée par pompe. L'alimentation en pression est réalisée en utilisant la pressurisation du gaz, tandis que l'alimentation par pompe repose sur des pompes.

#### II.3.2.1 Alimentation par pressurisation

Un gaz à haute pression comme l'hélium ou l'azote stocké dans un réservoir à haute pression à une très haute pression est utilisé pour forcer les ergols vers la chambre de poussée. Le gaz de pressurisation est réchauffé par un échangeur de chaleur avec la chambre de combustion pour éviter son refroidissement.

Les avantages de ce système sont sa simplicité, sa fiabilité et son évitement des turbomachines. De plus, la procédure d'arrêt et de redémarrage du moteur est très simple. Cependant, son gros inconvénient réside dans ses chars gros et lourds. En raison des avantages ci-dessus, ce type de système est généralement utilisé pour les applications de propulsion satellitaire et les applications de propulsion auxiliaire nécessitant de faibles pressions de système et de petites quantités de propulseurs. Les propulseurs de manœuvre et de contrôle d'attitude des satellites et des sondes spatiales sont principalement alimentés en pressurisation puisqu'ils sont redémarrés des milliers de fois.

### II.3.2.2 Moteurs alimentés par pompes

Le système alimenté par pompes est utilisé pour les applications à haute pression et hautes performances. Plusieurs milliers de moteurs de puissance sont nécessaires pour entraîner les pompes d'alimentation. Le choix d'un système d'alimentation particulier et de ses composants est régi principalement par l'application de la fusée, la durée, le nombre ou le type de chambres de poussée, la mission et les exigences générales de simplicité de conception, de facilité de fabrication, de faible coût et de masse inerte minimale.

Depuis ces données, on peut dire que pour notre système on va utiliser l'alimentation par pressurisation [7].

Le schéma du modèle est dans la figure suivante :

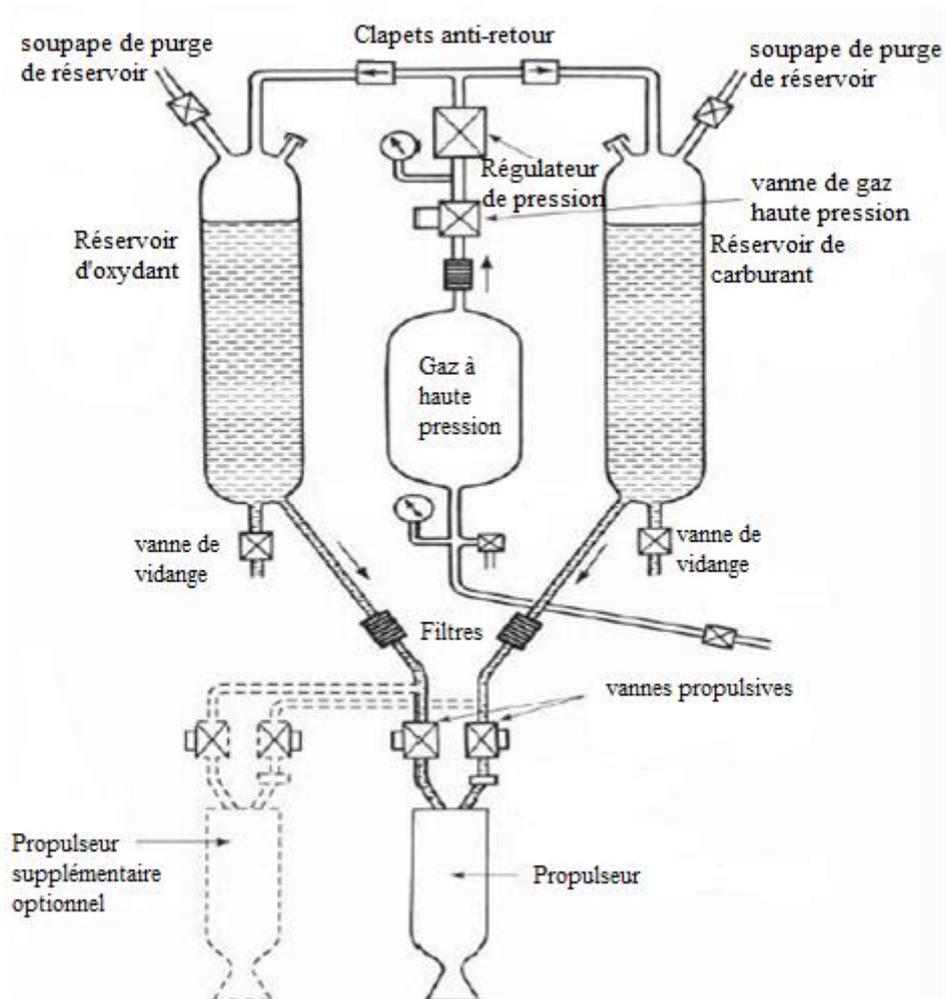


Figure II.10 : Système d'alimentation par pressurisation [28].

**Chapitre III**  
**Etude de cas « Modélisation**  
**d'un système de propulsion**  
**HTP/Kérosène pour une**  
**poussée de 40N »**

## *Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »*

---

### **III.1 Introduction**

Dans cette étude le peroxyde d'hydrogène (85%) provenant du réservoir passe par les injecteurs et le catalyseur d'argent où il se décompose en vapeur d'eau et l'oxygène (à plus de 600°C) pour réagir avec le kérosène injecté dans la chambre de combustion et générer un mélange de gaz à une température de plus de 2000 K. Ce mélange gazeux passe par la suite dans une tuyère convergente divergente afin d'augmenter la vitesse d'éjection des gaz à une vitesse supersonique jusqu'à la sortie de la buse donnant une poussée de 40N.

### **III.2 La modélisation**

#### **III.2.1 Hypothèses**

Le calcul des performances théoriques des fusées implique un certain nombre d'hypothèses. Pour les mêmes conditions de fonctionnement du propulseur, les performances théoriques peuvent varier en fonction des hypothèses utilisées.

Ces hypothèses sont : une forme unidimensionnelle des équations de continuité, d'énergie et de quantité de mouvement et de conservation de l'espèce chimique ; vitesse nulle à l'entrée de la chambre de combustion ; combustion adiabatique ; expansion isentropique dans la buse ; mélange homogène ; loi des gaz parfaits ; et zéro décalage de température et zéro décalage de vitesse entre les espèces condensées et gazeuses. Pendant le processus de combustion, une partie de l'énergie libérée est utilisée pour augmenter l'entropie et la pression chute. L'expansion dans la buse est supposée être isentropique.

#### **III.2.2 Modélisation mathématique :**

##### **III.2.2.1 Décomposition du peroxyde d'hydrogène (H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> à 85%)**

Le peroxyde d'hydrogène se décompose et donne de l'oxygène et de la vapeur d'eau dans une réaction exothermique. Cette équation est donnée par la suite.

La décomposition du peroxyde d'hydrogène se produit à des taux très bas (un temps de décomposition élevé) ; pour cela, on utilise un catalyseur pour accélérer cette réaction. Le catalyseur choisi dans cette étude est l'argent. Le désavantage le plus important des catalyseurs en argent est la température de fusion basse (environ 900 °C), pour cette raison nous avons pris une concentration du H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> de 85%.

## Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

---

On a :  $m_{H_2O_2} = 0.85m_t$  et :  $m_{H_2O} = 0.15m_t$

$$\longrightarrow n_{H_2O_2} = \frac{0.85m_t}{M_{H_2O_2}} = \frac{0.85n_t M_t}{M_{H_2O_2}} \dots (III.1)$$

Avec :  $n_t = 1 \text{ mol}$  (une mole de solution aqueuse de peroxyde d'hydrogène)

D'où :  $n_{H_2O_2} = 1.3 \text{ mole}$

$n_{H_2O} = 0.43 \text{ mole}$

D'où l'équation de la réaction de décomposition du  $H_2O_2$  s'écrit comme suit :



La conservation de masse de (O) et de (H) donne :

$$(O) : 2,6 + 0,43 = 2a + b$$

$$(H) : 2,6 + 0,86 = 2b \longrightarrow b = 1,73$$

$$D'où : 2a = 3,03 - b \longrightarrow a = 0,65$$

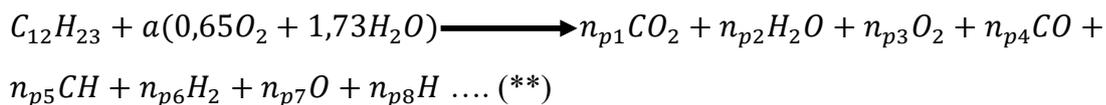
(\*) devient :



La décomposition du peroxyde d'hydrogène donne de l'oxygène et la vapeur d'eau à des températures élevées (c'est une décomposition exothermique), les produits de décomposition forment l'oxydant pour la combustion avec le kérosène Jet-A (formule chimique  $C_{12}H_{23}$ ).

### III.2.2.2 La réaction de combustion :

L'équation de la réaction de combustion est donnée par :



### Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

#### III.2.2.2.1 Détermination du coefficient 'a' en fonction du ratio O/F :

On a O/F est le ratio de la masse d'oxydant sur la masse du Jet-A ; par définition :

$$O/F = \frac{m_o}{m_f} \dots (III.2)$$

$m_o$  : La masse d'oxydant

$m_f$  : La masse du Jet-A

Pour une mole de Jet-A ; on procède à déterminer sa masse et par suite le coefficient a :

$$n_f = \frac{m_f}{M_f} \dots (III.3) \quad \text{Avec : } M_f = 167 \text{ g/mol}$$

D'où :  $m_f = 167 \text{ g}$

$$\text{Et } n_o = \frac{m_o}{M_o} = \frac{167 O/F}{M_o} \dots (III.4) \quad \text{Avec : } M_o = 50 \text{ g/mole}$$

$$\longrightarrow n_o = 3.34 O/F$$

$$\text{Avec : } 3.34(O/F) = a(0.65 + 1.73) \longrightarrow a = 1,4 (O/F)$$

#### III.2.2.2.2 Détermination des ratios de $O_2$ et de $H_2O$ :

On a :  $n_{O_2} = 0.65 \text{ mole}$        $n_{H_2O} = 1.73 \text{ mole}$

D'où :

$$\left\{ \begin{array}{l} m_{O_2} = 20.8 \text{ g} \\ m_{H_2O} = 31.14 \text{ g} \end{array} \right.$$

$$\text{Et : } m_{ox} = m_{O_2} + m_{H_2O} \longrightarrow m_{ox} = 51.94 \text{ g}$$

On tire les concentrations massiques de  $H_2O$  et de  $O_2$  :

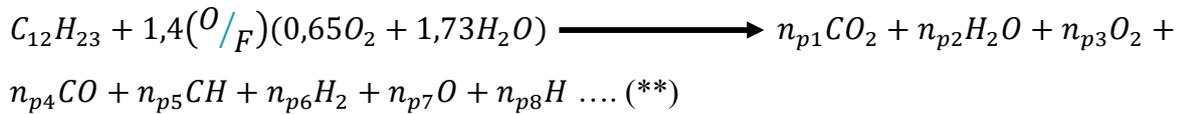
$$\frac{m_{O_2}}{m_{ox}} = 40\%$$

$$\frac{m_{H_2O}}{m_{ox}} = 60\%$$

## Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

---

(\*\*) S'écrit :



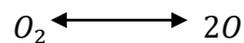
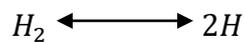
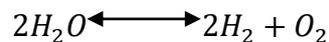
Pour tirer la température de combustion ( $T_c$ ) associée à cette réaction ; on a les équations suivantes :

### III.2.2.2.3 Conservation du nombre de moles total :

$$n_t = n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p8} \dots (III.5)$$

### III.2.2.2.4 Les équations associées aux réactions d'équilibre :

Les réactions d'équilibre sont [3] :



Pour chaque réaction, on associe les équations suivantes : (Respectivement)

$$n_{p4}^2 \cdot n_{p3} \cdot P_r - K_{p1} \cdot n_{p1}^2 \cdot n_t = 0 \dots (III.6)$$

$$n_{p5}^2 \cdot n_{p6} \cdot P_r - K_{p2} \cdot n_{p2}^2 \cdot n_t = 0 \dots (III.7)$$

$$n_{p6}^2 \cdot n_{p3} \cdot P_r - K_{p3} \cdot n_{p2}^2 \cdot n_t = 0 \dots (III.8)$$

$$n_{p8}^2 \cdot P_r - K_{p4} \cdot n_{p6} \cdot n_t = 0 \dots (III.9)$$

$$n_{p7}^2 \cdot P_r - K_{p5} \cdot n_{p3} \cdot n_t = 0 \dots (III.10)$$

Avec :

$$P_r = \frac{P_{chambre}}{P_{ambiante}} \dots (III.11)$$

## *Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »*

---

Par définition, les constantes d'équilibre  $K_{p1}$ ,  $K_{p2}$ ,  $K_{p3}$ ,  $K_{p4}$  et  $K_{p5}$  :

$$K_{pi} = \left( \frac{-\Delta G}{R.T} \right) \dots \text{(III.12)}$$

Avec :  $\Delta G = G_{produits} - G_{réacteurs} \dots \text{(III.13)}$

Où  $G$  est l'énergie libre de Gibbs définit par :

$$G = H - T.S \dots \text{(III.14)}$$

Pour les enthalpies  $H$  et les entropies  $S$ , on utilise les expressions suivantes : (Les expressions de Gordon et McBride)

$$\frac{H}{R.T} = a_1 + \frac{a_2}{2} T + \frac{a_3}{3} T^2 + \frac{a_4}{4} T^3 + \frac{a_5}{5} T^4 + \frac{a_6}{T} \dots \text{(III.15)}$$

$$\frac{S}{R} = a_1 \ln T + a_2 T + \frac{a_3}{2} T^2 + \frac{a_4}{3} T^3 + \frac{a_5}{4} T^4 + a_7 \dots \text{(III.16)}$$

### **III.2.2.2.5 La conservation de masse pour (O), (H) et (C) :**

$$\text{(C): } n_{p1} + n_{p4} - 12 = 0 \dots \text{(III.17)}$$

$$\text{(H): } 2n_{p2} + n_{p5} + 2n_{p6} + n_{p8} - 4.844(O/F) - 23 = 0 \dots \text{(III.18)}$$

$$\text{(O) : } 2n_{p1} + n_{p2} + 2n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p7} - 4.242(O/F) = 0 \dots \text{(III.19)}$$

Les équations précédentes forment le modèle mathématique de la combustion du Jet-A/H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> qui permet de tirer la température de combustion

### **III.2.2.2.6 Calcul du coefficient d'écoulement isentropique :**

On a :

$$\gamma = \frac{c_p}{c_p - R} \dots \text{(III.20)}$$

Avec :  $R=8.314 \text{ J/Kmol.K}$

Et :

$$c_{pi} = \frac{\sum_i n_{pi} \cdot c_{pi}}{\sum_i n_{pi}} \dots \text{(III.21)}$$

## *Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »*

---

Sachant que :

$$\frac{c_p}{R} = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4 \dots \text{ (III.22)}$$

Et la masse molaire du mélange est :

$$MW = \frac{\sum_i n_{pi} M_i}{\sum_i n_{pi}} \dots \text{ (III.23)}$$

### **III.2.2.3 Paramètres caractéristiques de l'écoulement dans de la buse :**

Après avoir tiré les paramètres de la combustion, on passe aux paramètres caractéristiques de l'écoulement dans la tuyère :

#### **III.2.2.3.1 Pour le col (t) :**

La température :

$$T_t = \frac{T_c}{1 + \frac{\gamma-1}{2}} \dots \text{ (III.24)}$$

La pression :

$$P_t = P_c \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right)^{-\gamma/(\gamma-1)} \dots \text{ (III.25)}$$

#### **III.2.2.3.2 A la sortie (e) :**

Le nombre de mach :

$$M_e = \sqrt{(2/(\gamma-1)) \left( \left( \frac{P_c}{P_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)} \dots \text{ (III.26)}$$

La vitesse :

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{R \cdot T_e}{MW} \left(1 - \frac{P_e}{P_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}} \dots \text{ (III.27)}$$

La pression :

$$P_e = P_t \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} (M_e^2)\right)^{-\gamma/(\gamma-1)} \dots \text{ (III.28)}$$

## Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

La température :

$$T_e = \frac{A_e}{M_e} \frac{(1+(\gamma-1)M_e)}{((\gamma+1)/2)^{(\gamma+1)/(2(\gamma-2))}} \dots \text{(III.29)}$$

Les paramètres utilisés pour la comparaison et la vérification d'un moteur fusée sont les paramètres de performances qui seront calculés par la suite.

### III.2.2.4 Paramètres de performance du propulseur :

**La poussée F :**

$$F = \dot{m} \cdot V_e + (P_e - P_a)A_e \dots \text{(III.30)}$$

Avec  $\dot{m}$  le débit massique du mélange des gaz :

$$\dot{m} = \frac{A_t P_c}{\sqrt{\gamma R T_c}} \left( \gamma \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \right) \dots \text{(III.31)}$$

En remplaçant (III.27) et (II.31) dans (III.30) :

$$F = A_t P_c \gamma \sqrt{\left( \frac{2}{\gamma-1} \right) \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \left( 1 - \frac{P_e}{P_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma}} + (P_e - P_a)A_e \dots \text{(III.32)}$$

**Le coefficient de poussée  $C_f$  :**

$$C_f = \frac{F}{P_c A_t} \dots \text{(III.33)}$$

**La vitesse caractéristique  $C^*$  :**

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \dots \text{(III.34)}$$

**La vitesse effective  $V_{eff}$  :**

$$V_{eff} = \frac{F}{\dot{m}} \dots \text{(III.35)}$$

**L'impulsion spécifique ISP :**

$$ISP = \frac{F}{\dot{m} \cdot g} \dots \text{(III.36)}$$

## *Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »*

---

Pour la résolution de ce modèle on fait appel soit aux méthodes numériques soit on utilise un logiciel de calcul qui procède de la même manière. Pour notre étude nous avons utilisé un logiciel appelé le CEA (Chemical Equilibrium with Application de NASA). Ce logiciel calcule tous les paramètres de performance d'un moteur fusée pour nombreuses combinaisons d'oxydant/carburant.

### **III.3 Le CEA (Chemical Equilibrium with Applications) :**

#### **III.3.1 Aperçu :**

-Le programme informatique de la NASA CEA (Chemical Equilibrium with Applications) calcule les compositions d'équilibre chimique et les propriétés de mélanges complexes. Les applications incluent les états thermodynamiques assignés, les performances théoriques des fusées. Le CEA est le dernier d'une série de programmes informatiques qui ont été développés au centre de recherche de la NASA Lewis (maintenant Glenn) au cours des 45 dernières années. Ces programmes ont changé au fil des ans pour inclure des techniques supplémentaires. Des bases de données indépendantes sont associées au programme avec les propriétés de transport et thermodynamiques d'espèces individuelles.

-Il calcule les concentrations de produits à l'équilibre chimique à partir de n'importe quel ensemble de réactifs et détermine les propriétés thermodynamiques et de transport du mélange de produits. Les applications intégrées incluent le calcul des performances théoriques de la fusée, les paramètres de détonation Chapman-Jouguet, les paramètres du tube de choc et les propriétés de combustion [29].

#### **III.3.2 Notre tâche sous le CEA :**

Afin d'élaborer les paramètres de performances et les dimensions de notre système, on doit procéder à déterminer les différentes contraintes influençant l'efficacité de notre propulseur.

##### **III.3.2.1 Le ratio de contraction CR :**

Par définition, le ratio de contraction est le rapport de la section de la chambre de combustion (c) sur la section du col (t). Sa valeur influence de façon directe la répartition des ergols, l'auto-inflammation et distribution de la température au sein de la chambre de combustion.

### Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

Beaucoup d'études et expériences ont été conduites pour la détermination du ratio de contraction. J.C.Sisco et al. ont montré que pour des ratios de contraction faibles ( $<6$ ), l'inflammation ne se produit pas facilement même en présence du peroxyde d'hydrogène à des concentrations importantes [30] [31]. M.Santi et al. ont dit que le ratio de contraction optimum semble se situer entre 10 et 20 [32]. Cependant, pour des ratios de contraction élevés, nous obtenons une petite surface du col et un nombre de mach de chambre inférieur et des temps de séjour plus longs pour l'allumage.

D'où on a estimé une valeur de 10 pour le design de notre propulseur.

#### III.3.2.2 L'optimum O/F pour les propulseurs utilisant le ( $H_2O_2$ à 85%/Jet-A) comme ergols :

Sous le CEA, nous avons introduit les données concernant notre combinaison d'ergols estimant une température d'entrée de l'oxygène et de la vapeur d'eau à  $650^\circ C$ . Nous avons fixé la pression de la chambre à 14 bars et le ratio d'expansion ( $A_e/A_c$ ) à 150 et un ratio de contraction de 10. Les valeurs de l'impulsion spécifique sont représentées dans les deux figures suivantes :

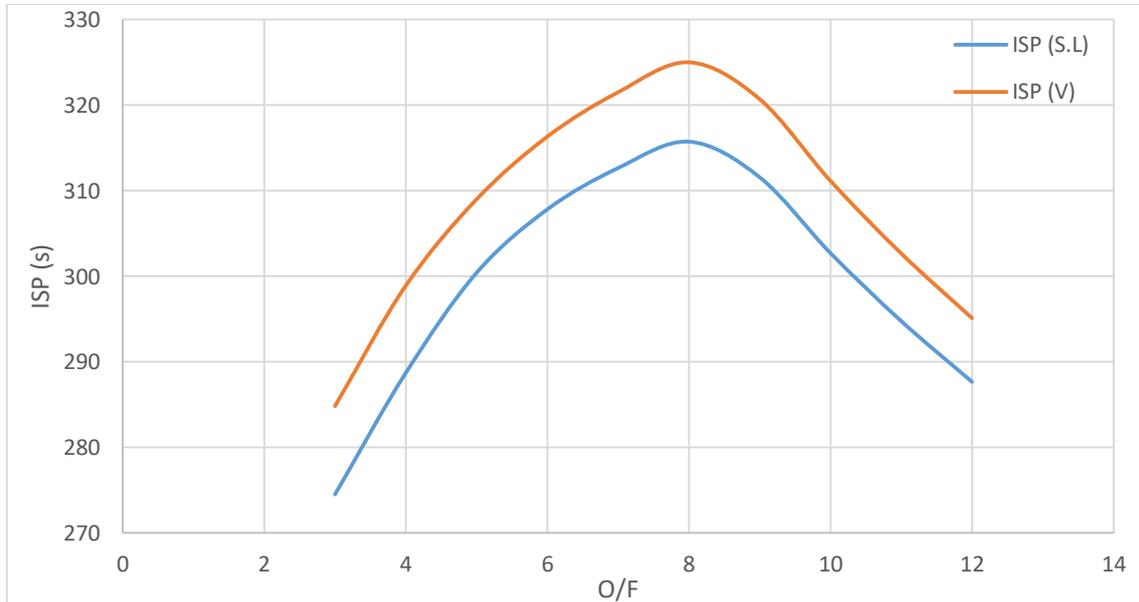
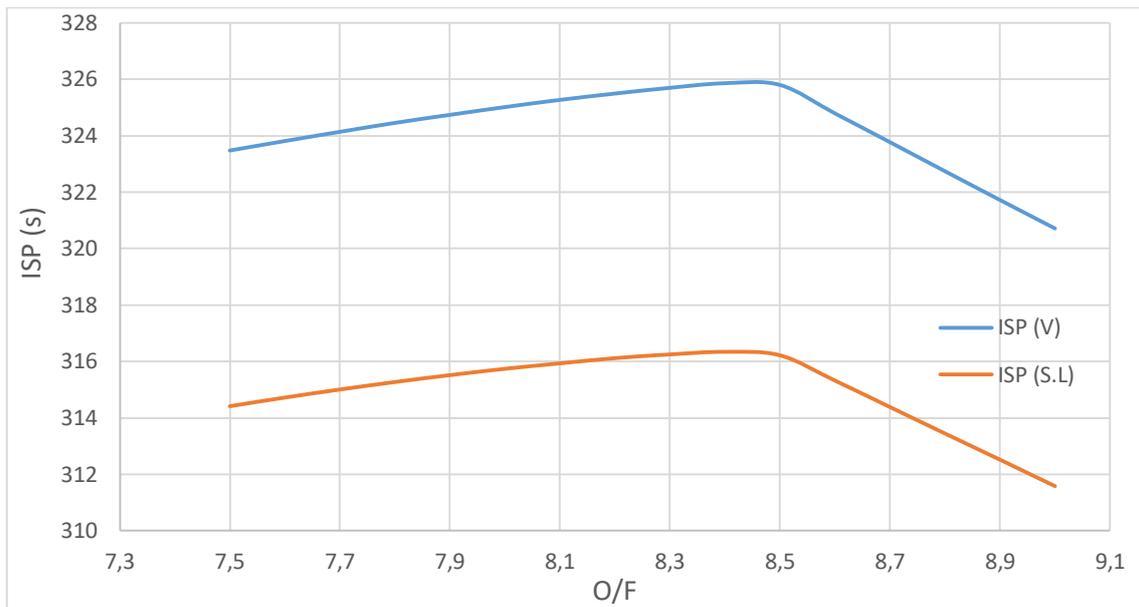


Figure III.1 : Variation de l'impulsion spécifique en fonction du ratio O/F

On remarque que L'optimum ISP est atteint pour une valeur du ratio O/F environ 8, on procède à déterminer en précision cette valeur, d'où on a tracé la figure suivante :

### Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »



**Figure III.2 :** Variation de l'ISP en fonction du ratio O/F (entre 7,5 et 9)

D'où, le ratio O/F optimal est de 8,4.

#### III.3.2.3 La pression de la chambre de combustion :

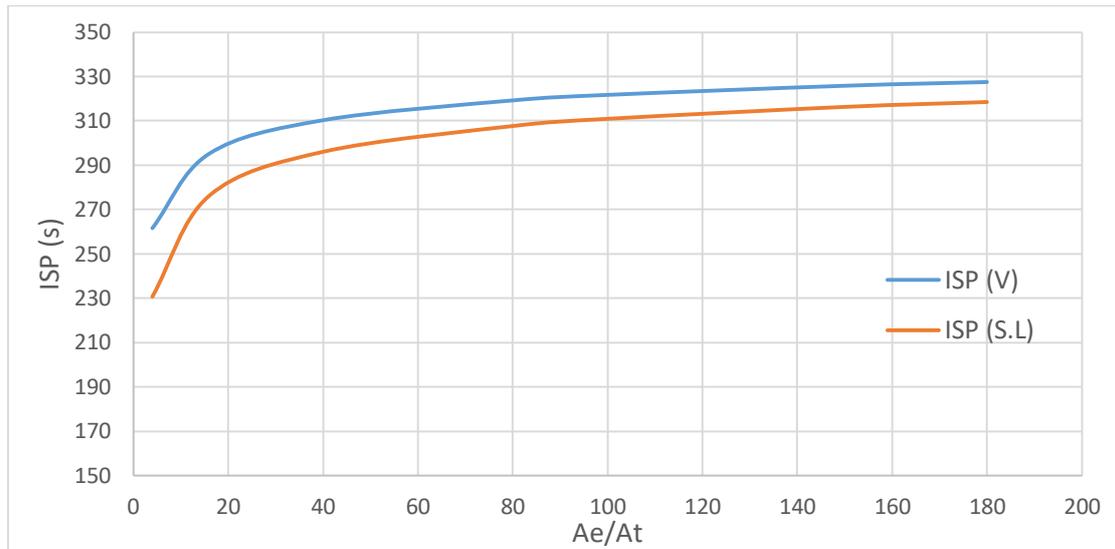
La pression de la chambre de combustion est d'une importance majeure dans les systèmes de propulsion.

Pour notre système nous allons faire l'évaluation des pressions allant de 12 à 15 bars.

Pour une pression de 12 bars :

Nous avons tracé la variation de l'ISP en fonction du ratio d'expansion :

### Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »



**Figure III.3 :** Variation de l'ISP en fonction du ratio d'expansion.

Du tracé on voit que pour des valeurs du ratio d'expansion supérieures à 100, l'augmentation de l'ISP n'est pas assez importante, alors que la construction de la bise devient plus compliquée et plus coûteuse pour une augmentation non significative des performances.

Les valeurs de l'ISP et des ratios d'expansion sont cités dans les tableaux suivants :

Pour une pression de 12 bar :  $C^* = 1580,9$  m/s

**Tableau III.1 :** Paramètres de performances pour  $P_c = 12$  bars

ISP (S.L) s	ISP (V) s	Ae/At	Dt (S.L) mm	Dt (V) mm
310,92	321,7	100	4,69	4,61
313,41	323,61	120	4,67	4,6
316,29	325,82	150	4,65	4,58
319,71	328,44	200	4,63	4,56

### Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

Pour une pression de 13 bars :  $C^*=1581,5$  m/s

**Tableau III.2** : Paramètres de performances pour  $P_c=13$  bars

ISP (S.L) s	ISP (V) s	Ae/At	Dt (S.L) mm	Dt (V) mm
310,95	321,73	100	4,51	4,43
313,45	323,64	120	4,49	4,42
316,32	325,84	150	4,47	4,4
319,75	328,46	200	4,44	4,39

Pour une pression de 14 bar :  $C^*=1582,1$  m/s

**Tableau III.3** : Paramètres de performances pour  $P_c=14$  bar

ISP (S.L) s	ISP (V) s	Ae/At	Dt (S.L) mm	Dt (V) mm
310,98	321,75	100	4,34	4,27
313,48	323,66	120	4,33	4,26
316,34	325,86	150	4,31	4,24
319,78	328,48	200	4,28	4,23

Pour une pression de 15 bars :  $C^*=1582,6$  m/s

**Tableau III.4** : Paramètres de performances pour  $P_c=15$  bars

ISP (S.L) s	ISP (V) s	Ae/At	Dt (S.L) mm	Dt (V) mm
311,01	321,77	100	4,2	4,13
313,51	323,69	120	4,18	4,11
316,37	325,88	150	4,16	4,1
319,8	328,5	200	4,14	4,08

D'où nous constatons que pour des pressions entre 12 et 15 bars, l'influence sur le diamètre du col (environ 4 mm pour toutes les pressions étudiées) n'est pas trop importante ; ce qui est le même cas pour l'impulsion spécifique (voyons que pour le même ratio d'expansion, par exemple 200, l'ISP au niveau de la mer est environ 320 et environ 328,5 dans le vide).

### *Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »*

---

D'où l'estimation de la pression de la chambre de combustion est contrôlée par le système d'alimentation en ergols utilisé avant la chambre de combustion. Dans ce système, on a des pertes de pressions importantes (au niveau des réservoirs de stockage des ergols, vannes de contrôle de l'alimentation, système d'injection, catalyseur, et même au niveau de la tuyauterie). Ces pertes doivent être prises en considération afin d'éviter les oscillations de la pression à l'entrée de la chambre de combustion, chose qui provoque une combustion instable qui peut mener à des dégâts non désirés.

#### **III.4 Paramètres de performance :**

Pour des raisons de simplicité de fabrication, minimisation de la masse du propulseur et du coût tout en gardant une bonne performance du propulseur, nous utiliserons un ratio d'expansion de 100.

La pression de la chambre de combustion qu'on utilisera est de 14 bars.

Nous traçons le tableau suivant contenant les paramètres de performance de notre propulseur (entrées et sorties du modèle) :

*Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »*

---

**Tableau III.5** : Paramètres de performance du propulseur

Entrées		Sorties du CEA		
			Niveau de la mer	Vide
Pression de la chambre (Pc)	14 bars	ISP (s)	310,98	321,75
Concentration du H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	85%	Température de la chambre (Tc)	2643.34 K	
Le ratio de contraction	10	Vitesse caractéristique (C*)	1582,1 m/s	
Le ratio d'expansion	100	La pression de la sortie (Pe)	0.00933 bars	
Le ratio O/F	8,4	Paramètres calculés		
			Niveau de la mer	Vide
		Débit massique ( $\dot{m}_p$ )	13,01 g/s	12,6 g/s
Force de poussée	40 N	Diamètre du col (D <sub>i</sub> )	4,2 mm	4,13 mm

### **III.5 Design et dimensionnement du propulseur :**

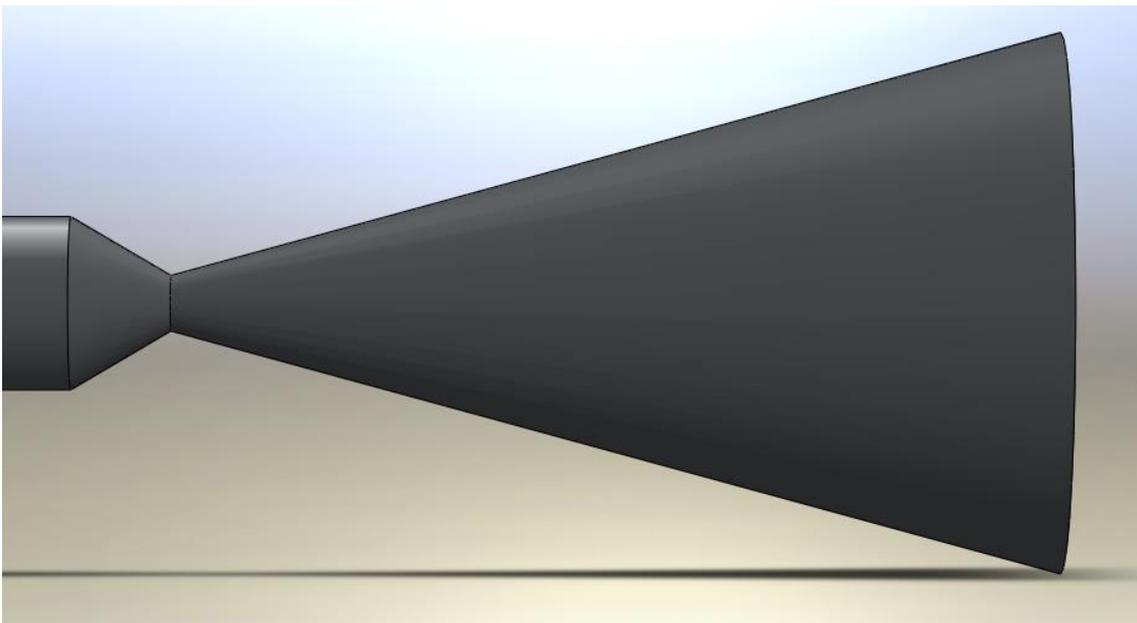
-Le propulseur est constitué de quatre éléments clés (les injecteurs, le catalyseur, la chambre de combustion, la buse), et chaque élément influence la performance du propulseur, d'où le design de chaque élément a été étudié séparément dans ce qui suit.

#### **III.5.1 La buse :**

Pour le design et le dimensionnement de la buse, nous avons choisi une buse conique en raison de la simplicité même si cela entraîne une certaine perte de performance due à la divergence de débit.

Matthew James Palmer a conclu qu'un compromis est nécessaire entre les grands et les petits angles de divergence des buses. Les grands angles donnent une buse beaucoup plus courte et plus légère mais entraînent une réduction des performances en raison des grandes pertes de divergence. Pendant ce temps, les petits angles réduisent les pertes de divergence, mais aux dépens d'une augmentation de la chaleur et des pertes par frottement ainsi que d'une augmentation de la masse de la buse [33].

Suite aux études et applications déjà conduites pour la détermination des angles principales de la buse, l'angle de divergence de la buse a été estimé à  $30^\circ$  donnant un demi-angle d'environ  $15^\circ$ , et l'angle de convergence à un demi-angle de  $30^\circ$  [33] [34].



**Figure III.4 :** Design de la buse

### Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

---

Calcul des diamètres (col, contraction, expansion) de la buse :

Le diamètre du col est déjà calculé :  $D_{t(S.L)} = 4,2 \text{ mm}$

$$D_{t(V)} = 4,13 \text{ mm}$$

Le diamètre de la sortie (ou d'expansion) :

On a :

$$A_e = A_t \times \left( \frac{A_e}{A_t} \right) \dots \text{(III.37)}$$

Avec :

$$A_{t(S.L)} = 1,4817 \times 10^{-5} \text{ m}^2$$

$$A_{t(V)} = 1,4321 \times 10^{-5} \text{ m}^2$$

Et :

$$\frac{A_e}{A_t} = 100$$

$$\text{D'où : } A_{e(S.L)} = 0,001481721 \text{ m}^2 \longrightarrow D_{e(S.L)} = 0,0434 \text{ m} = 43,4 \text{ mm}$$

$$A_{e(V)} = 0,001432102 \text{ m}^2 \longrightarrow D_{e(V)} = 0,0427 \text{ m} = 42,7 \text{ mm}$$

Le diamètre de la chambre de combustion :

On a :

$$A_c = A_t \times CR \dots \text{(III.38)}$$

Avec :  $CR = 10$

$$\text{D'où : } A_{c(S.L)} = 0,000148172 \text{ m}^2 \longrightarrow D_{c(S.L)} = 0,0137 \text{ m} = 13,7 \text{ mm}$$

$$A_{c(V)} = 0,00014321 \text{ m}^2 \longrightarrow D_{c(V)} = 0,0135 \text{ m} = 13,5 \text{ mm}$$

Calcul de la longueur de la partie d'expansion de la buse  $L_n$  :

On a :

$$L_n = \frac{D_e - D_t}{2 \tan \alpha} \dots \text{(III.39)}$$

## Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

Au niveau de la mer :

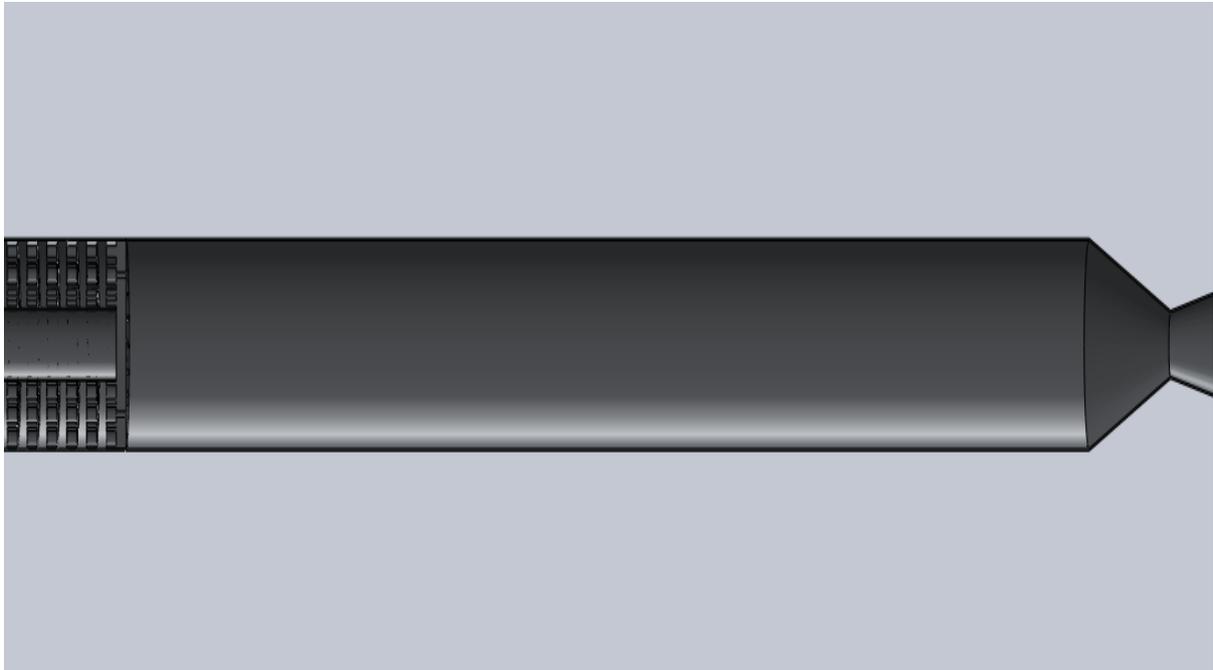
$$L_{n(S.L)} = 0.072945468 \text{ m} = 72.95 \text{ mm}$$

Dans le vide :

$$L_{n(V)} = 0,071713686 \text{ m} = 71.71 \text{ mm}$$

### III.5.2 La chambre de combustion :

La chambre de combustion a une forme cylindrique, le diamètre de la section transversale de cette dernière a été déjà calculé ( $D_c$ ).



**Figure III.5** : Design de la chambre de combustion

Ce qui reste à déterminer est sa longueur  $L_{ch}$ , pour cela, on fait appel à un paramètre appelé la longueur caractéristique de la chambre de combustion  $L^*$ . Il existe une relation entre la longueur caractéristique  $L^*$  de la chambre de combustion et son volume  $V_{ch}$ . Des valeurs  $L^*$  plus élevées représentent une combustion plus complète dans la chambre, mais si la longueur caractéristique  $L^*$  est exagérée, on aura une diminution de la température des produits de combustion ce qui affecte la performance du propulseur. La relation entre  $L^*$  et  $V_{ch}$  est donnée par l'équation :

$$L^* = \frac{V_{ch+c}}{A_t} \dots \text{(III.40)}$$

### *Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »*

---

Où :  $V_{ch+c}$  est le volume de la chambre de combustion plus le volume de la partie convergente de la buse.

Sachant que :

$$V_{ch+c} = \frac{\pi \cdot D_c^2}{4} L_{ch} + \frac{1}{3} \pi \left( \frac{D_t^2}{4} + \frac{D_c^2}{4} + \frac{D_c \cdot D_t}{4} \right) L_c \dots \text{(III.41)}$$

Avec  $L_c$  est la longueur de la partie convergente de la buse et :

$$L_c = \frac{D_c - D_t}{2 \cdot \tan \theta} \dots \text{(III.42)}$$

D'où, le volume  $V_{ch+c}$  est donné par :

$$V_{ch+c} = \frac{\pi \cdot D_c^2}{4} L_{ch} + \frac{1}{3} \pi \left( \frac{D_t^2}{4} + \frac{D_c^2}{4} + \frac{D_c \cdot D_t}{4} \right) \frac{D_c - D_t}{2 \cdot \tan 30} \dots \text{(III.43)}$$

Et la longueur de la chambre de combustion est donnée par :

$$L_{ch} = \frac{4}{\pi D_c^2} L^* \cdot A_t - \frac{1}{6 \tan 30} (D_t^2 + D_c^2 + D_t \cdot D_c) \frac{D_c - D_t}{D_c^2} \dots \text{(III.44)}$$

Les valeurs de  $L^*$  varient en variant la combinaison d'ergols utilisés pour la propulsion, pour un système de propulsion basé sur la combinaison  $H_2O_2$ /kérosène :

Pour le peroxyde d'hydrogène en combinaison avec un hydrocarbure, il n'est pas nécessaire que  $L^*$  dépasse 1,5m, d'après l'expérience du professeur Musker [35].

Un système HTP/kérosène doit avoir un  $L^*$  compris entre 1,01 et 1,30 m pour obtenir une bonne combustion [36].

D'où, on prend :  $1,01 \text{ m} < L^* < 1,3 \text{ m}$

Au niveau de la mer, on obtient :  $0,09716 \text{ m} < L_{ch(S,L)} < 0,12616 \text{ m}$

Dans le vide :  $0,09723 \text{ m} < L_{ch(V)} < 0,12623 \text{ m}$

## *Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »*

---

### **III.5.3 Le catalyseur :**

Le peroxyde d'hydrogène peut être décomposé par de nombreux types de catalyseurs tels que l'argent, les permanganates, les oxydes de manganèse ( $MnO_2$  et  $Mn_2O_3$ ), le platine, etc.

Paulina Pędziwiatr et al. ont trouvé que l'argent est l'un des catalyseurs hétérogènes les plus efficaces pour la décomposition du peroxyde d'hydrogène. En raison de la forte influence de la zone catalytique active sur la vitesse de réaction, seules des formes géométriques significativement modifiées d'argent sont utilisées dans cette réaction. Les formes les plus utilisées dans l'industrie ou dans les laboratoires sont la maille et la poudre. L'utilisation de poudre et de nanoparticules est intéressante en raison de leur grande surface spécifique, mais elle peut entraîner la nécessité d'utiliser un processus supplémentaire de séparation du catalyseur et de la solution. Dans d'autres cas, un mélange de post-réaction peut être contaminé [37].

Malgré le coût élevé et les nouveaux matériaux et technologies, les catalyseurs en argent sont encore largement utilisés dans les propulseurs existants. Les principaux avantages des catalyseurs en argent sont : un rendement élevé une petite taille, une simplicité de fabrication et la diversité de choix de formes et de géométries.

Par conséquent, l'argent est choisi comme matériau de catalyseur dans cette étude, la forme géométrique utilisée est : des couronnes maillées à petite épaisseur.

La décomposition du peroxyde d'hydrogène (à 85%) à travers un lit catalytique en argent donne des produits à des températures environ  $600^\circ C$  [38] [3].

#### **III.5.3.1 L'estimation du maillage et du nombre de couronnes :**

Tout d'abord on calcule le facteur de charge du catalyseur LF qui définit la masse du peroxyde d'hydrogène introduite dans le catalyseur par unité de temps pour une section définie du catalyseur.

### Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

---

Calculons le débit massique du  $H_2O_2$  :

$$\dot{m}_{H_2O_2} = \frac{\dot{m}_p \times O/F}{O/F+1} \dots (III.45)$$

$$\dot{m}_{H_2O_2(S.L)} = 0,011717 \text{ Kg/s}$$

$$\dot{m}_{H_2O_2(V)} = 0,011325 \text{ Kg/s}$$

D'où on peut calculer le facteur de charge du catalyseur :

On a :

$$LF = \frac{\dot{m}_{H_2O_2}}{A_{cat}} \dots (III.46)$$

Avec :  $A_{cat}$  est la section du catalyseur.

$$A_{cat} = A_c - A_{if} \dots (III.47)$$

Où  $A_{if}$  est la section de l'alimentation en kérosène (cette notion sera mieux développée dans le titre suivant).

Dans leurs expériences Sisco, J. C et al. ont utilisé un facteur de charge de  $270 \text{ Kg/s.m}^2$  pour le peroxyde d'hydrogène à 92% [30].

E. Wernimont et al. ont conclu que les catalyseur en argent arrivent à décomposer le peroxyde d'hydrogène à des facteurs de charge allant jusqu'à  $281 \text{ Kg/s.m}^2$  [39].

Blank, R. et al. ont cité dans leurs expériences que pour le peroxyde d'hydrogène à 90%, le facteur de charge est entre  $70 \text{ Kg/s.m}^2$  et  $300 \text{ Kg/s.m}^2$  [40].

Nous avons estimé un facteur de charge de  $90 \text{ Kg/s.m}^2$ , ce qui résulte en une section du catalyseur de :

$$A_{cat(S.L)} = 0,00013 \text{ m}^2 \qquad A_{cat(V)} = 0,000126 \text{ m}^2$$

On calcule la surface et le diamètre de la section de l'alimentation en Jet-A :

$$A_{if(S.L)} = 1,79845 \times 10^{-5} \text{ m}^2 \longrightarrow D_{if(S.L)} = 0,0048 \text{ m} = 4,8 \text{ mm}$$

$$A_{if(V)} = 1,73823 \times 10^{-5} \text{ m}^2 \longrightarrow D_{if(V)} = 0,0047 \text{ m} = 4,7 \text{ mm}$$

### Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

---

Finalement on obtient la distance entre la section de l'alimentation et celle de la chambre :

$$(R_c - R_{if})_{(S.L)} = 0,00445 \text{ m} = 4,45 \text{ mm}$$

$$(R_c - R_{if})_{(V)} = 0,0044 \text{ m} = 4,4 \text{ mm}$$

Le nombre des couronnes en argent utilisé est de 20.

#### III.5.3.2 Calcul du nombre de mailles :

La géométrie du maillage choisie est circulaire de diamètre 1 mm ce qui donne une surface de :

$$A_m = 7,85398 \times 10^{-7} \text{ m}^2$$

Et on propose une épaisseur de 0,4 mm pour chaque maille ce qui va réduire le nombre de mailles, on introduit une autre section  $A_p$  (celle de l'épaisseur de la maille) :

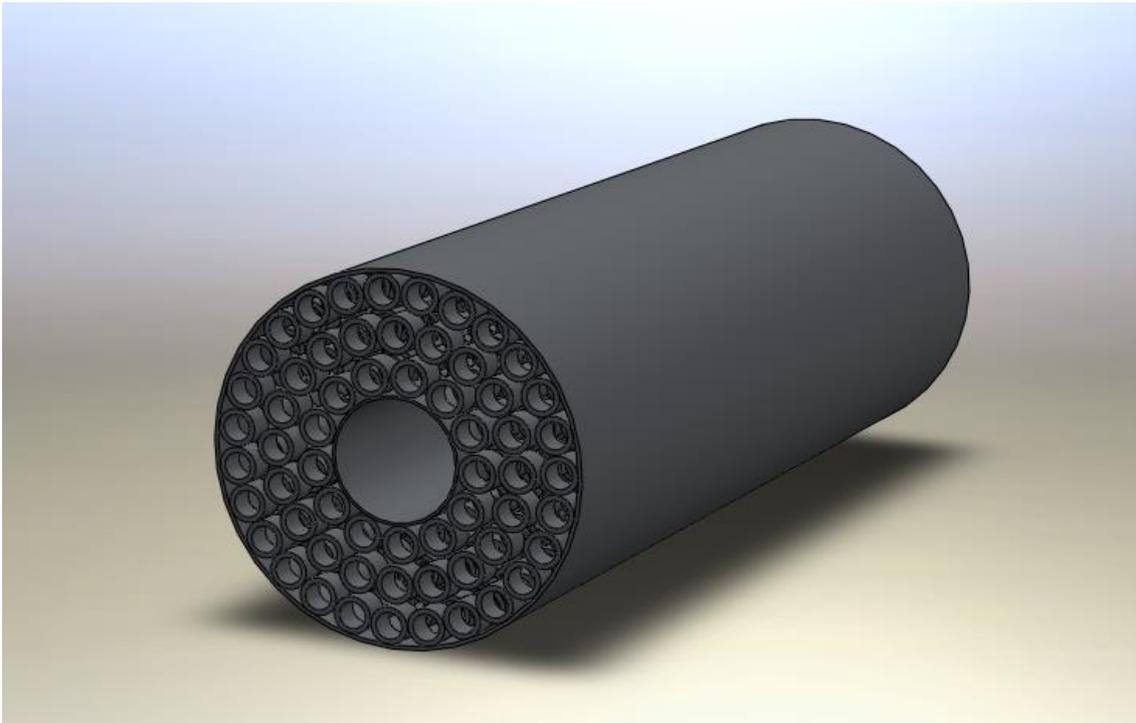
$$A_p = \frac{\pi(D_{pe}^2 - D_{pi}^2)}{4} = \frac{\pi(0,0014^2 - 0,001^2)}{4} \dots \text{(III.48)}$$

$$A_p = 7,53982 \times 10^{-7} \text{ m}^2$$

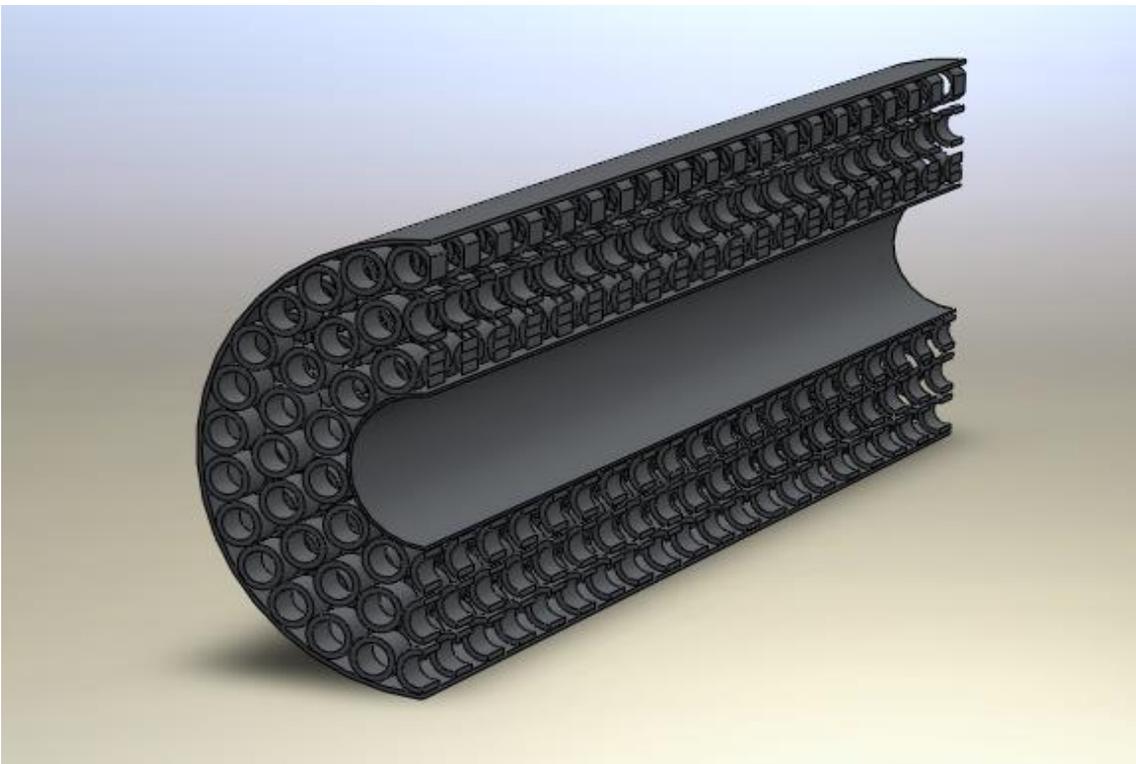
Pour la détermination du nombre de mailles, on calcule la section d'un carré de côté 1,4 mm, d'où sa surface est de :  $A_c = 0,00000196 \text{ m}^2$

$$N_{m(S.L)} = \frac{A_{cat(S.L)}}{A_c} = 66,42 \sim 66 \text{ mailles}$$

$$N_{m(V)} = \frac{A_{cat(V)}}{A_c} = 64,2 \sim 64 \text{ mailles}$$



**Figure III.6** : Design du catalyseur proposé



**Figure III.7** : Vue en coupe du design du catalyseur proposé

## Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

---

### III.5.3.3 La longueur du catalyseur :

L'épaisseur de chaque couronne est de 1 mm. Entre chaque couronne et l'autre on a un espace de 1 mm, d'où la longueur du catalyseur est :

$$L_{cat} = 0,001 \times 20 + 0,001(20 - 1) \dots \text{(III.49)}$$

Épaisseur des couronnes
Nombre des couronnes d'Ag
Épaisseur des vides
Nombre des vides

D'où, la longueur du catalyseur est de :

$$L_{cat} = 0,039 \text{ m} = 39 \text{ mm}$$

Selon un certain nombre d'études, les couronnes d'argent maillées doivent être activées avant utilisation en les plongeant dans une solution d'acide nitrique à 30%, suivi d'un traitement thermique à environ 900 K [38] [30].

### III.5.4 Le système d'injection :

#### III.5.4.1 Design et dimensionnement des injecteurs du $H_2O_2$ :

Le but principal de l'injecteur du  $H_2O_2$  est de fournir le débit massique correct de Peroxyde d'hydrogène dans le lit de catalyseur et la bonne distribution afin d'atteindre de bonne performance du catalyseur. Nous allons utiliser 16 orifices de diamètre 0,2 mm chacun.

D'où la chute de pression au sein de l'injecteur est de :

$$\Delta P_{H_2O_2(S.L)} = \left( \frac{\dot{m}_{H_2O_2(S.L)}}{A_{o(H_2O_2)} \times n} \right)^2 \frac{K}{2 \times \rho_{H_2O_2}} \dots \text{(III.50)}$$

$$\Delta P_{H_2O_2(V)} = \left( \frac{\dot{m}_{H_2O_2(V)}}{A_{o(H_2O_2)} \times n} \right)^2 \frac{K}{2 \times \rho_{H_2O_2}} \dots \text{(III.51)}$$

### Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

---

Avec :  $A_{o(H_2O_2)}$  est la section de l'orifice.

$n$  est le nombre d'orifices (16).

$K$  est le coefficient de décharge de l'orifice, dans notre cas l'orifice est circulaire d'où le coefficient de décharge est de 1 [18].

$\rho_{H_2O_2}$  est la densité du peroxyde d'hydrogène à 85% ( $\rho_{H_2O_2} = 1380 \text{ Kg/m}^3$ ) [41].

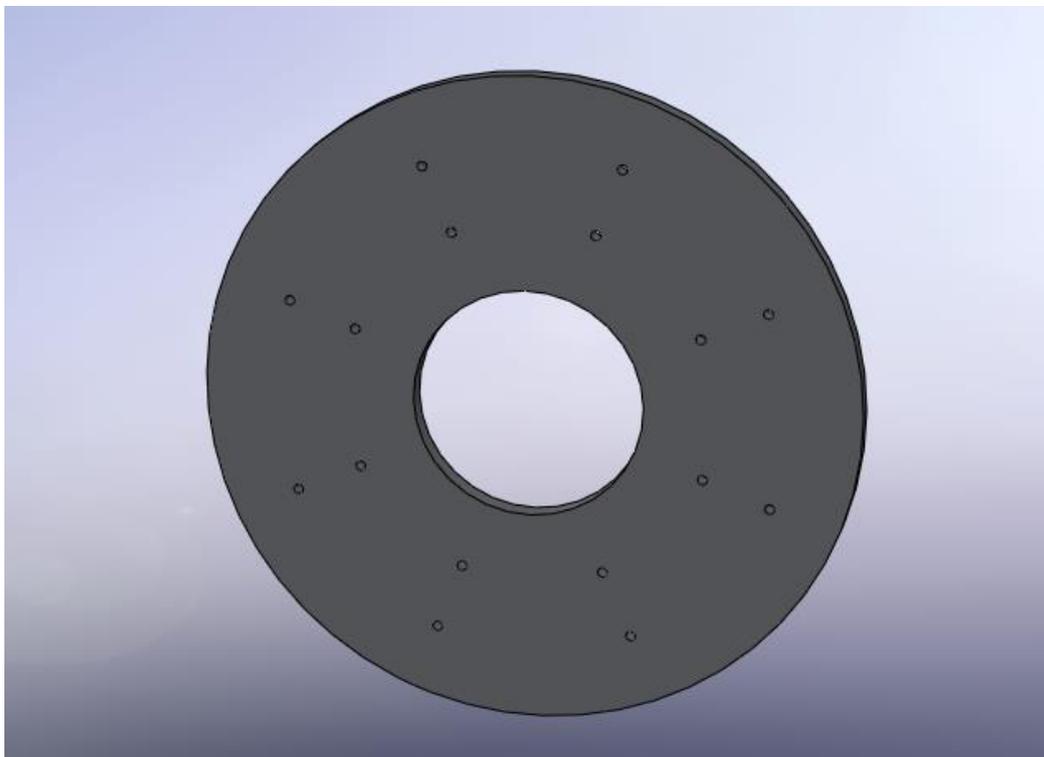
D'où :  $\Delta P_{H_2O_2(S.L)} = 196867,9644 \text{ Pa} \approx 1,97 \text{ bars}$

$\Delta P_{H_2O_2(V)} = 183903,496 \text{ Pa} \approx 1,84 \text{ bars}$

Le placement des orifices :

Pour la plaque d'injecteur, la géométrie doit suivre celle du catalyseur ce qui nous pousse à utiliser une couronne de mêmes dimensions du catalyseur.

On subdivise la section de la plaque par 7. Sur chaque division on pose deux orifices alignés sur le tracé de subdivision comme indiqué sur la figure suivante :



**Figure III.8** : Design de la plaque d'injection du peroxyde d'hydrogène.

### Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

---

#### III.5.4.2 Design et dimensionnement de l'injecteur du kérosène Jet-A :

L'injecteur du kérosène est un élément clé du propulseur. Il doit fournir le débit massique approprié au kérosène en tenant compte de :

La stabilité de la combustion (chute de pression environ 10% à travers l'injecteur).

L'atomisation du kérosène afin de faciliter la tâche de la combustion (plus particulièrement l'auto-inflammation).

La distribution du kérosène dans la chambre de combustion pour avoir un bon mélange.

L'optimisation de ces paramètres résulte en une meilleure performance de la chambre de combustion, les dimensions et le design de l'injecteur influence de façon directe l'efficacité de la combustion (plus précisément le paramètre  $C^*$ ).

Calculons la chute de pression à travers l'injecteur :

On propose 8 orifices ronds et parfaits d'où le coefficient de décharge  $K$  est de 1.

Le diamètre de chaque orifice est de 0,1 mm.

On a :

$$\Delta P_{Jet-A (S.L)} = \left( \frac{\dot{m}_{Jet-A (S.L)}}{A_o(Jet-A) \times n} \right)^2 \frac{K}{2 \times \rho_{Jet-A}} \dots (III.52)$$

$$\Delta P_{Jet-A (V)} = \left( \frac{\dot{m}_{Jet-A (V)}}{A_o(Jet-A) \times n} \right)^2 \frac{K}{2 \times \rho_{Jet-A}} \dots (III.53)$$

Avec :  $\rho_{Jet-A} = 818 \text{ Kg/m}^3$  [42]

$$\Delta P_{Jet-A (S.L)} = 178565,0471 \text{ Pa} = 1,79 \text{ bars}$$

$$\Delta P_{Jet-A (V)} = 166805,8921 \text{ Pa} = 1,67 \text{ bars}$$

La chute de pression est :  $\Delta P_{Jet-A} \sim 12,5\% (P_c)$

Pour le système d'injection on a proposé un distributeur (en forme de couronne de mêmes dimensions que celle du catalyseur). Ce distributeur contient 16 orifices pour l'injection du  $\text{H}_2\text{O}_2$  décomposé. L'injection du kérosène est assurée par 8 orifices placés sur une plaque

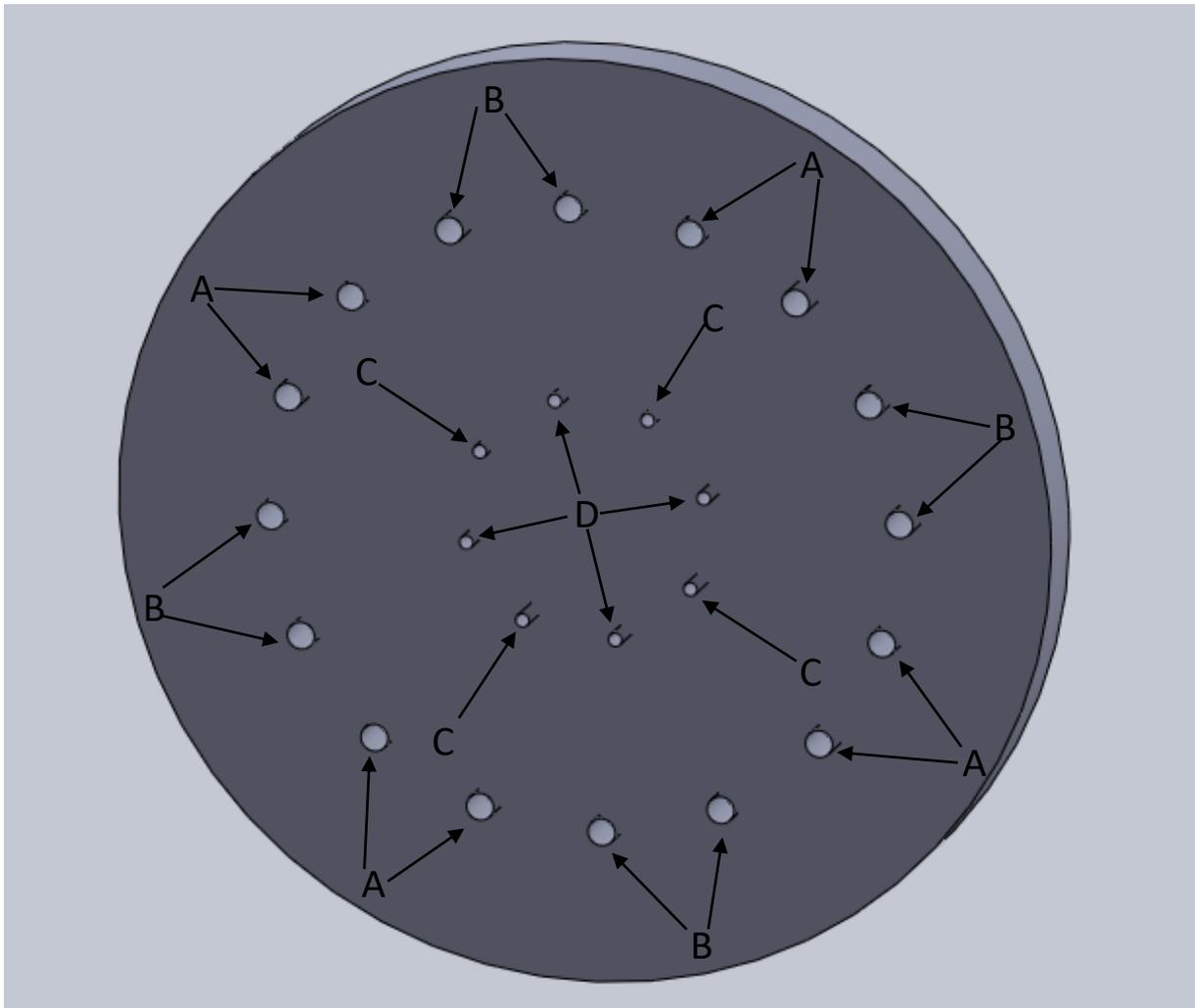
### Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

---

d'injection de mêmes dimensions que celle de la section d'alimentation en Jet-A. Ce design est présenté en dans la figure III.9.

Les orifices A injectent du peroxyde d'hydrogène (décomposé) à un angle de 45° par rapport à la direction axiale de l'orifice dirigé vers C (injection axiale du kérosène).

Les orifices D injectent du kérosène à un angle de 45° par rapport à la direction axiale de l'orifice dirigé vers B (injection axiale du peroxyde d'hydrogène).

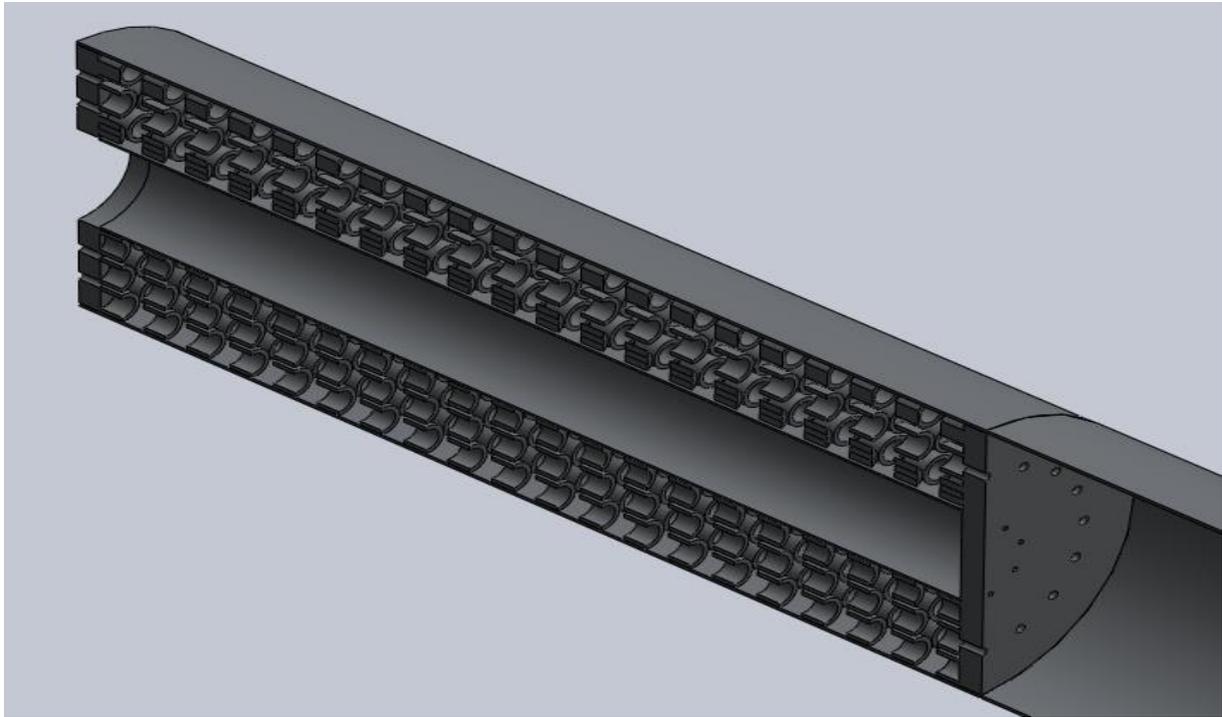


**Figure III.9** : Design du distributeur d'injection du kérosène

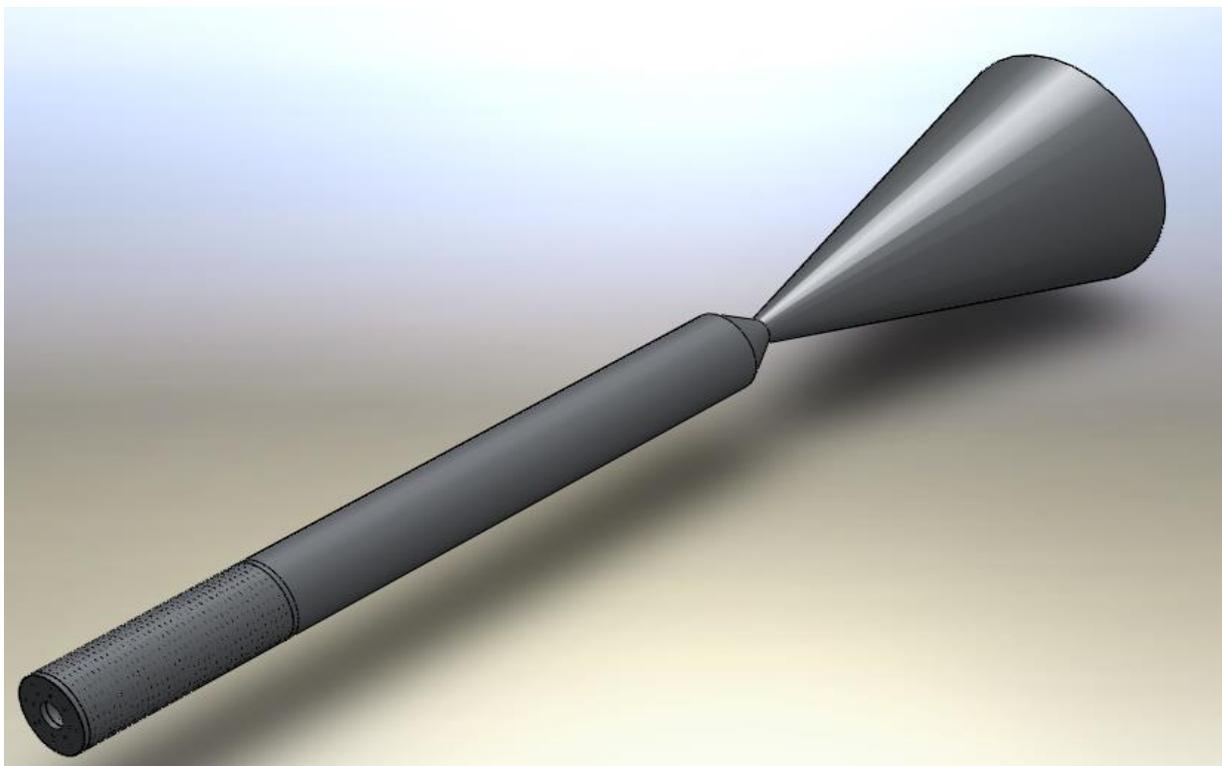
### Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »

---

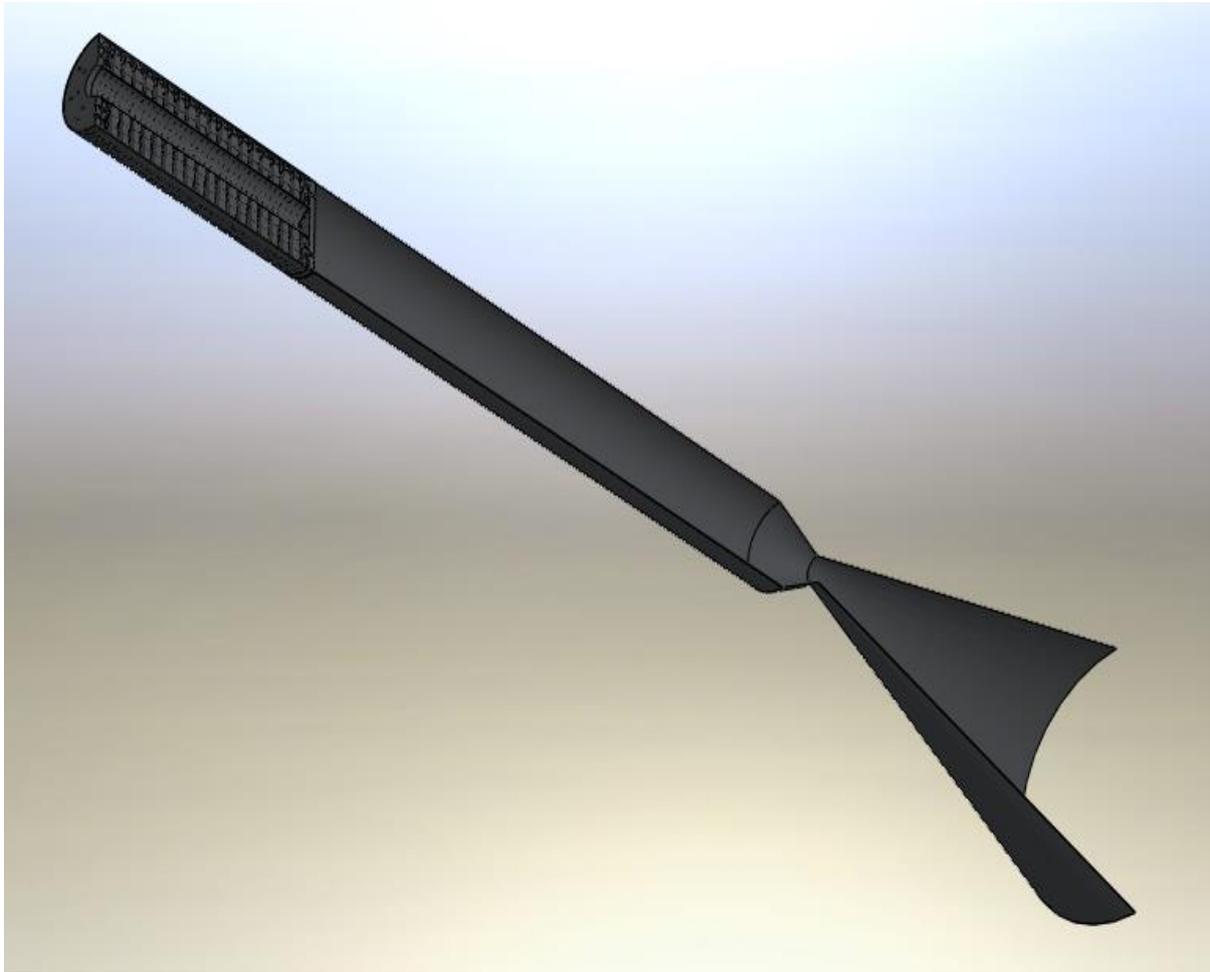
Les figures suivantes donnent différentes vues de l'ensemble des éléments du propulseur :



**Figure III.10** : Vue de coupe de l'ensemble (catalyseur, système d'injection).



**Figure III.11** : Design du propulseur.



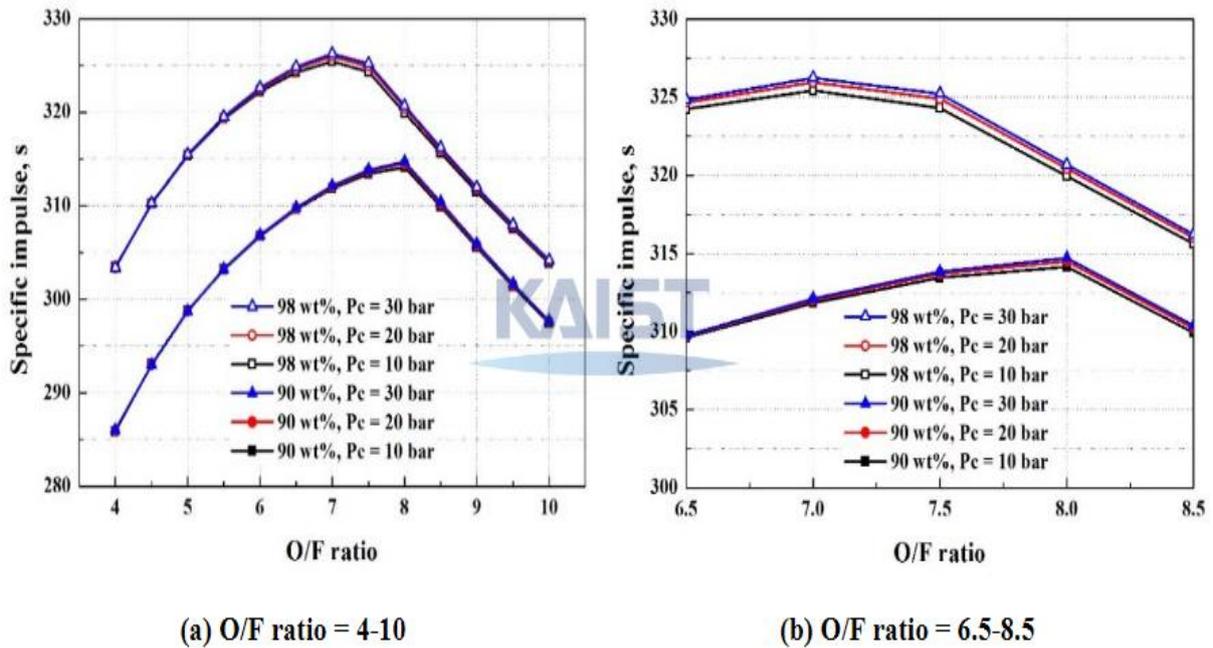
**Figure III.12 :** Vue de coupe du design du propulseur.

### **III.6 Validation et vérification des résultats :**

La validation des performances et des paramètres du propulseur ont été faites par l'étude de Seonuk Heo.

Les figures suivantes ont été tracées par Seonuk Heo en variant le ratio O/F pour les différents paramètres de performances du propulseur pour deux valeurs de concentration du peroxyde d'hydrogène (90% et 98%) et trois valeurs de pression de la chambre de combustion (10 bars, 20 bars et 30 bars) :

### Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »



**Figure III.13 :** Variation de l'impulsion spécifique en fonction du ratio O/F [43].

L'impulsion spécifique tracée dans les figures ci-dessus est au niveau de la mer.

Depuis ces tracés, on voit que pour le couple (HTP (à 90%)/Kérosène (Jet-A)), l'impulsion spécifique maximale est environ 314 s pour un ratio d'expansion de 8, ce qui valide nos résultats (O/F=8,4 ; ISP=310,98 s).

La différence du ratio O/F est due à la concentration plus élevée du peroxyde d'hydrogène dans l'étude de Seonuk Heo, ce qui résulte en une augmentation de l'impulsion spécifique.

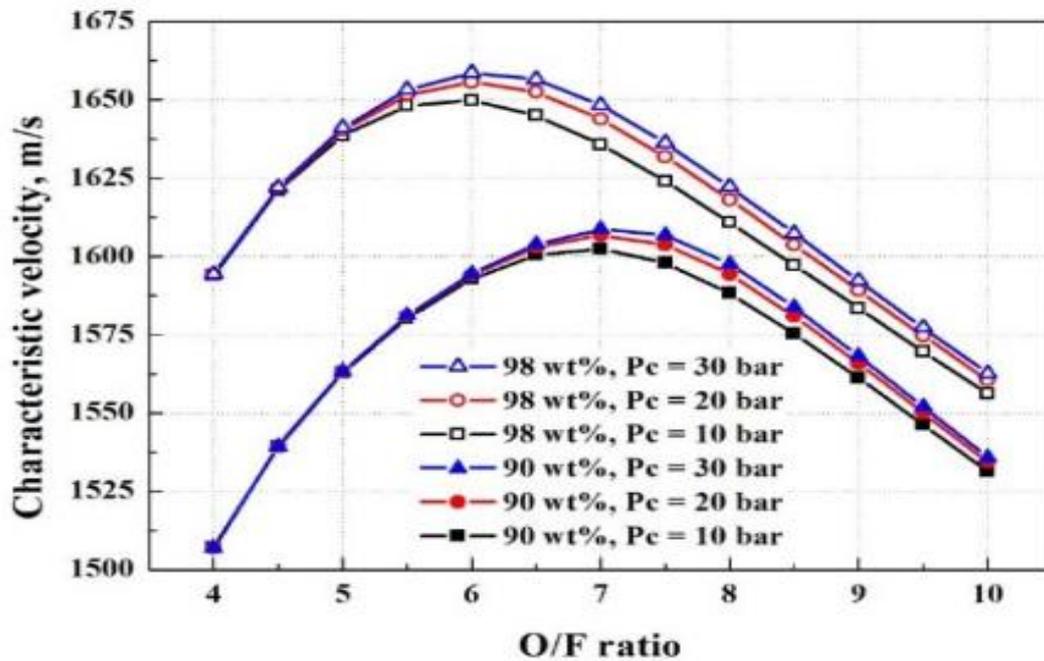


Figure III.14 : Variation de la vitesse caractéristique en fonction du ratio O/F [43].

La vitesse caractéristique est vérifiée et validée par rapport au tracé ci-dessus. Pour le ratio O/F optimal et le peroxyde d'hydrogène à 90%, la vitesse caractéristique règne autour de 1600 m/s à 1610m/s. Dans notre étude la vitesse caractéristique est de 1582,1 m/s en raison de la concentration du HTP plus élevée.

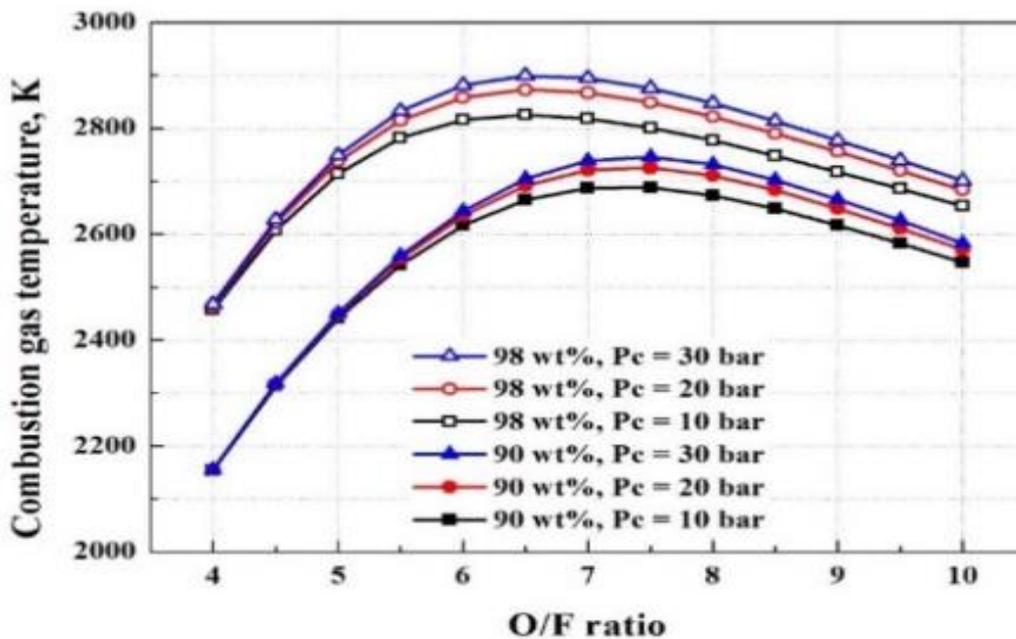


Figure III.15 : Variation de la température de combustion en fonction du ratio O/F [43].

### *Chapitre III : Etude de cas « Modélisation d'un système de propulsion HTP/Kérosène pour une poussée de 40N »*

---

On voit dans le tracé de la figure III.15 que pour un ratio O/F de 8 et une concentration du H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> de 90%, la température de la chambre de combustion est de 2750 K. Cette valeur valide celle de notre étude (2643,34 K). La différence est causée par la différence de concentration du peroxyde d'hydrogène.

Pour la validation de notre étude nous allons utiliser les dimensions du propulseur développé par I.G. Coxhill [36].

Dans le tableau ci-contre, on trouve une comparaison entre les dimensions dans notre étude et ceux de l'étude d'I.G. Coxhill :

**Tableau III.6** : Comparaison des dimensions du propulseur

Paramètres	Etude d'I.G. Coxhill	Notre étude
Diamètre du col ( $D_t$ )	4 mm	4,13 mm
Diamètre de la chambre de combustion ( $D_{ch}$ )	18 mm	13,5 mm
Longueur de la chambre de combustion ( $L_{ch}$ )	50 mm	126,23 mm

La différence dans les dimensions de la chambre est due au ratio de contraction élevé choisi par I.G Coxhill (CR=20,24). Le ratio de contraction élevé peut provoquer des zones de combustions plus riches que d'autres et une distribution des ergols non homogène au sein de la chambre de combustion, ce qui donne une mauvaise répartition de la température au sein de la chambre de combustion.

# **Conclusion générale**

Le système de propulsion biergol utilisant le peroxyde d'hydrogène et le kérosène a montré des performances remarquables par rapport aux systèmes de propulsion conventionnels (ceux qui utilisent l'hydrazine par exemple). Dans notre étude (HTP (à 85%)/Kérosène Jet-A), le couple d'ergols permet de développer des impulsions spécifiques de plus de 300 s. En plus de l'avantage d'auto-inflammation supprimant le besoin d'un allumeur, cette combinaison d'ergols est très répandue en raison de sa toxicité inférieure (le peroxyde d'hydrogène est considéré comme un ergol vert).

Pour aboutir à l'auto-inflammation, le peroxyde d'hydrogène doit d'abord être décomposé dans un catalyseur (il sert comme un accélérateur de la réaction), d'où le catalyseur est un élément clé pour le propulseur. La décomposition du peroxyde d'hydrogène dans un catalyseur en argent est vérifiée, d'où nous l'avons adopté dans notre étude et nous avons proposé un design bien définie du catalyseur. Les produits de décomposition passent par la suite dans un distributeur pour les introduire dans la chambre de combustion. Le distributeur injecte à la fois le peroxyde d'hydrogène décomposé et le kérosène afin de les mixer et les répartir dans la chambre de combustion pour assurer la bonne combustion et l'auto-inflammation (grâce à l'atomisation du kérosène et la température des produits de décomposition du peroxyde d'hydrogène). Le mélange gazeux passe dans une buse conique convergente-divergente afin d'atteindre une vitesse supersonique et une différence de pression pour développer une poussée de 40 N.

Enfin, l'assemblage de ces paramètres et dimensions des différentes parties du propulseur nous a conduits au design final du propulseur.

Recommandations :

Ce travail nous a permis de prévoir quelques idées sur des futurs projets afin de maximiser l'efficacité du propulseur, d'où nous recommandons :

Utiliser ce design et concevoir une méthode de refroidissement efficace en faisant circuler le peroxyde d'hydrogène décomposé dans les circuits de refroidissement de la chambre de combustion et de la buse.

Faire une étude pour la conception du système d'alimentation et du réservoir du peroxyde d'hydrogène

## **Références bibliographiques**

- [1]: George P. Sutton, « History of Liquid Propellant Rocket Engines », 2003.
- [2]: Ronald W. Humble, Gary N. Henry, Willey J. Larson : « Space Propulsion Analysis And Design », McGraw-Hill Companies, 1995.
- [3]: Amri R., 2013 : « Etude et développement des systèmes de propulsion pour les applications spatiales », thèse de doctorat, Université Saad Dahleb de Blida 'Département de Mécanique', Juin 2013.
- [4]: Thomas F. Mütsch, Matthias B. Kowalski, « Space Technology », De Gruyter Graduate, 2016.
- [5]: Michel Courtois., « Techniques et technologies des véhicules spatiaux », Tome I, Agence Française de L'espace, Octobre 1998.
- [6]: D. S. Mazouffre, « Conversion d'énergie : Application à la propulsion spatiale », Orléans, 2012.
- [7]: Ahmed F. El-Sayed, « Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion », Springer London, 2016.
- [8]: Martin J. L. Turner, « Rocket and Spacecraft Propulsion Principles, Practice and New Developments (Third Edition) », 2009.
- [9]: Wang, H., Sun, S. & Sun, « W. Status and Prospects on Nonequilibrium Modeling of High Velocity Plasma Flow in an Arcjet Thruster », Plasma Chem Plasma Process 35, 543–564 (2015).
- [10]: <https://www.extremetech.com/extreme/144296-nasas-next-ion-drive-breaks-world-record-will-eventually-power-interplanetary-missions>.
- [11]: Chemical bi-propellant thruster family, ArianeGroup, Germany.
- [12]: <https://engineering.purdue.edu/~propulsi/propulsion/rockets/satellites.html>.
- [13]: [https://nasa.fandom.com/wiki/Space\\_Shuttle\\_Orbital\\_Maneuvering\\_System](https://nasa.fandom.com/wiki/Space_Shuttle_Orbital_Maneuvering_System).
- [14]: Alfons Mayer, Wolter Wieling, 2018: « GREEN PROPULSION RESEARCH AT TNO THE NETHERLANDS », The Netherlands Institute for Applied Scientific Research Lange Kleiweg 137, 2018.

## *Références bibliographiques*

---

- [15]: Gohardani AS, et al., « Green space propulsion: Opportunities and prospects », Progress in Aerospace Sciences, 2014.
- [16]: I.Coxhill, G.Richardson, M.Sweeting, « An investigation of a low cost HTP/kerosene 40 N thruster for small satellites », Juin 2012.
- [17]: Dr. Stéphane Mazouffre, « Conversion d'énergie : Application à la propulsion spatiale », Université d'Orléans, Février 2012
- [18]: GEORGE P. SUTTON, OSCAR BIBLARZ, « Rocket Propulsion Elements », Seventh Edition, 2001.
- [19]: ADAM POLLOK LONDON, « Development and test of a micro fabricated bipropellant rocket engine », Massachusetts Institute of Technology. Dept. of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [20]: Braeunig, « Rocket Space and Technology », <http://www.braeunig.us/space/index.htm>
- [21]: Yang-Suk LEE et Jun Hwan JANG, « the design and performance on 200N-class bipropellant rocket engine using decomposed H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> and Kerosene », 2019.
- [22]: <https://copenhagensuborbitals.com/>.
- [23]: <https://mrbremer.wordpress.com/2014/11/11/combustion-chamber-and-nozzle-design/>.
- [24]: HOSNI Massinissa, « étude d'écoulement supersonique dans une tuyère convergente divergente », Mémoire de master, 2012.
- [25]: HAMADA Farid, « étude d'un écoulement à travers une onde de choc normale à haute température dans une tuyère supersonique », mémoire de master, 2012.
- [26]: ABADA Omar, « conception des tuyères supersoniques à haute température -type détente centrée- par la méthode des caractéristiques », mémoire de master, 2018.
- [27]: EL-KECHEBOUR Khadija et KOUADRI Boualem, « simulation numérique sur des tuyères supersoniques tronquées », mémoire de master, 2009.
- [28]: Erik ANDERSSON, « Preliminary design of a small-scale liquid-propellant rocket engine testing platform », Master thesis, 2019.
- [29]: <https://www.grc.nasa.gov/www/CEAWeb/>

## Références bibliographiques

---

- [30]: J. C. Sisco, B. L. Austin, J. S. Mok, et W. E. Anderson, « Autoignition of Kerosene by Decomposed Hydrogen Peroxide in a Dump-Combustor Configuration », 2005.
- [31]: H. Li et al., « The design and main performance of a hydrogen peroxide/kerosene coaxial-swirl injector in a lab-scale rocket engine », *Aerosp. Sci. Technol*, 2017.
- [32]: M. Santi, M. Fagherazzi, F. Barato, D. Pavarin, « Design and Testing of a Hydrogen Peroxide Bipropellant Thruster », 2020.
- [33]: Matthew James Palmer, « Experimental Evaluation of Hydrogen Peroxide Catalysts for Monopropellant Attitude Control Thrusters », University of Southampton, PhD Thesis, 2014.
- [34]: Östlund, J., & Muhammad-Klingmann, B., « Supersonic Flow Separation with Application to Rocket Engine Nozzles. *Applied Mechanics Reviews* », 2020.
- [35]: Karolina Zatorska et al., « Project Sirius: Third Stage Bipropellant Rocket Engine, Design, build and test of a regeneratively cooled bipropellant rocket engine. », 2018.
- [36]: I.G. Coxhill, «An Investigation of a Low-Cost Bi-Propellant Rocket Engine for Small Satellites », thèse de doctorat, 2002.
- [37]: Paulina Pędziwiatr, Filip Mikołajczyk et al., « Decomposition of hydrogen peroxide - kinetics and review of chosen catalysts », Lodz University of Technology, 2018.
- [38]: S.-L Lee, C.-W Lee, « Performance characteristics of silver catalyst bed for hydrogen peroxide », *Aerospace Science and Technology*, 2009.
- [39]: E. Wernimont, P. Mullens, « Capabilities of hydrogen peroxide catalyst beds », 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2000
- [40]: R. Blank, T. Pourpoin, S. Meyer, « Experimental Study of Flow Processes and Performance of a High-Pressure Hydrogen Peroxide Catalyst Bed », 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007
- [41]:<https://www.h2o2.com/technical-library/physical-chemical-properties/physical-properties/default.aspx?pid=11&name=Density-of-H2O2-Solutions>.
- [42]: Bonnie J. McBride, Sanford Gordon, « Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications », II. Users Manual and Program Description, 1996»

## *Références bibliographiques*

---

[43]: Seonuk Heo, « Design and Validation of Hydrogen Peroxide/Kerosene Bipropellant Thruster », Department of aerospace engineering, 2017.

## Annexes

Annexe 1: Le choix du type du problème.

ROCKET PROBLEM (RO)

|  |  |  |  |  |

**Set Type of Problem for CEA to perform:**  
**Chemical Equilibrium Problem Types**

Type Code	Description
<input checked="" type="radio"/> rocket	Rocket
<input type="radio"/> hp	Assigned Enthalpy & Pressure
<input type="radio"/> tp	Assigned Temperature & Pressure
<input type="radio"/> det	Chapman-Jouguet Detonation
<input type="radio"/> shock	Shock Tube
<input type="radio"/> tv	Assigned Temperature & Density
<input type="radio"/> uv	Combustion at Assigned Density
<input type="radio"/> sp	Assigned Entropy & Pressure
<input type="radio"/> sv	Assigned Entropy & Density

Annexe 2 : La saisie des valeurs de la pression  $P_c$ .

ROCKET PROBLEM (RO)

|  |  |  |  |  |

**Enter Pressure Values**

Use either Low-High-Interval fields (on left side) or numbered fields (on right side)--*Not both.*

**Pressure**

Enter Low/High/Interval values for no more than 24 datapoints.

Low Value:

High Value:

Interval:

1. <input type="text" value="14"/>	9. <input type="text"/>	17. <input type="text"/>
2. <input type="text"/>	10. <input type="text"/>	18. <input type="text"/>
3. <input type="text"/>	11. <input type="text"/>	19. <input type="text"/>
4. <input type="text"/>	12. <input type="text"/>	20. <input type="text"/>
5. <input type="text"/>	13. <input type="text"/>	21. <input type="text"/>
6. <input type="text"/>	14. <input type="text"/>	22. <input type="text"/>
7. <input type="text"/>	15. <input type="text"/>	23. <input type="text"/>
8. <input type="text"/>	16. <input type="text"/>	24. <input type="text"/>

Select one:  atm  bar  mmHg  psia

\*Ref: [NASA RP1311 Part II \(Users Manual\), p. 13, Section 2.4.8](#)

## Annexes

### Annexe 3 : Sélection du carburant (Jet-A).

ROCKET PROBLEM (R0)

|  |  |  |  |  |

### Select Your Fuel(s)

Select one of the following:

Select one of the following compounds for *simple* (1-component) fuels, or select a mixture using the periodic table:

CH4  CH4(L)  H2  H2(L)  RP-1  Use Periodic Table (mixtures)

- The species listed above are assumed to be **pure**. If your reactant is not shown here, or you need to blend one or more compounds, use the Periodic Table.
- Please note that any fuel combinations using the Periodic Table will cancel out a current simple-fuel selection.**
- Be careful to select the appropriate compounds. Some compounds are represented in the CEA database in more than one form. For example, H2 refers to gas while H2(L) is liquid.
- To specify reactants without distinguishing between 'fuels' and 'oxidants', select 'None' from the Oxidizer Selection page, and CEA will be instructed to skip the Oxidizer Selection Form.

Enter Reactant Temperature(K), if needed:

Please specify how to define reactant mixtures (*both Fuels & Oxidizers*):  wt%  mole

### Annexe 4 : Choix d'oxydant (60% d'H<sub>2</sub>O / 40% d'O<sub>2</sub> à une température de 650 °C).

ROCKET PROBLEM (R0)

|  |  |  |  |  |

### Select Your Oxidizer(s)

Select one of the following:

Select one of the following compounds for *simple* (1-component) oxidizers, or select a mixture using the periodic table:

Air  CL2  CL2(L)  F2  F2(L)  H2O2(L)  N2H4(L)  N2O  NH4NO3(I)  O2  O2(L)

Enter Oxidizer Temperature(K), if needed:

Use Periodic Table (mixtures)  None

- Use the Periodic Table if your oxidizer does not appear above or you need a mixture of two or more compounds.
- Please note that selecting oxidizer(s) using the Periodic Table cancels out any simple-oxidizer selection.**
- If you do not want your analysis to distinguish between fuels and oxidizers, select **None**.
- Select your reactants carefully, since some compounds are represented in the CEA Database in more than one form. For example, H2O refers to water vapor while H2O(L) is liquid.

## Annexe 5 : La saisie du ratio O/F.

ROCKET PROBLEM (RO)  
Problem Type | Pressures | Fuel(s) | Oxidizer(s) | Oxid/Fuel | Exit Conditions | Final

### Enter Proportions of Oxidizer/Fuel (Optional)

How do you want to specify the Oxidizer/Fuel Ratio?

%fuel: %Fuel by Weight  
 o/f: Oxidizer/Fuel Wt. ratio  
 phi: Equivalence based on Fuel/Oxid. wt ratio (Eq 9.19\*)  
 r,eq.ratio: Equivalence based on Valence (Eq 9.18\*)

If these values are not filled, CEA will assume 1:1 Oxidizer/Fuel ratio by weight.  
 \*Reference: [NASA RP1311 Part II \(Users Manual\), p. 13, Sect. 2.4.3](#)

**Enter Low-Value, High-Value and Interval**

Low Value:

High Value:

Interval:

Clear Low/High/Int. Fields

The Low-High-Interval values must result in an array of no more than 30 datapoints.

**Or, Fill in these numbered fields. Do not use both sides.**

1. <input style="width: 90%;" type="text"/>	11. <input style="width: 90%;" type="text"/>	21. <input style="width: 90%;" type="text"/>
2. <input style="width: 90%;" type="text"/>	12. <input style="width: 90%;" type="text"/>	22. <input style="width: 90%;" type="text"/>
3. <input style="width: 90%;" type="text"/>	13. <input style="width: 90%;" type="text"/>	23. <input style="width: 90%;" type="text"/>
4. <input style="width: 90%;" type="text"/>	14. <input style="width: 90%;" type="text"/>	24. <input style="width: 90%;" type="text"/>
5. <input style="width: 90%;" type="text"/>	15. <input style="width: 90%;" type="text"/>	25. <input style="width: 90%;" type="text"/>
6. <input style="width: 90%;" type="text"/>	16. <input style="width: 90%;" type="text"/>	26. <input style="width: 90%;" type="text"/>
7. <input style="width: 90%;" type="text"/>	17. <input style="width: 90%;" type="text"/>	27. <input style="width: 90%;" type="text"/>
8. <input style="width: 90%;" type="text"/>	18. <input style="width: 90%;" type="text"/>	28. <input style="width: 90%;" type="text"/>
9. <input style="width: 90%;" type="text"/>	19. <input style="width: 90%;" type="text"/>	29. <input style="width: 90%;" type="text"/>
10. <input style="width: 90%;" type="text"/>	20. <input style="width: 90%;" type="text"/>	30. <input style="width: 90%;" type="text"/>

Clear Numbered Fields

Accept Input & Continue to Next Form.
Réinitialiser

## Annexe 6 : La saisie des conditions de la sortie de la buse.

ROCKET PROBLEM (RO)  
Problem Type | Pressures | Fuel(s) | Oxidizer(s) | Oxid/Fuel | Exit Conditions | Final

### Define Exit Conditions (Optional)

**Pc/Pe (Chamber/Exit) Pressure Ratios**

Values will be sorted in Ascending order.

1.
2.
3.
4.
5.
6.
7.
8.
9.
10.
11.
12.
13.
14.
15.
16.

Clear Numbered Fields

**Subsonic Area Ratios**

Values will be sorted in Descending order.

1.
2.
3.
4.
5.
6.
7.
8.
9.
10.
11.
12.
13.

Clear Numbered Fields

**Supersonic Area Ratios**

Values will be sorted in Ascending order.

1.
2.
3.
4.
5.
6.
7.
8.
9.
10.
11.
12.
13.

Clear Numbered Fields

Accept Input & Continue to Next Form.
Réinitialiser

## Annexe 7 : Choix de la méthode de résolution et saisie des paramètres convenables.

ROCKET PROBLEM (RO)

Problem Type | 
 Pressures | 
 Fuel(s) | 
 Oxidizer(s) | 
 Oxid/Fuel | 
 Exit Conditions | 
 Final

Fuel(s): 100wt%Jet-A(L) | 
 Add Fuel(s) | 
 Adj Mix% | 
 Properties  
Oxid(s): 60wt%H2O + 40%O2 | 
 Add Oxid(s) | 
 Adj Mix% | 
 Properties

### Enter Your Final Choices Before Running CEA.

**Select Your Output File Length:**

Short: Prints only error messages and final tables, excluding atom ratios and species being considered during calculation.

Long: Prints all output tables.

Debug: Includes intermediate output.

**CEA Options**

Express **Products** as:  Mass-Fractions  Mole-Fractions

Express heat as:  SI units  Calories

Include Transport Properties?  
Ref: [NASA RP1311 Part I \(Analysis\), Ch. 5](#)

Consider Ionized Species as possible products?

Set Trace Value:  x 10<sup>^-</sup>

The Trace Option prints species compositions having mole or mass fractions exceeding the Trace Value. The criteria for equilibrium composition convergence will be tighter to ensure accuracy. Mass- and mole-fractions will be expressed in E-format (eg, '2.0089-4' = '0.0002').

**Rocket Problem Options:**

Select one or both:  Equilibrium  Frozen

For Frozen Option, select NFZ value:  1  2  3  4  5  
Ref: [NASA RP1311 Part II \(Users Manual\), p. 25, Ch. 6.5](#)

Select:  Infinite Area Combustor  Finite Area Combustor

For **Finite Area Combustor only**, select:  
 Mass Flux/Chamber Area, kg/sec-sqm  Contraction Ratio

Mass Flux or Contraction Ratio value:   
Ref: [NASA RP1311 Part II \(Users Manual\), p.25](#)

**Other Parameters**

Name	Definition	Qty.	Value(s)
P	Pressure (bar)	1	14
OPF	o/f	1	8.4
supar	Supersonic Area Ratio	1	100

**What do you want to do upon clicking 'Submit'?**

Perform CEA Analysis.  Tabulate results for insertion into a spreadsheet.

Change Problem Type  Select species for 'Omit/Only/Insert' options.

Submit input & Perform CEA Analysis.
Réinitialiser

## Annexes

---

### Annexe 8 : Les résultats de la modélisation.

	INJECTOR	COMB END	THROAT	EXIT
Pinj/P	1.0000	1.0040	1.7336	1500.07
P, BAR	14.000	13.944	8.0758	0.00933
T, K	2643.34	2642.70	2498.90	867.39
RHO, KG/CU M	1.3887 0	1.3835 0	8.5328-1	2.8948-3
H, KJ/KG	-6292.97	-6295.01	-6828.57	-10946.4
U, KJ/KG	-7301.11	-7302.89	-7775.02	-11268.8
G, KJ/KG	-38848.4	-38844.6	-37607.0	-21629.8
S, KJ/(KG)(K)	12.3160	12.3168	12.3168	12.3168
M, (1/n)	21.801	21.801	21.953	22.369
(dLV/dLP)t	-1.00920	-1.00919	-1.00688	-1.00000
(dLV/dLT)p	1.2260	1.2259	1.1790	1.0000
Cp, KJ/(KG)(K)	4.6505	4.6500	4.2688	1.8688
GAMMAS	1.1288	1.1288	1.1318	1.2483
SON VEL,M/SEC	1066.7	1066.6	1035.0	634.4
MACH NUMBER	0.000	0.060	1.000	4.809
PERFORMANCE PARAMETERS				
Ae/At		10.000	1.0000	100.00
CSTAR, M/SEC		1582.1	1582.1	1582.1
CF		0.0403	0.6542	1.9283
Ivac, M/SEC		15852.8	1949.4	3156.4
Isp, M/SEC		63.8	1035.0	3050.7