

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 أبي بكر بلقايد - تلمسان

Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –

Faculté de TECHNOLOGIE



THESE

Présentée pour l'obtention du **grade de DOCTORAT 3^{ème} Cycle**

En : Génie Mécanique

Spécialité : Energétique et Thermique Appliquée

Par : Benzenine Fadéla

Sujet

Contribution à l'étude des phénomènes de transfert de masse et d'énergie dans un catalyseur poreux appliqué aux systèmes de propulsion

Soutenue publiquement, le 18 / 01 / 2025, devant le jury composé de :

M SAIM Rachid	Professeur	Univ. Tlemcen	Président
M SELADJI Chakib	Professeur	Univ. Tlemcen	Directeur de thèse
M ALIANE Khaled	Professeur	Univ. Tlemcen	Examineur 1
M BOUSBAA Hamza	MCA	Ecole Polytechnique. Oran	Examineur 2

Dédicaces

À mon père, *رحمك الله يا أباي وأسكنك فسيح جنانه*

Et à ma mère,

Vous représentez pour nous le symbole de la bonté par excellence, la source de tendresse et l'exemple du dévouement qui n'a jamais cessé de nous encourager et de prier pour nous, vos prières et vos bénédictions nous ont été d'un grand secours pour mener à bien nos études.

Aucune dédicace ne saurait être assez éloquente pour exprimer ce que vous méritez pour tous les sacrifices que vous n'avez cessé de nous donner depuis notre naissance, durant notre enfance et même à l'âge adulte.

Je dédie ce travail comme un témoignage de mon profond amour.

Remerciements

Ce travail a été réalisé à l'université Abou Bakr Belkaid de Tlemcen, au sein du département de génie mécanique de la faculté de technologie, dans le laboratoire Energétique et Thermique Appliquée (ETAP).

Nous tenons tout d'abord à remercier Dieu le tout-puissant et miséricordieux, qui nous a donné la force et la patience d'accomplir ce modeste travail.

Nous tenons particulièrement à remercier nos superviseurs, Mr. SELADJI Chakib, Mr. DARFILAL Djamel, Mr. BENDERMEEL Othmane et Mr. HAMZA CHERIF Sidi Mohamed, pour leur précieux soutien, leur confiance, leur patience, leurs conseils et orientations, ainsi que pour leur compréhension durant toute la durée de réalisation de notre doctorat.

Nous adressons également nos vifs remerciements aux membres du jury pour l'intérêt qu'ils ont porté à notre recherche en acceptant d'examiner notre travail et de l'enrichir par leurs propositions.

Enfin, Je tiens également à remercier toutes les personnes qui ont participé, de près ou de loin à la réalisation de ce travail.

المُلخَص – Abstract – Résumé

الملخص

تقدم هذه الأطروحة دراسة عن نظام الدفع الأحادية الوقود، وهو أحد أكثر أنواع أنظمة الدفع شيوعاً التي تم استخدامها في صناعة الفضاء، خاصةً في تطبيقات الأقمار الصناعية مثل عمليات صيانة المدار ونقل المدار وتصحيح المدار، وكذلك في مركبات الإطلاق الفضائية. يستخدم هذا النظام نوعاً واحداً من الوقود الدافع الذي يتفاعل في طبقة محفزة مصنوعة من وسائط مسامية لتوليد قوة دفع على شكل غازات ساخنة.

تهدف هذه الدراسة إلى تحسين تصميم ومحاكاة ديناميكيات الموائع الحسابية (CFD) لمحرك دفع أحادي الوقود باستخدام بيروكسيد الهيدروجين (H_2O_2) كوقود دفع أخضر بتركيز 87.5%، مع طبقة تحفيزية تعتمد على جزيئات الفضة الكروية كوسائط مسامية لتحلل وقود الدفع H_2O_2 . من خلال تحليل بارامترى لقطر الجسيمات، نهدف إلى تحسين تصميم دافعين أحادي الوقود الدفعي قادرين على توليد قوة دفع تبلغ 10 و20 نيوتن.

تتمثل الخطوة الأولى من هذه الدراسة هي تصميم دافع أحادي البيروكسيد الهيدروجين. تعتمد المنهجية على مجموعة من خطوات التحليلية، بدءاً من الكيمياء الحرارية إلى الأداء النظري لمحرك الدفع، والتصميم الأولي لمحرك الدفع. وقد تم تنفيذ التصميم بمساعدة برنامج التوازن الكيميائي مع التطبيقات (CEA)، وهو برنامج طورته وكالة ناسا للتطبيقات الكيميائية الحرارية، واستخدام برنامج Matlab لهذه الخطوة. وتتضمن الخطوة الثانية محاكاة عددية، حيث تم إجراؤها باستخدام برنامج ديناميكيات الموائع الحسابية (CFD) ANSYS Fluent من أجل محاكاة تدفق سائل بيروكسيد الهيدروجين داخل الدافع. تسمح هذه الدراسات بالمساعدة في الإستطلاع على نظام الدفع بالوقود الأخضر وتحليله، بالإضافة إلى تحديد السرير التحفيزي الأمثل لتحقيق كفاءة عالية ولإثبات إمكانات هذا النهج للأقمار الصناعية المستقبلية والتطبيقات الفضائية الأخرى.

الكلمات المفتاحية: مادة مانوبروبيلانت أحادية، دافعة، بيروكسيد الهيدروجين، طبقة محفز، دافع.

Abstract

This thesis presents a study of the monopropellant propulsion system, which is one of the most common types of propulsion systems that have been used in the space industry, particularly in satellite applications such as orbit maintenance, orbit transfer and orbit correction, as well as in space launch vehicles. This system uses a single type of propellant that reacts in a catalyst bed made of porous media to generate thrust in the form of hot gases.

The aim of this study is to optimize the design and computational fluid dynamics (CFD) simulation of a monopropellant thruster using hydrogen peroxide (H_2O_2) as a green propellant with a concentration of 87.5%, with a catalytic bed based on spherical silver particles as a porous medium for the decomposition of H_2O_2 propellant. Through a parametric analysis of particle diameter, we aim to optimize the design of two monopropellant thrusters capable of generating a thrust of 10 and 20N.

The first step of this study is the design of a hydrogen peroxide monopropellant thruster. The methodology is based on a combination of analytical steps, starting from thermochemistry to the theoretical thruster performance, and the preliminary thruster design. The design was carried out with the aid of Chemical Equilibrium with Applications (CEA), a software program developed by NASA used for thermochemical applications, and Matlab program was utilized for this phase of the process. The second step involves a numerical simulation, which was conducted using the Computational Fluid Dynamics (CFD) software ANSYS Fluent in order to simulate the fluid flow of hydrogen peroxide within the thruster. These studies facilitate reconnaissance and analysis of the green propulsion system, as well as the determination of an optimal catalytic bed for the achievement of high efficiency and to demonstrate the potential of such an approach for future satellites and other space applications.

Keywords: Monopropellant, Propulsion, Hydrogen peroxide, Catalyst bed, Thruster.

Résumé

Cette thèse présente une étude sur le système de propulseur à monergol, qui est l'un des types de système de propulsion les plus utilisés dans l'industrie spatiale, en particulier dans applications satellitaires telles que le maintien en orbite, le transfert d'orbite et la correction d'orbite, ainsi que dans les lanceurs spatiaux. Ce système utilise un seul type de propergol qui réagit dans un lit catalytique composé de milieux poreux pour générer une poussée sous forme de gaz chauds.

L'objectif de cette étude est d'optimiser la conception et la simulation de la dynamique des fluides numérique (CFD) d'un propulseur à monergol utilisant du peroxyde d'hydrogène (H_2O_2) comme propergol vert avec une concentration de 87,5 %, avec un lit catalytique basé sur des particules d'argent sphériques comme milieu poreux pour la décomposition du propergol H_2O_2 . Grâce à une analyse paramétrique du diamètre des particules, nous visons à optimiser la conception de deux propulseurs à monergol capables de générer une poussée de 10 et 20 N.

La première étape de cette étude consiste à la conception d'un propulseur à monergol au peroxyde d'hydrogène. La méthodologie est basée sur une combinaison d'étapes analytiques, allant de la thermochimie aux performances théoriques du propulseur, et à la conception préliminaire du propulseur. La conception a été réalisée à l'aide de Chemical Equilibrium with Applications (CEA), un logiciel développé par la NASA pour les applications thermochimiques, et le programme Matlab a été utilisé pour cette phase du processus. La deuxième étape consiste en une simulation numérique, qui a été réalisée à l'aide du logiciel de Dynamique des Fluides Computationnelle (CFD) dans ANSYS Fluent afin de simuler l'écoulement du peroxyde d'hydrogène à travers le propulseur. Ces études contribuent à la reconnaissance et à l'analyse du système de propulsion verte, ainsi qu'à la détermination d'un lit catalytique optimal pour obtenir une efficacité élevée et démontrer le potentiel d'une telle approche pour les futurs satellites et autres applications spatiales.

Mots-clés: Monergol, Propulsion, Peroxyde d'hydrogène, Lit catalytique, Propulseur.

Sommaire

Sommaire.....	v
Nomenclature	xvi
Introduction générale.....	2
Chapitre I: Recherche Bibliographique	7
1. Introduction.....	8
2. Les propulseurs à monergol	9
3. Toxicité des propergols actuels.....	11
4. Les propergols verts (Green Propellants).....	12
4.1. Le peroxyde d'hydrogène.....	13
4.2. L'oxyde nitreux	15
4.3. Les liquides ioniques	16
4.3.1. Le Nitroformiate d'Hydrazinium.....	16
4.3.2. Le Nitrate d'Hydroxylammonium	17
4.3.3. Le dinitrate d'ammonium	18
5. La compatibilité des matériaux avec H ₂ O ₂ (matériaux, banc d'essai et instrumentation). 19	
6. Histoire et la différente application du peroxyde d'hydrogène dans le domaine spatiale 20	
7. Enquête sur les systèmes H ₂ O ₂ monergol existants	24
8. Les éléments d'un propulseur à monergol	28
8.1. L'injecteur	28
8.2. Le Catalyseur.....	29
8.2.1. La décomposition catalytique.....	30
8.2.2. Les différents types de catalyseurs	32
8.3. La tuyère	36
8.3.1. Les types des tuyères supersoniques	36
8.3.2. L'Expansion en tuyère convergente-divergente.....	38
9. La décomposition du peroxyde d'hydrogène.	40
10. Conclusion.....	45
Chapitre II: Modélisation mathématique	46
1. Introduction.....	47
2. Spécification de la conception du propulseur	48
3. Modèle mathématique de la conception du propulseur à monergol	50
3.1. L'analyse thermochimiques et les propriétés chimiques du propergol	52
3.2. Les performances théoriques du propulseur:.....	55

3.3. Le dimensionnement du propulseur :	60
5. Conclusion	66
Chapitre III: Modélisation numérique des milieux poreux utilisant ANSYS Fluent.....	67
1. Introduction.....	68
2. Les équations gouvernantes	69
2.1. Équation de continuité et de mouvement.....	69
2.2. Équation d'énergie.....	70
2.3. Équation de la réaction	71
3. Milieu poreux.....	73
3.1. Porosité	75
3.2. Rapport d'aspect.....	75
3.3. La Tortuosité.....	76
3.4. Ecoulement des fluides en milieu poreux dans Fluent	77
3.5. Perte de pression dans les milieux poreux.....	77
3.6. Equation d'Ergun, Coefficients de perméabilité et d'inertiel.....	78
3.7. Coefficient de transfert de chaleur par convection et la surface spécifique des particules.....	80
4. Méthode des volumes finis	82
5. Modèle de turbulence.....	84
5.1. Équation Navier-Stokes de moyenne de Reynolds.....	84
5.2. Le modèle SST $k - \omega$	84
6. Le Maillage	85
6.1. Définition du maillage	86
6.2. Importance du maillage	86
6.3. Les types de mailles.....	87
6.3.1. Maillages structurées.....	87
6.3.2. Maillages structurées en blocs :.....	87
6.3.3. Maillages non structurées :.....	89
7. Une étude du propulseur en 2D.....	90
8. Conclusion	93
Chapitre IV: Résultats et Discussion.....	94
Introduction.....	95
1. Modélisation du système (Utilisation de programme Matlab).....	96
1.1. Validation du programme.....	96

1.2.	Résultats de la conception du propulseur	98
1.2.1.	Les paramètres thermochimiques, les propriétés chimiques du propergol et les paramètres de performance théoriques du propulseur.	98
1.2.2.	Les dimensions du propulseur.....	98
2.	Étude sur les propulseurs en 2D (Simulation CFD dans ANSYS fluent).....	99
2.1.	Test de Maillage	99
2.2.	Conditions aux limites	101
2.3.	Validation de la méthode numérique	102
2.4.	Résultat de CFD simulation et interprétation	102
2.4.1.	Analyse des paramètres thermodynamiques des propulseurs basés sur un lit catalytique constitué de particules d'argent sphériques.	102
2.4.2.	Effet du diamètre des particules du lit catalytique sur les performances du propulseur	113
3.	Conclusion	115
	Conclusion générale	117
	References bibliographiques	119
	Annexe A.....	129
	Annexe B.....	131
	Annexe C.....	132

Liste des figures & tableaux

Liste des Figures:

INTRODUCTION GENERALE

Figure 1 : Les systèmes de propulsion existant dans les applications spatiale.	2
Figure 2 : Utilisations du peroxyde d'hydrogène.	4

CHAPITRE I : Recherche Bibliographique

Figure I.1 : Schéma du système de propulsion à monergol.....	9
Figure I.2 : Propulseurs à hydrazine de 400 N à bord du lanceur de satellites Ariane 5 de l'Agence spatiale européenne (ESA) [27].	10
Figure I.3 : Schémas de propulsion du système de propulseur monergol du satellite Galileo [28].	10
Figure I.4 : Les performances des propergols.	13
Figure I.5 : Les points de congélation et d'ébullition du peroxyde d'hydrogène varient avec sa concentration [46].....	14
Figure I.6 : Viscosité du peroxyde d'hydrogène variant avec sa concentration [46].	14
Figure I.7 : Prototype de propulseurs Aerojet GR-1 (gauche) et GR-22 (droite) [62].....	17
Figure I.8 : L'avion Heinkel He176.	20
Figure I.9 : La catapulte V-1 (à gauche) et la fusée V-2 (à droite).	21
Figure I.10 : L'avion Saunter Roe SR53.	21
Figure I.11 : La fusée Black Knight (à gauche) et la fusée Black Arrow V-2 (à droite).	22
Figure I.12 : Le vaisseau spatial Mercury.	22
Figure I.13 : L'avion spatial X-1 (à gauche) et l'avion spatial X-15 (à droite).	23
Figure I.14 : Le lanceur Soyouz.	23
Figure I.15 : Différents types d'injecteurs et de modèles de gouttelettes : a) injecteur spray et b) injecteur de jet parallèles [92].	29
Figure I.16 : Autre types d'injecteur.	29
Figure I.17 : Le chemin de la réaction.....	30
Figure I.18 : Les étapes d'une réaction catalytique hétérogène.....	32
Figure I.19 : (a) Sphères catalytiques de 0.6mm (Céramique recouverte de platine) LR-59 [86]. Catalyseur MnO_2/Al_2O_3 , (b) 1/8 po : Pellets, et (c) granulés avec une taille de maille de 16–20 [92].	33
Figure I.20 : Sphères de support inerte en céramique de différents diamètres.	33

Figure I.21 : Autre pellets de céramique [96].	33
Figure I.22 : Différentes formes et dispositions du canal de support monolithique. (A) forme hexagonale, (B) forme trigonale, (C) forme carrée, (D) forme circulaire, disposition triangulaire, (E) forme circulaire, disposition carrée, (F) forme circulaire, disposition circulaire [99].	34
Figure I.23 : Catalyseurs monolithes à base de céramique [99].	34
Figure I.24 : Disques en maille d'argent découpés en forme circulaire, A gauche, illustration de la structure tissée des disques de maille.	35
Figure I.25 : Catalyseur à support en mousse [102].	36
Figure I.26 : La tuyère conique (à gauche) et la tuyère optimisée (à droite).	36
Figure I.27 : La tuyère à contour conique.	37
Figure I.28 : La tuyère à contour profilée.	37
Figure I.29 : L'écoulement à travers une tuyère convergente divergente où l'écoulement est accéléré de subsonique à supersonique [104].	38
Figure I.30 : L'effets des écoulements supersoniques et subsoniques sur les changements de propriétés en fonction des variations de surface dans un conduit [104].	38
Figure I.31 : Fonctionnement d'une tuyère convergente-divergente : (a) géométrie de la tuyère avec les configurations d'écoulement possibles ; (b) distribution de la pression causée par différentes contre-pressions [104].	39
Figure I.32 : La décomposition de peroxyde d'hydrogène et l'énergie d'activation du peroxyde d'hydrogène.	41
Figure I.33 : Présente des différentes propriétés de mouillage de différents fluides avec un mouillage croissant de gauche à droite.	41

CHAPITRE II : Modélisation mathématique

Figure II.1 : (a) Vue complète et (b) coupe transversale du propulseur à monergol à peroxyde d'hydrogène, et (c) des particules d'argent sphériques.	50
Figure II.2 : Les dimensions du propulseur.	60
Figure II.3 : La géométrie du lit catalytique.	62
Figure II.4 : Les dimensions de la partie tuyère.	63
Figure II.5 : L'organigramme de la conception du propulseur.	65

CHAPITRE III : Modélisation numérique des milieux poreux utilisant ANSYS Fluent

Figure III.1 : Un exemple d'un lit catalytique constitué par des particules sous forme de sphères uniforme sont remplies de façon randomisée [123].	73
Figure III.2 : L'arrangement des sphères identiques d'un réacteur.	74
Figure III.3 : lit à faible rapport d'aspect (à gauche), lit à haut ratio d'aspect (à droite).	76
Figure III.4 : La Tortuosité, à gauche; arrangement cubique simple (faible tortuosité) et à droite; un paquet désordonné randomisé (hautement tortueux).	76
Figure III.5 : La méthode des volumes finis.	83
Figure III.6 : Maillage 2D-3D simple.	86
Figure III.7 : Les types de maillage structuré.	87
Figure III.8 : Les types de maillage structuré en blocs.	88
Figure III.9 : Les types de maillage non structurés.	89
Figure III.10 : Le processus de CFD.	90
Figure III.11 : La géométrie du propulseur.	91
Figure III.12 : Les conditions aux limites et les conditions de zone cellulaire du modèle 2D.	92

CHAPITRE IV: Résultats et Discussion

Figure IV.1 : Modèle 2D de maillage axisymétrique avec grille quadrilatérale, le maillage de la géométrie complète (au haut), et le maillage de géométrie axisymétrique (demi-géométrie).	100
Figure IV.2 : La distribution de la température (a) pour Muhammad et al [162], et Palmer [88] [107] et la simulation numérique actuelle pour le propulseur de 20N, (b) pour le propulseur de 10N.	103
Figure IV.3 : Contours de la température statique à l'intérieur des propulseurs.	104
Figure IV.4 : La fraction massique des espèces à travers les propulseurs, (a) pour Muhammad et al [162], et la simulation numérique actuelle pour le propulseur de 20N, (b) pour le propulseur de 10N.	105
Figure IV.5 : Contours de la fraction massique des espèces à travers le propulseur ; (a), (b) et (c) pour le propulseur de 20N et (d), (e) et (f) pour le propulseur de 10N.	106
Figure IV.6 : La distribution de la pression absolue à l'intérieur des propulseurs, (a) 20N et (b) 10N.	107
Figure IV.7 : Contours de la pression absolue à l'intérieur des propulseurs.	108
Figure IV.8 : Contour de la vitesse à l'intérieur des propulseurs.	109

Figure IV.9 : La distribution de la vitesse des propulseurs, (a) 20N et (b) 10N.	110
Figure IV.10 : Contour de l'énergie cinétique turbulente en phase liquide (à gauche) et en phase gazeuse (à droite).	111
Figure IV.11 : Contour de l'intensité turbulente en phase liquide (à gauche) et en phase gazeuse (à droite).....	112
Figure IV.12 : Contour du rapport de viscosité turbulente en phase liquide (à gauche) et en phase gazeuse (à droite).	113
Figure IV.13 : Graphiques de la température du lit catalytique, de la vitesse de sortie et de la force de poussée en fonction du diamètre des particules sphériques d'argent du lit catalytique.	114

Liste des Tableaux:

CHAPITRE I : Recherche Bibliographique

Tableau I.1 : Une liste des candidats propergols verts considérés dans le cadre du projet Green Advanced Space Propulsion (GRASP) financé par l'Union européenne dans le cadre du programme Framework 7 [34].	12
Tableau I.2 : Les propriétés de certains sels comburants considérés pour les monergols liquides ioniques [50].	16
Tableau I.3 : Caractéristiques fonctionnelles du propulseur GPIM et résumé des performances démontrées [62].	18
Tableau I.4 : Propriétés de l'ADN à 25°C [32].	18
Tableau I.5 : Conception et développement d'un propulseur monergol HTP - revue de la littérature [26].	19
Tableau I.6 : Conception et développement d'un propulseur à monergol HTP - revue de la littérature.	25
Tableau I.7 : La concentration de HTP et le catalyseur d'un propulseur à monergol - revue de la littérature.	42

CHAPITRE II : Modélisation mathématique

Tableau II.1 : Les caractéristiques du propergol à base de peroxyde d'hydrogène à 87,5%.	49
Tableau II.2 : Les paramètres d'entrée utilisés pour la conception de deux propulseurs à monergol.	49

CHAPITRE III : Modélisation numérique des milieux poreux utilisant ANSYS Fluent

Tableau III.1: Maximum porosité pour différents arrangements de garnissage.	74
Tableau III.2 : Différents modèles du coefficient de transfert de chaleur par convection fluide/solide et de la surface spécifique fluide/solide.	81
Tableau III.3 : Les paramètres d'entrée pour la simulation.	92

CHAPITRE IV : Résultats et Discussion

Tableau IV.1 : Une comparaison entre les données d'entrée et de sortie fournie par de cas étudié et l'étude de Palmer pour 20N.	97
Tableau IV.2 : Les paramètres thermochimiques de la décomposition du H ₂ O ₂ .	98

Tableau IV.3 : Les paramètres de performance théoriques des deux propulseurs.	98
Tableau IV.4 : Les dimensions des propulseurs.	99
Tableau IV.5 : Paramètres de l'étude indépendante de la grille.	101
Tableau IV.6 : Les paramètres d'entrée pour la frontière, la zone cellulaire et les conditions de fonctionnement de la simulation Ansys Fluent.	101

Nomenclature

Variables

a	Accélération	[m/s ²]
a_r	Rapport d'aspect	
A	Surface	[m ²]
A_{fs}	Surface d'échange entre la matrice solide et le fluide	[m ⁻¹]
c	Vitesse sonique locale	
C^*	Vitesse caractéristique	[m/s]
C_{di}	Coefficient de décharge	[m/s]
C_p	Chaleur massique à pression constant	[kJ/mol.K]
C_v	Chaleur massique à volume constant	[kJ/mol.K]
C_F	Coefficient de poussée	
d_p	Diamètre de particule	[m]
D	Diamètre	[m]
$D_{i,m}$	Coefficient de diffusion de masse pour l'espèce i	[m ² /s]
E_r	Energie d'activation de la réaction	[kJ/mol]
$\Delta_f H$	Enthalpie standard de formation	[kJ/mol]
$\Delta_R H$	Enthalpie de réaction	[kJ/mol]
F	Force	[N]
F_T	Poussée théorique	[N]
F_{Div}	Perte de poussée due au divergent	[N]
g_0	Accélération gravitationnelle	[m/s ²]
G_k	Génération d'énergie cinétique turbulente	
G_ω	Génération de ω	
h	Enthalpie	[j/mol]
h_{fs}	Coefficient de transfert de chaleur entre le fluide et le solide	[W/m ² K]
I	Tenseur unitaire	
I_{sp}	Impulsion spécifique	[s]
J_i	Flux de diffusion des espèces i	[m ⁻² s ⁻¹]
k	Conductivité thermique	[W/m K]
$k_{f,r}$	Equation d'Arrhenius	
L	La longueur	[m]
L_0	Chemin de la molécule de fluide	

L_f	Facteur de décharge	[kg/s/m ²]
m	Masse	[kg]
\dot{m}	Débit massique	[kg/s]
M	Masse molaire	[kg/mol]
M_s	Nombre de Mach	
$M_{w,i}$	Masse moléculaire	[kg/mol]
n	Nombre de mole	[mol]
No_i	Nombre d'orifices d'injection	
p	Quantité du mouvement	[N]
P	Pression	[Pa]
Pr	Nombre de Prandtl	
ΔP	Perte de pression	[Pa]
Q	Quantité de chaleur	[kj]
Q_v	Débit volumétrique	[m ³ /s]
r	Constante spécifique des gaz parfaits	[j/kg.K]
R	Constante des gaz parfaits	[j/K.mol]
Re	Nombre de Reynolds	
R_i	Taux de production de la réaction chimique	[kg.m ⁻³ .s ⁻¹]
$\hat{R}_{i,r}$	Taux molaire de création/destruction de l'espèce i dans la réaction r	[Kmol.m ⁻³ .s ⁻¹]
t	Temps	[s]
T	Température	[K]
T	Poussée prévue	[N]
u'	Vitesse superficielle	[m/s]
$u_{physique}$	Vitesse physique	[m/s]
\tilde{v}	Volume spécifique	[m ³ /kg]
V	Vitesse	[m/s]
V	Volume	[m ³]
Y_i	Fraction de masse locale de l'espèce	

Symboles grecs

α	Perméabilité de milieu poreuse	[m ²]
β	Coefficient de résistance inertielle	
α	Demi-angle du divergent	[°]
β	Demi-angle du convergent	[°]
βr	Exposant de la température	
μ	Viscosité dynamique du fluide	[kg m ⁻¹ s ⁻¹]
ρ	Masse volumique	[kg/m ³]
ν	Coefficient stoechiométrique	[mol]
γ	Rapport des chaleurs spécifiques	
λ	Facteur de correction de la tuyère	
ε	Porosité	
ε_t	Taux d'expansion	
$\eta_{j,r}$	Taux d'exposant de production des espèces réactives j dans la réaction r	
τ	Tortuosité	
$\bar{\tau}$	Tenseur des contraintes	
Γ	Net des corps tiers sur le taux de réaction	

Indices

c	Chambre
cat	Catalyseur
con	Convergence
div	Divergence
$disp$	Disponible
f	Fluide
moy	Moyenne
i	Idéal
inj	Injecteur
p	Produits
r	Réservoir
s	Sortie

S	Solide
t	Col
T	Totale
v	Vide
x	Coordonnée axiale

Introduction Générale

Introduction générale

Les systèmes de propulsion sont utilisés pour la correction d'orbite et le contrôle de l'altitude des satellites et des engins spatiaux. La poussée peut être produite par plusieurs méthodes de propulsion différentes, notamment la propulsion par gaz froid, le monergol, le biergol, la propulsion électrique et la propulsion solide. Parmi ceux-ci, les propulseurs à monergol sont souvent privilégiés pour la manœuvrabilité des satellites en raison de leur grande fiabilité [1]. Ils peuvent également être utilisés sur les lanceurs en tant qu'allumeur ou pour contrôler l'attitude [2]. Le propulseur à monergol utilise un seul type de propergol qui réagit ou se décompose dans un lit catalytique à milieu poreux pour générer une poussée sous forme de gaz chauds.

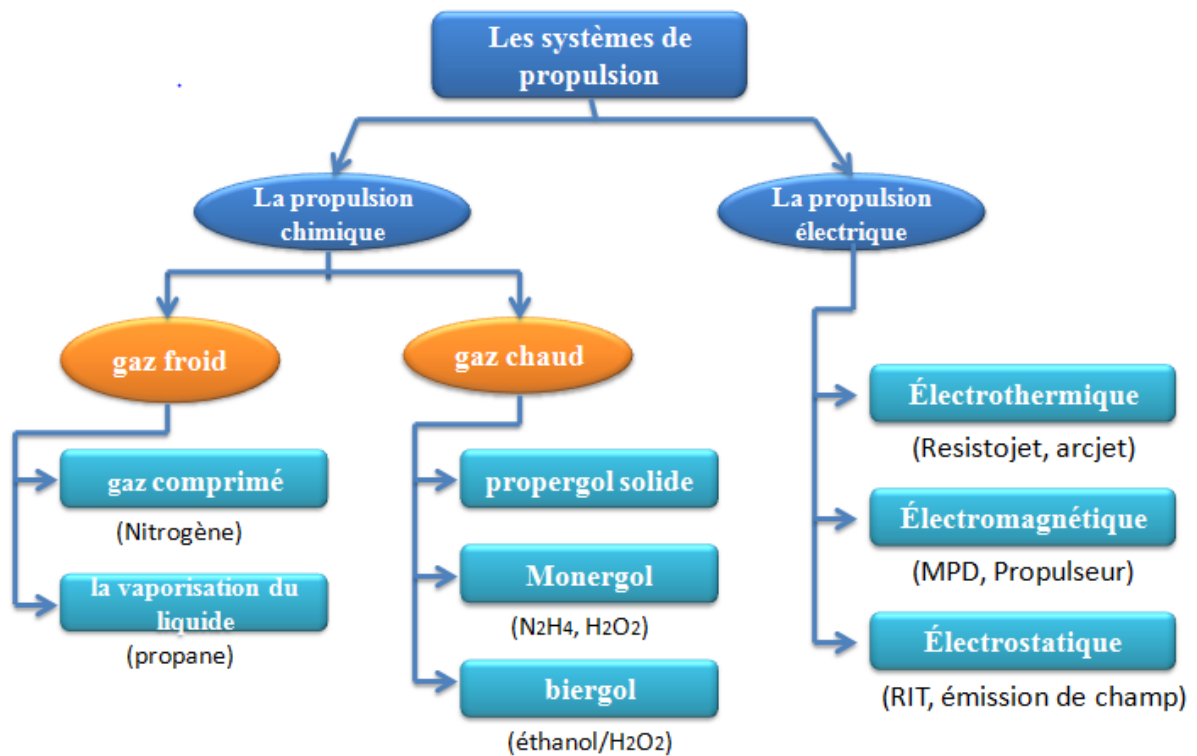


Figure 1 : Les systèmes de propulsion existant dans les applications spatiale.

Actuellement, le système de propulsion et de contrôle des satellites et des engins spatiaux utilise l'hydrazine, qui se décompose en azote et en hydrogène dans une réaction exothermique. Ces gaz chauds sont ensuite éjectés pour assurer une force de propulsion. L'utilisation de l'hydrazine comme monergol a dominé le marché pendant des décennies en raison de sa fiabilité et de ses bonnes performances. La diméthylhydrazine dissymétrique (UDMH), la monométhylhydrazine (MMH) et l'A50 (mélange d'hydrazine et d'UDMH à parts égales) sont des dérivés de l'hydrazine. Les oxydants tels que le NTO, le MON, le RFNA et le WFNA sont considérés comme très toxiques et cancérigènes [3]. L'utilisation de ces propergols représente un défi écologique et constitue un danger pour la santé et la sécurité du personnel travaillant sur le terrain [4]. Les futures activités et applications spatiales se développent de manière plus rapide. Par conséquent, un système de propulsion spatiale plus respectueux de l'environnement sera significativement plus désiré. Au cours des dernières années, les propergols liquides à faible toxicité et moins cancérigènes sont devenus un sujet de discussion important en tant que candidats potentiels pour remplacer les propergols à base d'hydrazine [4] [5] [6]. Pour cette raison, les chercheurs s'intéressent de plus en plus au développement de propulseurs basés sur des propergols verts. Le peroxyde de haute teneur ou HTP, connu sous le nom de propergol vert, peut être stocké sous forme liquide. Il a un niveau de densité élevé, est économique et facile à fabriquer, et représente une solution alternative et de remplacement efficace.

Le peroxyde d'hydrogène est un produit chimique couramment utilisé dans de nombreuses applications dans le monde, à des concentrations variables. La plupart de ces applications concernent l'industrie de la fabrication de la pâte et du papier, qui représente plus de la moitié de la consommation mondiale, ainsi que la transformation des aliments, l'industrie chimique et le traitement des eaux usées. Dans ces applications, des concentrations comprises entre 30 et 50 % en poids sont utilisées pour préparer des peroxyacides destinés à être utilisés dans le processus de blanchiment et de fabrication de pâte à papier MILOX (Milieu Pure Oxidative) [7]. Les utilisations très diverses du peroxyde d'hydrogène se traduisent par une production mondiale annuelle de plus de 3,8 millions de tonnes (100 % en poids), dont 1,3 million de tonnes en Europe [8].

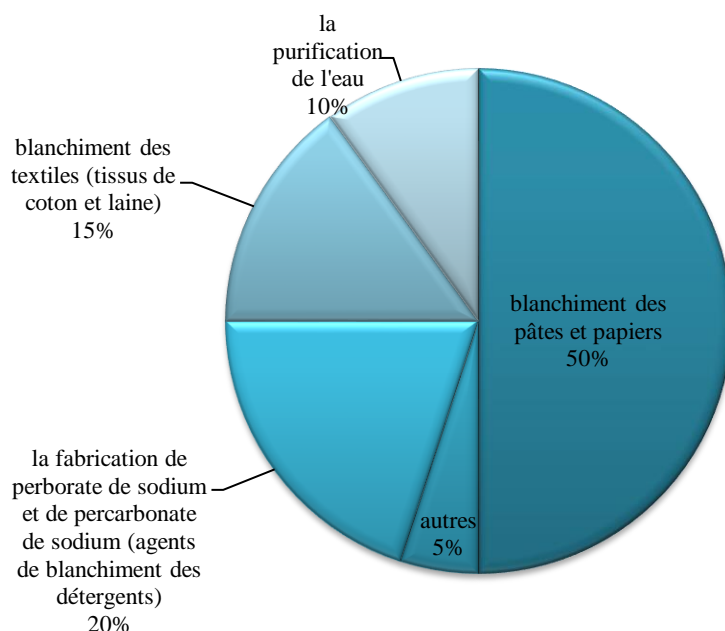


Figure 2 : Utilisations du peroxyde d'hydrogène.

La solution concentrée de peroxyde d'hydrogène est un oxydant puissant pouvant être utilisée comme monergol. Les premières recherches sur l'utilisation du peroxyde d'hydrogène comme monergol à une concentration élevée (>80%) ont été proposées par Hellmuth Walter en Allemagne dans les années 1935 pour les systèmes d'entraînement des turbines de sous-marins et les unités de décollage assisté, avec une injection liquide de catalyseur au permanganate. Il a également été utilisé dans le propulseur de l'ACS du véhicule spatial habité du projet Mercury [9] [10]. Des recherches et des études ont été menées pour développer de nouveaux propulseurs monergols à base de peroxyde d'hydrogène destinés à être utilisés dans les futurs satellites. La technologie de décomposition du peroxyde d'hydrogène a également été utilisée pour le développement de moteurs-fusées biergols et hybrides.

Les performances d'un propulseur monergol exigent une conception optimale de l'injecteur, de la longueur et du diamètre du lit catalytique, ainsi que de la géométrie de la tuyère, ces éléments ayant un impact significatif sur l'efficacité. Le défi technologique le plus important dans l'étude des propulseurs monergols à base de peroxyde d'hydrogène est le développement de lits catalytiques efficaces, fiables et durables pour la décomposition du propergol, qui est l'élément crucial du propulseur et qui fournit des performances rapides et reproductibles tout en étant immunisé contre l'empoisonnement par les stabilisants et les impuretés.

Les recherches récentes portent sur le peroxyde d'hydrogène et sa décomposition catalytique à l'aide de différents matériaux et structures catalytiques [11] [12]. D'après l'étude de la littérature, l'argent est le catalyseur le plus efficace, en raison de sa grande résistance à la corrosion et de sa réactivité supérieure aux autres matériaux catalytiques disponibles. Cependant, sa température de fusion relativement basse (961,8°C) limite son utilisation à des concentrations inférieures à 92 %. C'est pour cette raison que le catalyseur à base d'argent a été choisi comme le meilleur catalyseur pour la décomposition du peroxyde d'hydrogène à haute concentration et pour le développement d'un propulseur monergol. Il peut être utilisé sous forme de catalyseur à écran en argent pur (disques de maille en argent), de catalyseur composite en argent ou de catalyseur en argent à structure en nid d'abeille. D'autres catalyseurs peuvent être utilisés pour la décomposition du H₂O₂, tels que les catalyseurs en platine sur supports γ -Al₂O₃, le catalyseur au permanganate et le catalyseur en sphère céramique [13].

L'objectif de cette thèse est de présenter l'étude de deux petits propulseurs qui utilisent le HTP comme monergol vert à une concentration de 87,5 % pour générer une poussée de 10 N et une autre générer de 20 N. Le lit catalytique est constitué de particules d'argent sphériques identiques sont utilisées comme un milieu poreux pour la décomposition du propergol H₂O₂. Le travail est organisé comme suit :

- Le premier chapitre est consacré à l'histoire de la propulsion spatiale depuis le développement de l'idée d'utiliser le peroxyde d'hydrogène comme propergol pour différentes applications dans le domaine spatial. Il présente quelques modèles d'état de l'art et en indiquant leurs avantages et leurs inconvénients pour atteindre l'objectif de la thèse. Les applications anciennes et actuelles du peroxyde d'hydrogène comme un propergol sont illustrées. Les problèmes liés à la sécurité et au stockage du peroxyde d'hydrogène sont discutés, et les différents types de mécanismes de décomposition sont présentés. Il présente également une définition des éléments du système de propulseur à monergol.
- Le deuxième chapitre présente les étapes importantes qui permettent d'optimiser la conception du propulseur. Cette partie commence par une étude thermochimique sur la décomposition du HTP, puis détermine les performances théoriques de notre propulseur. Elle se termine par une étude sur la conception préliminaire du propulseur, qui permet de déterminer les dimensions géométriques de ses éléments. Ce travail est réalisé à l'aide d'un programme MATLAB.

- Le troisième chapitre consiste en une simulation numérique réalisée à l'aide du logiciel de dynamique des fluides computationnelle (CFD) dans le logiciel ANSYS Fluent pour simuler l'écoulement du peroxyde d'hydrogène à travers le propulseur. Cette partie présente la théorie des modèles utilisés dans le logiciel, la définition du maillage et enfin un algorithme qui résume les étapes de base du processus.
- Le quatrième chapitre présente les résultats et la discussion de l'étude paramétrique pour la conception du propulseur et la simulation CFD. Les résultats sont ensuite présentés et comparés aux travaux réalisés par d'autres développeurs, qui montrent une bonne approximation.

Chapitre I:

Recherche Bibliographique

1. Introduction

Les systèmes de propulsion à monergol (MPT) présentent les avantages de la propulsion à propergol liquide et sont moins complexes que les systèmes à biergol. Les systèmes à monergol sont largement utilisés pour le système de contrôle de réaction (RCS) des satellites ou des lanceurs spatiaux, et le poids du système de propulsion est très important [14]. Par conséquent, des recherches ont été menées sur divers monergols, tels que le peroxyde d'hydrogène (H_2O_2), l'hydrazine (N_2H_4) et le nitrate d'hydroxylammonium (HAN), pour de tels propulseurs. Parmi ces monergols, le peroxyde d'hydrogène (H_2O_2) était utilisé comme composant oxydant des biergols et comme monergol depuis les premiers jours du développement des fusées en raison de sa caractéristique stockable [15]. Un compromis entre les performances, la capacité de stockage et la toxicité a conduit à identifier le peroxyde d'hydrogène hautement concentré comme un composant oxydant candidat valable pour des biergols et comme monergol pour les applications de propulsion verte (telles que le contrôle d'attitude sur les satellites) pour remplacer les systèmes actuellement utilisés qui reposent sur l'hydrazine hautement toxique, et cancérigène et ses dérivés [16]. Cependant, en raison de l'intérêt récent pour le peroxyde d'hydrogène en tant que propergol non toxique, l'utilisation du peroxyde d'hydrogène a refait surface. Ce type de propergol était un choix populaire dans l'ère spatiale des années 1960, car il a une impulsion volumétrique élevée, est relativement sûr à tester en interne et il est facilement disponible pour un développement immédiat [17].

Le mécanisme de fonctionnement représentatif des monergols est la décomposition catalytique via un catalyseur à base de métal. Par conséquent, la technologie principale d'un propulseur à monergol est le catalyseur. De nombreux groupes de recherche sur les propulseurs à monergol se sont concentrés sur les catalyseurs, abordant des aspects tels que la conception du réacteur catalytique, la réactivité du catalyseur, et les supports, les additifs du catalyseur et l'empoisonnement du catalyseur [15] [18].

La poussée générée par un système de monergol est basée sur la décomposition catalytique exothermique du propergol en gaz chaud qui s'écoule ensuite à travers une tuyère convergente-divergente, dilatant le gaz et générant une poussée [19]. Les performances du propulseur monergol nécessitent une conception optimale de l'injecteur, de la longueur et du diamètre du lit catalytique ainsi que de la géométrie de la tuyère. Ces éléments ayant un impact significatif sur l'efficacité. Le défi technologique le plus important dans l'étude des propulseurs à monergols au peroxyde d'hydrogène est le développement de lits catalytiques

(milieu poreux) efficaces, fiables et durables pour la décomposition du propergol, qui est l'élément crucial du propulseur. Ce dernier doit fournir une performance rapide et répétable, tout en étant immunisé contre le stabilisateur et l'empoisonnement par les impuretés, et peut donc donner la poussée requise.

2. Les propulseurs à monergol

Un système de propulseur à monergol utilise un seul type de propergol liquide, qui est stocké dans un réservoir sous pression. Par un système de tuyaux d'alimentation et une plaque de distribution, le liquide est introduit dans la chambre de décomposition, où le catalyseur est placé. Ce propergol se décompose de façon exothermique dans un lit catalytique poreux en gaz chaud qui est détendu à travers une tuyère convergente-divergente, dilatant le gaz et générant une poussée. Le schéma de la figure I.1 illustre ce concept de base.

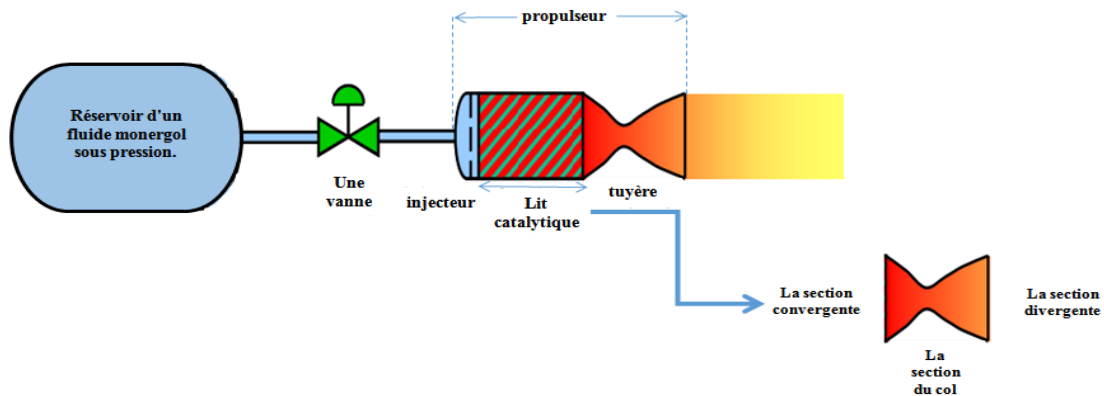


Figure I.1 : Schéma du système de propulsion à monergol.

L'impulsion spécifique (I_{sp}) est principalement considérée comme la performance du système de propulsion [20] [21]. Le système MPT offre des performances moyennes à faibles coûts. Généralement, ces systèmes permettent d'obtenir une poussée allant de 0,1 N à 500 N, avec une impulsion spécifique supérieure à 250 s [22] [23]. En cours de développement pour l'atterrissage et le contrôle de l'altitude des engins spatiaux, ainsi que pour le positionnement et pour le système de contrôle de réaction (RCS) des satellites artificiels, qui est utilisé depuis les années 1940 pour assurer les opérations de maintien d'orbite, de transfert d'orbite et de correction d'orbite [14] [24] [25] [26].

Ces types de systèmes de propulseurs à monergol, sont utilisés dans des lanceurs plus grands pour la stabilisation du propergol et le contrôle d'attitude, comme le montre dans la figure I.2. En incluant la configuration de la tuyauterie et du réservoir, ces systèmes constituent à une installation complexe et présentent des restrictions en termes de température de fonctionnement et d'autres facteurs environnementaux extrêmes liés au fonctionnement dans l'espace. Les systèmes de propulseurs sont également utilisés comme système de propulsion pour les satellites, comme décrit à la figure I.3.

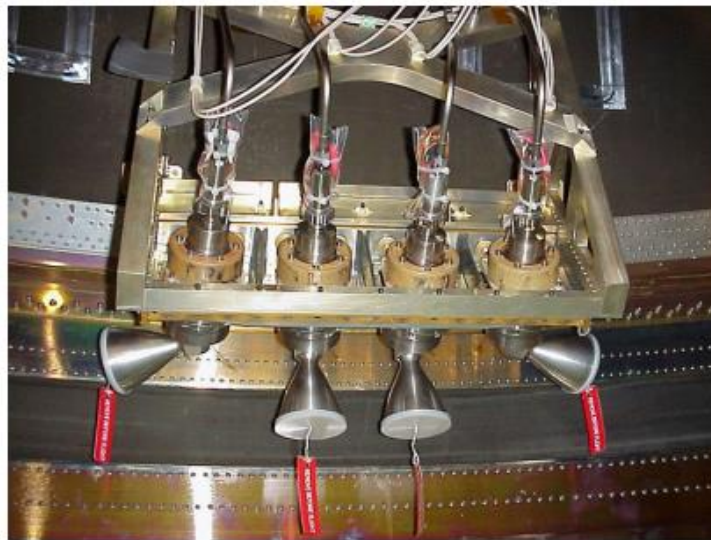


Figure I.2 : Propulseurs à hydrazine de 400 N à bord du lanceur de satellites Ariane 5 de l'Agence spatiale européenne (ESA) [27].

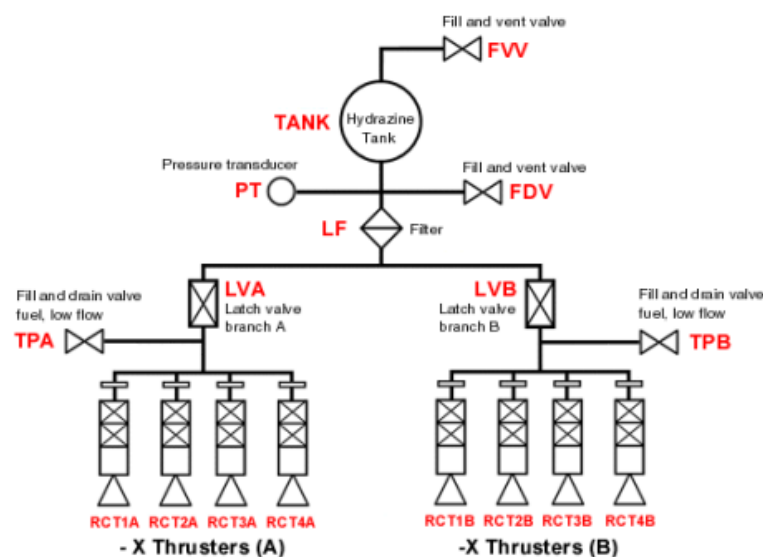
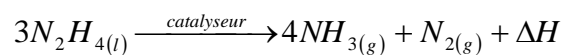


Figure I.3 : Schémas de propulsion du système de propulseur monergol du satellite Galileo [28].

3. Toxicité des propergols actuels

La majorité des propergols utilisés dans les systèmes de propulsion sont généralement toxiques, cancérigènes et non respectueux de l'environnement. Le propergol le plus couramment utilisé est l'hydrazine (N_2H_4), car il présente de hautes performances [29]. L'hydrazine a été utilisée dans la majorité des propulseurs à monergol pour manœuvrer des satellites et atterrir des engins spatiaux. Les procédures de test et de manipulation des propulseurs à monergol à base d'hydrazine sont compliquées, en raison de la toxicité de l'hydrazine et de ses gaz de décomposition. L'hydrazine se décompose en un mélange toxique d'oxyde nitreux et d'ammoniac, qui nécessite d'être confiné après décomposition. Selon la réaction chimique suivante :



L'hydrazine (N_2H_4) est un monergol utilisé depuis plus de 70 ans en raison de sa grande fiabilité et de ses hautes performances [29]. Selon la NASA, il a été utilisé pour la première fois sur l'engin spatial lunaire Able-4 en 1959. En raison de sa nature cancérigène, l'hydrazine a été ajoutée à la liste des substances extrêmement préoccupantes de l'Agence européenne des produits chimiques en 2011 [30]. L'inscription sur cette liste est la première étape du processus visant à soumettre toute utilisation de cette substance dans l'Union européenne un sujet d'autorisation au titre du règlement REACH (Registration, Evaluation, Authorisation and Restriction of Chemicals) [31]. En plus de cette liste, la nature toxique augmente les coûts globaux d'un système d'hydrazine en raison des précautions nécessaires pendant l'opération et la manipulation du fluide. Ainsi, l'intérêt pour le remplacement de l'hydrazine par un propergol vert, sans risque toxique ou cancérigène, est nul ou négligeable, s'est considérablement accru au cours de la dernière décennie.

4. Les propergols verts (Green Propellants)

La propulsion spatiale verte peut être perçue comme un terme nouveau dans le domaine des activités spatiales contemporaines. Une solution alternative a été choisie pour remplacer le propergol hydrazine par un autre propergol plus sécuritaire; non toxique, non polluant et respectueux de l'environnement, ce qui est importantes car les caractéristiques des propergols verts pour les applications de propulsion spatiale plus vertes deviennent encore plus prononcées [32, 33].

En 2007, le projet GRASP (Green Advanced Space Propulsion) qui est composé de 12 entités européennes, a été créé pour trouver des alternatives vertes aux propergols toxiques. Ce consortium a dressé une liste de plus de 70 candidats potentiels pour les propergols verts, sont présentés dans le tableau I.1 [34]. Les propergols verts (green propellant) montrent des résultats prometteurs, car l'impulsion spécifique peut atteindre 300 s comme l'oxyde nitreux, ce qui est énorme pour un monergol d'hydrazine. Les performances typiques des propergols sont illustrées à la figure I.4.

Tableau I.1 : Une liste des candidats propergols verts considérés dans le cadre du projet Green Advanced Space Propulsion (GRASP) financé par l'Union européenne dans le cadre du programme Framework 7 [34].

Aniline	Heptane	Hydrogen peroxide
3-3'-Diaminopropylamine	Propyne	1,5-Hexadiyne
Ethylammonium nitrate	Triethylamine	Ionic liquids (ADN, HAN, HNF)
Ethylenoxide	Diethylenetriamine	Iso-octane
Ethyl nitrate	1,3-Diaminopropane	Isopropyl alcohol
Furfuryl alcohol	1,2-Diaminocyclohexane	Kerosene (Jet A-1, JP-4, JP-5, RP-1)
Monomethylamine	Ethane	Methane
Tetranitromethane	Cyclopropane	Methanol
Trimethylaluminium	Ethyl methyl ether	Methylammonium nitrate
2,4-Xylidine	Dibutyl ether	Nitrous oxide
Polynitrogens (e.g. N ₃)	Propadiene	N-propyl nitrate
2,5-Dimethyltetrazole	Ethanolamine	Octane
Allyl-dipropenylamine	Acetaldehyde	Oxygen (LOX)
JP-1	Ammonia	Pentane
JP-3	Ammonium nitrate	PMMA
RJ-5	Butane	Polyethylene
AFRL4	Diethylene glycol dimethyl ether	Propane
Tri-prop-2-ynyl-amine	Dimethylether	Propyl amine
Bicyclopropylidene	d-Limonene	Propyl ether
3-Prop-2-ynyloxy-propyne	DMAZ (and CINCH)	Propylene
Tris(azidomethyl)amine	Dimethylamine	Silanes
C-stoff	Ethanol	Tetrahydrofuran
Mixed oxides of nitrogen	Ethylene	Tetramethylethylenediamine
Nitromethane	Ethylenediamine	Toluene
Nitroglycerine	HTPB	Triethylaluminium
Propane	JP-10	Turpentine

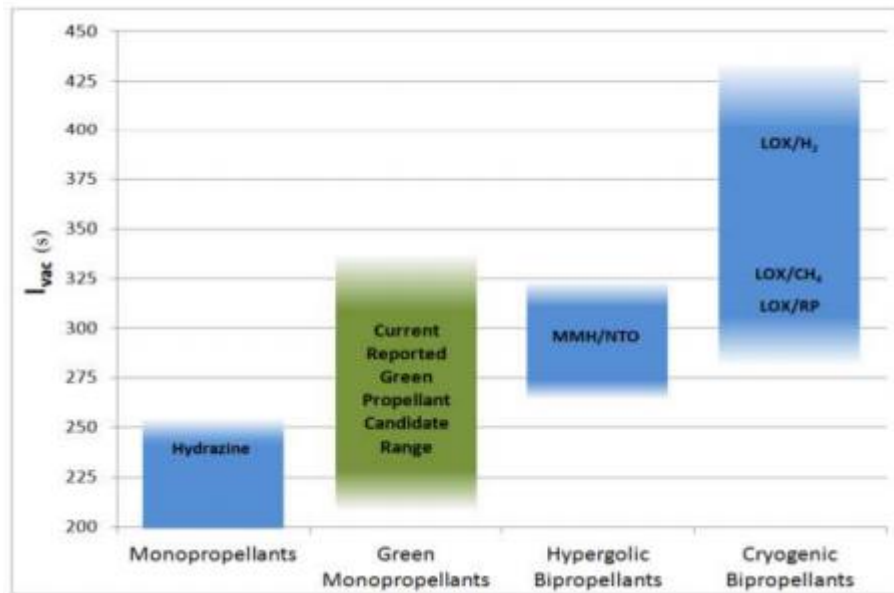


Figure I.4 : Les performances des propergols.

Les propergols à haute énergie les plus prometteurs pour la propulsion spatiale verte disponibles pour la sélection, sont le peroxyde d'hydrogène (H_2O_2), l'oxyde nitreux (N_2O) et les liquides ioniques [35] [36] [37].

4.1. Le peroxyde d'hydrogène

Le peroxyde d'hydrogène (H_2O_2) est une solution alternative qui est considérée comme un propergol vert. En effet, les caractéristiques physiques du HTP qui sont avantageuses pour une utilisation dans les applications de propulsion spatiale [38] [39] [40] [41], car il est inoffensif pour l'environnement, ne fait pas l'objet d'une politique ITAR (International Traffic in Arms Regulations), n'est pas toxique, cela facilite la manipulation du propergol et nécessite moins de précautions pour le stockage et la manipulation, ce qui entraîne une réduction du coût de ces opérations. Sa faible corrosivité, sa non-volatilité, sa non-cryogénicité, sa haute densité, et sa faible viscosité, lui confèrent également une stabilité élevée et, par conséquent, à une capacité de stockage élevée et produire des performances relativement élevées à faible coût [42] [43] [44] [45]. La non-cryogénicité est indiquée par les données relatives aux points d'ébullition et de congélation du peroxyde d'hydrogène [46], sont présentées à la figure I.5. Néanmoins, la densité du peroxyde d'hydrogène augmente avec la concentration exacte; par conséquent, elle est calculée à l'aide du calculateur en ligne d'Evoniken en fonction de la concentration de la solution et de la température [47]. La viscosité des solutions de peroxyde d'hydrogène [48], est donnée dans la figure I.6 ci-dessous.

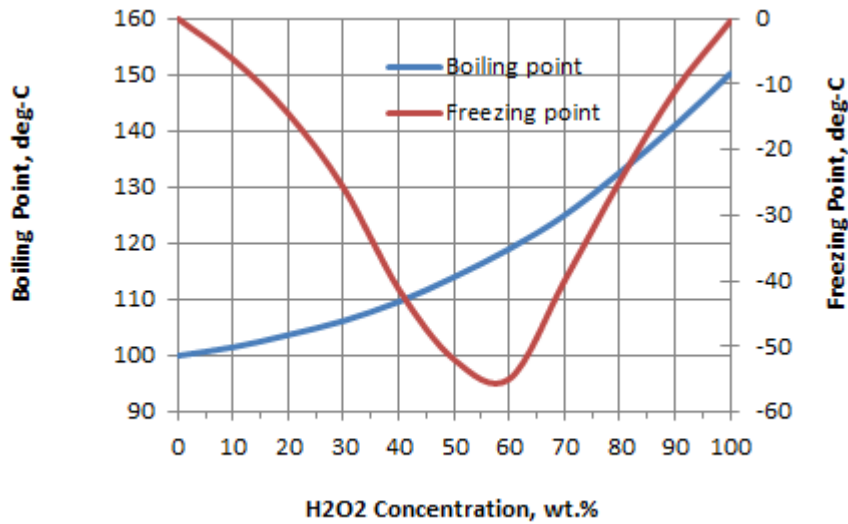


Figure I.5 : Les points de congélation et d'ébullition du peroxyde d'hydrogène varient avec sa concentration [46].

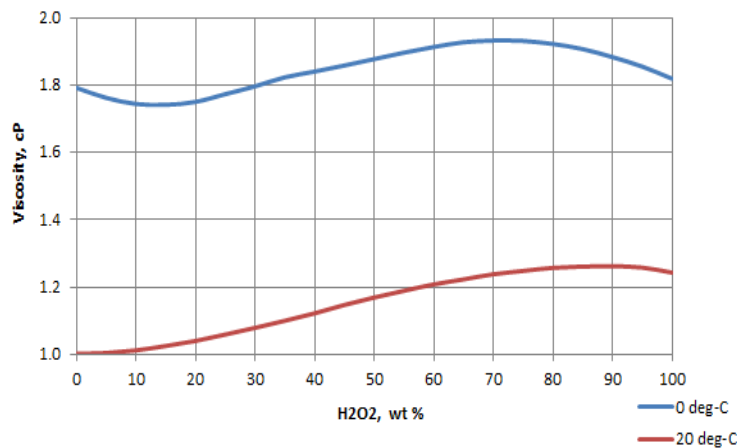
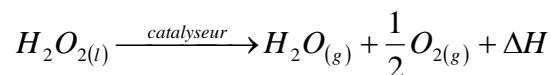


Figure I.6 : Viscosité du peroxyde d'hydrogène variant avec sa concentration [46].

Le peroxyde d'hydrogène H₂O₂, également connu sous le nom de High Test Peroxide (HTP) à concentration élevée (70 à 98% de pourcentage de concentration en poids) [49], ou Rocket Grade Hydrogen Peroxide (RGHP) comme il est connu aux USA. Il a été utilisé à haute concentration pendant plus de 70 ans pour des applications de propulsion spatiale, comme un monergol et un oxydant [24].

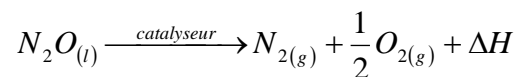
Dans le propulseur à monergol, le peroxyde d'hydrogène est injecté dans le lit catalytique où il se décompose de manière exothermique en vapeur surchauffée et en oxygène gazeux, ce qui en fait un propergol "vert", selon la réaction chimique suivante :



L'impulsion spécifique du peroxyde d'hydrogène monergol est plus de 117s selon la concentration [50]. Par conséquent, de nombreuses études et réalisations ont été proposées pour développer de nouveaux propulseurs à monergol HTP pour une application dans les futurs satellites [45] [51] [52] [53]. Cette étude considérera donc un propulseur à monergol fonctionnant avec une concentration en HTP de 87,5%.

4.2. L'oxyde nitreux

L'oxyde nitreux, également connu sous le nom de Le protoxyde d'azote, monoxyde de diazote, hémioxyde d'azote ou gaz hilarant, possède la formule chimique N_2O . L'oxyde nitreux est considéré comme un monergol vert et comme un comburant pour les fusées hybrides depuis de nombreuses années. Récemment, des mélanges de monergol à base d'oxyde nitreux et de carburant ont été étudiés sous le nom de mélanges de carburants à base d'oxyde nitreux (NOFB ou NOFBX) [54]. Ce type de propergol est intéressant avec de très hautes performances, de son allumage facile, une faible toxicité et un faible coût potentiel. Dans des conditions normales d'exploitation, le N_2O est décomposé en produits respectueux de l'environnement selon :



Grâce à sa pression de vapeur élevée, l'oxyde nitreux permet au système de propulseur d'être auto-pressurisé. Cela simplifierait l'ensemble du système, car un système d'alimentation sous pression séparé n'est pas nécessaire. Cependant, un système d'auto-pressurisation au N_2O ne profite aux performances globales qu'à une configuration à petite échelle, car une pression plus élevée est nécessaire pour une détonation optimale dans les grands systèmes.

Le N_2O a une impulsion spécifique plus élevée, 206 s, que le peroxyde d'hydrogène [54]. Cependant, avec sa faible densité, le gain global serait perdu, car le système devrait à son tour être plus lourd et inclure plus de masse qu'avec le peroxyde d'hydrogène. Le N_2O a été largement négligé en tant que propergol viable en raison de la difficulté de maintenir une décomposition catalytique reproductible. De plus, un système N_2O nécessite un préchauffage du catalyseur afin de se décomposer complètement et d'obtenir une poussée maximale.

4.3. Les liquides ioniques

Le dernier type de propulseurs verts prometteurs est les liquides ioniques. Il s'agit d'un sel dont le point de fusion est inférieur à 100°C et qui est utilisé à l'état liquide. Les liquides ioniques à température ambiante (The Room Temperature Ionic Liquids (RTILs)) sont particulièrement intéressants pour la propulsion spatiale. Les monergols 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 propergol, sont le nitroformiate d'hydrazinium (HNF), le Nitrate d'hydroxylammonium (HAN) et le dinitramide d'ammonium (ADN).

La solubilité élevée dans l'eau est la propriété la plus importante pour les liquides ioniques, afin d'obtenir un monergol avec un I_{sp} élevé. Les liquides ioniques HAN et ADN présentent une solubilité élevée dans l'eau et un I_{sp} élevé. Cela explique pourquoi ces liquides ioniques peuvent se retrouver dans les propergols verts réellement utilisés. Un certain nombre de propriétés des sels oxydants mentionnés ci-dessus sont présentées dans le tableau I.2.

Tableau I.2 : Les propriétés de certains sels comburants considérés pour les monergols liquides ioniques [50].

Sel	Formule	Masse molaire (g/mole)	Solubilité à 20°C (%)
HNF	$N_2H_5C(NO_2)_3$	183.1	53
HAN	NH_3OHNO_3	96	95
ADN	$NH_4N(NO_2)_2$	124.1	78

4.3.1. Le Nitroformiate d'Hydrazinium

Le Nitroformiate d'Hydrazinium (HNF) est considéré comme un propergol vert, est une oxydante énergétique. Sa haute énergie conduit à des propulseurs à haute impulsion spécifique. De nombreuses recherches ont été menées à l'Agence spatiale européenne pour étudier son utilisation dans les propergols solides pour fusées, mais sa synthèse nécessite l'utilisation d'hydrazine [55]. Ce qui pourrait ne pas être acceptable en Europe dans le futur, selon l'Enregistrement, l'Evaluation, l'Autorisation et la Restriction des produits Chimiques (REACH) [56].

4.3.2. Le Nitrate d'Hydroxylammonium

Le Nitrated Hydroxylammonium (HAN), est un sel de nitrate d'hydroxylamine et est soluble dans l'eau. Les monergols HAN ont démontré et fourni une impulsion spécifique de 270 s dans des moteurs de laboratoire [57]. Dans les années 1990, l'intérêt pour les monergols liquides à base de HAN pour la propulsion des engins spatiaux a augmenté en raison des problèmes de toxicité de l'hydrazine [58] [59] [60] [61]. Il est utilisé comme oxydant dans le laboratoire de recherche de l'armée de l'air américaine (Air Force Research Laboratory (AFRL)), qui a également développé le monergol AFM315E, qui est utilisé dans les propulseurs monergols GR-1 et GR-22 de l'AFRL en 1998 [62]. La figure I.7 présente un prototype des propulseurs GR-1 et GR-22. Ce propergol est actuellement sélectionné pour la mission d'infusion de propergol vert (Green Propellant Infusion Mission (GPIM)). La mission GPIM de la NASA, Avec l'année de lancement 2017, a pour objectif de réaliser une mission de démonstration technologique d'un mélange HAN carburant/oxydant sur un satellite en orbite [63]. Selon les développeurs de ce propulseur, les résultats expérimentaux de la solution HAN qu'ils ont mise au point ont montré une performance supérieure de 50% à celle de l'hydrazine. Les principales caractéristiques fonctionnelles des propulseurs et les performances démontrées sont résumées dans le tableau I.3.

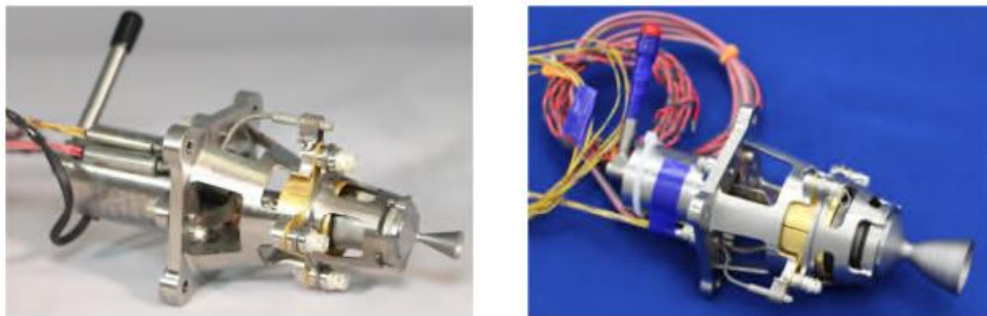


Figure I.7 : Prototype de propulseurs Aerojet GR-1 (gauche) et GR-22 (droite) [62].

Tableau I.3 : Caractéristiques fonctionnelles du propulseur GPIM et résumé des performances démontrées [62].

	GR-1	GR-22
Taux d'expansion de la tuyère	100 :1	100 :1
Pression d'alimentation (bar)	6.9-37.9	6.9-37.9
Poussée (N)	0.26-1.42	5.7-26.9
État stable maximal Isp (s)	231	248
Impulsions totales	11-107	944

4.3.3. Le dinitrate d'ammonium

Le dinitrate d'ammonium (ADN) est un sel inorganique à haute énergie, principalement destiné à servir d'oxydant dans les propergols solides de fusées ou comme monergol liquide, en raison de sa capacité à éliminer les composés chlorés pendant la combustion, à produire moins de fumée et à présenter une impulsion spécifique plus élevée [64]. La décomposition catalytique de l'ADN est loin d'être bien documentée et n'a pas été réalisée à température ambiante. En général, il est nécessaire de préchauffer le catalyseur à au moins 150 degrés pour assurer la décomposition catalytique [65].

L'Institut de recherche de la défense nationale suédoise (FOA, rebaptisé FOI en 2001) a entamé des recherches sur l'ADN dans les années 1990 afin de développer des propergols solides à haute performance. La Swedish Space Corporation a ensuite vu le potentiel de l'ADN pour les applications spatiales. En tant que propergol solide, il peut remplacer le perchlorate d'ammonium (AP) pour les applications à forte poussée et les monergols liquides à base d'ADN peuvent remplacer l'hydrazine pour les petits propulseurs [32]. Certaines des propriétés physiques de l'ADN sont résumées dans le tableau I.4.

Tableau I.4 : Propriétés de l'ADN à 25°C [32].

La propriété	La Valeur
Poids moléculaire (g/mol)	124.07
Bilan d'oxygène	+25.79%
Point de fusion (°C)	93.2
Chaleur de formation (kJ/mol)	-134.6
Chaleur de combustion (kJ/mol)	437
Densité (liquide) (g/cm ³)	1.68

5. La compatibilité des matériaux avec H₂O₂ (matériaux, banc d'essai et instrumentation)

La sélection des matériaux adaptés à l'application de la fusée est une partie importante du processus de développement. La température de fonctionnement du système et la compatibilité avec le propergol sont les facteurs les plus influents. Du point de vue de la fabrication de la fusée terrestre HTP, l'acier inoxydable 316 est un matériau bien connu dont le statut est naturel en termes de procédures de fabrication (soudage, coût, etc.). Les principaux paramètres qui influencent la sélection des matériaux d'une fusée sont énumérés ci-dessous :

- ✓ Endurance thermique (pour les applications à haute température).
- ✓ Conductivité thermique du matériau.
- ✓ Résistance à l'oxydation dans l'environnement de l'application.
- ✓ Compatibilité chimique avec le propergol.

La compatibilité des matériaux HTP est indiquée dans le tableau ci-dessous :

Tableau I.5 : Conception et développement d'un propulseur monergol HTP - revue de la littérature [26].

Catégorie	Matériaux	L'utilisation
A	Aluminium [A1 1060, A1 1160, A1 1260, A1 5254], céramique A1 203, Zirconium, Noryl, Viton, Téflon.	Utilisation illimitée
B	Acier inoxydable (Stainless steel) [STS 316L], [STS 316L]	Utilisation courte durée
C	Argent [Ag], permanganates de métaux alcalins, Oxyde de manganèse [MnO ₂ et Mn ₂ O ₃], Platine déposé en alumine, Platine déposé en alumine, Pentoxyde de vanadium [V ₂ O ₅], Sodium [Na], Tungstène [W]	Utilisation comme catalyseur

6. Histoire et la différente application du peroxyde d'hydrogène dans le domaine spatiale

Le peroxyde d'hydrogène a été découvert par Louis-Jacques Thenard en juillet 1818. Il était d'abord connu sous le nom d'"eau oxygénée". De nombreux autres scientifiques ont produit du H_2O_2 , mais l'avantage qui a fait de Thenard le fondateur de cette substance est qu'il a été le premier à définir une procédure de fabrication [63]. La production commerciale de peroxyde d'hydrogène avec différents procédés disponibles a débuté il y a plus de 60 ans, exactement en 1885 [66].

L'ingénieur allemand Hellmuth Walter est le pionnier du peroxyde d'hydrogène à haute concentration pour les applications de propulsion. L'utilisation du peroxyde d'hydrogène comme source d'énergie pour les systèmes de propulsion a connu de nombreux développements et inventions. En Allemagne, une période s'étendant de 1933 à 1936 a permis de produire des concentrations élevées de HTP (80-82 %) grâce à Walter. Ce dernier a utilisé ces hautes concentrations pour fabriquer une turbine de sous-marin et un moteur pour l'avion Heinkel He176 en 1938 (figure I.8). Ce moteur utilisait 80 % de HTP avec du sel de permanganate liquide comme catalyseur, ce qui donnait une poussée de 5 783 N. Après les expériences et inventions de Walter, les Allemands ont réalisé un grand projet pendant la Seconde Guerre mondiale : la fusée V-2 (Figure I.10) qui utilisait les mêmes concentrations que le moteur de Walter et les catalyseurs des solutions liquides de permanganate de potassium. Un autre produit de Walter était la catapulte V-1 (Figure I.9), largement utilisée pendant la guerre. Ce dispositif simple était alimenté par 80-85 % de H_2O_2 et du permanganate de sodium comme catalyseur [67].

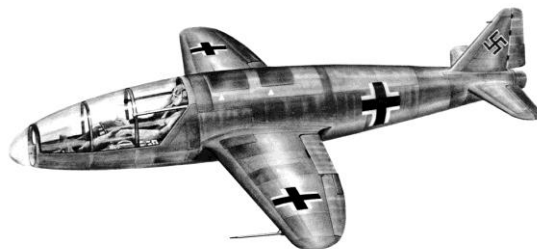


Figure I.8 : L'avion Heinkel He176.



Figure I.9 : La catapulte V-1 (à gauche) et la fusée V-2 (à droite).

Au Royaume-Uni, ils utilisaient des moteurs allemands, mais après 1952, le pays a commencé à développer le moteur-fusée Spectre HTP/kérosène pour l'avion Saucer Roe SR53 (figure I.10) [68]. Il a ensuite mené deux importants projets avec du peroxyde d'hydrogène. Le premier était la fusée Black Knight (Figure I.11) conçue pour les études de rentrée. En 1955, quatre moteurs Gamma, développés par Armstrong Siddeley Motors, ont été construits et utilisés. Ces moteurs étaient équipés de chambres de poussée utilisant le kérosène comme carburant et 85 % de HTP comme oxydant [69] [70]. Comme le Black Knight n'était pas un bon lanceur de satellites, un second programme a été développé : la fusée Black Arrow (Figure I.11) à trois étapes. La première étape était constituée de huit chambres de fusée avec deux turbopompes pour alimenter les moteurs, le rapport de mélange entre le HTP et le kérosène était de 8.2:1 et le moteur délivrait une poussée de 50 000 lb. La deuxième étape était presque identique, sauf qu'elle délivrait moins de poussée (15 300 lb) et était équipée d'une tuyère spéciale pour la haute altitude. La troisième étape était un moteur solide [71].



Figure I.10 : L'avion Saucer Roe SR53.



Figure I.11 : La fusée Black Knight (à gauche) et la fusée Black Arrow V-2 (à droite).

En parallèle au projet Black Knight, les États-Unis menaient des recherches et des essais sur les moteurs de fusée HTP, avec un accent particulier sur les monergols. Les essais ont commencé sur les propulseurs monergols HTP pour les systèmes de contrôle de réaction (RCS) avec des X-véhicules. Le RCS de la navette spatiale assure le contrôle d'attitude et la translation sur les 3 axes. Cela a abouti à la production de propulseurs RCS qui ont été utilisés notamment sur le vaisseau spatial Mercury (Figure I.12) et les avions spatiaux X-1 et X-15 (Figure I.13). Par exemple, le véhicule X-15, il utilise 90 % de HTP comme monergol qui se décompose avec 15 lits catalytiques à écran d'argent et 1 écran résistant à la corrosion, et les produits de la décomposition (la vapeur chauffée et oxygène) sont évacués à travers une tuyère [72] [73].

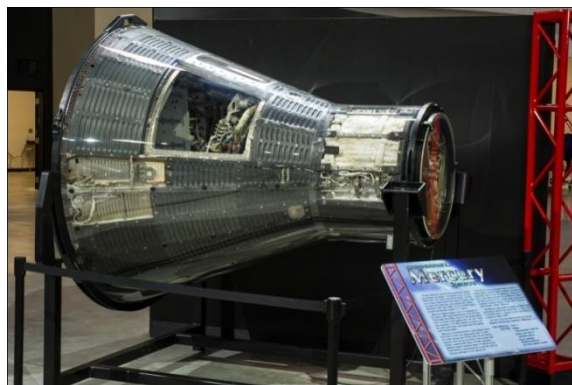


Figure I.12 : Le vaisseau spatial Mercury.



Figure I.13 : L'avion spatial X-1 (à gauche) et l'avion spatial X-15 (à droite).

L'Union soviétique a développé des systèmes de peroxyde d'hydrogène pendant toute la durée de la guerre froide. On sait peu de choses sur les progrès réalisés en raison du rideau de fer qui rendait presque impossible le transfert d'informations entre l'Est et l'Ouest. Ce que l'on sait, par contre, c'est que ces travaux ont abouti à l'utilisation de peroxyde d'hydrogène dans le lanceur Soyouz (Figure I.14). Il continue d'être utilisé pour actionner les propulseurs RCS et la pompe à turbine du moteur principal, avec plus de 1700 lancements réussis.

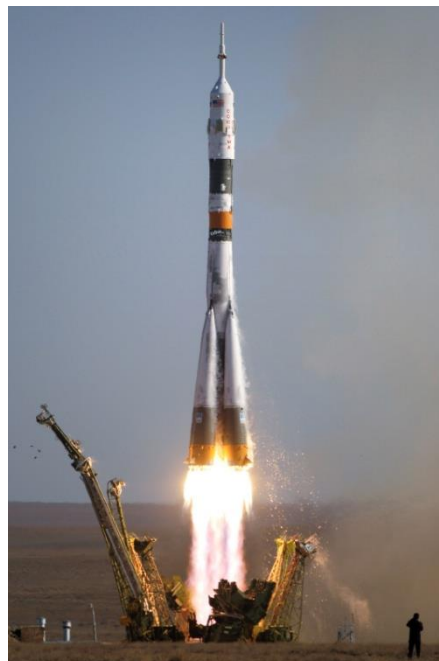


Figure I.14 : Le lanceur Soyouz.



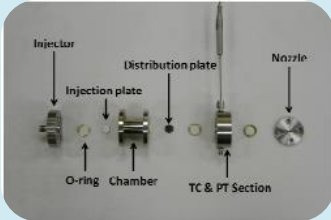
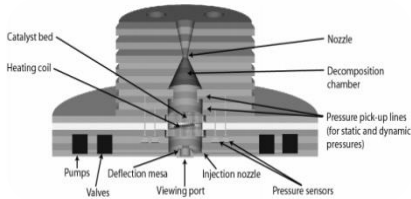
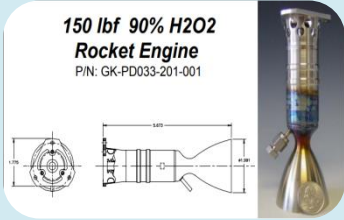
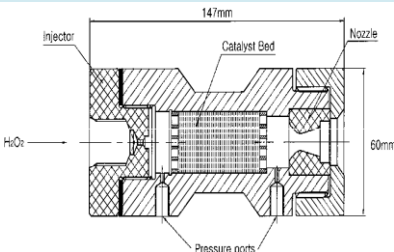
Au cours des années 1980 et 1990, l'hydrazine a été utilisée de manière massive dans le monde par rapport au H_2O_2 . En effet, à l'époque, les travaux se concentraient sur la substance la plus performante, sans tenir compte de la toxicité et de la pollution, et de nombreux problèmes rencontrés dans le cadre du HTP, comme le développement d'un bon catalyseur ont été résolus avec de l'hydrogène [67] [66]. Cependant, après cette période et jusqu'à aujourd'hui, la production et l'utilisation du peroxyde d'hydrogène pour la propulsion ont été relancées, en raison des bonnes propriétés et de la sécurité environnementale de cette substance, qui sont les suivantes : Haute densité, rapports oxydant/carburant élevés, propergol stockable, non toxique, non réactif avec l'atmosphère [74].

7. Enquête sur les systèmes H_2O_2 monergol existants

Les propulseurs à monergols sont largement utilisés dans les applications spatiales pour le contrôle d'attitude, le maintien en orbite, les manœuvres et l'insertion en orbite, car leurs systèmes d'alimentation et de contrôle sont plus simples et relativement moins chers que les propulseurs biergols. La technologie des satellites progresse actuellement à un rythme effréné. Le progrès de la technologie des satellites nécessite une variété de propriétés souhaitées dans la propulsion des fusées. La réduction du coût moyen de transport par kilogramme de charge utile est l'un des objectifs les plus importants [75]. Pour rendre l'espace plus disponible, il est important de réduire le coût des systèmes de propulsion utilisés pour le transport spatial. Cette réduction ne doit pas affecter la sécurité de l'environnement, c'est pourquoi les propergols verts répondent à ces critères et offrent également de bonnes performances [76].

L'une des bonnes solutions est l'utilisation du peroxyde d'hydrogène vert à haute concentration (HTP), qui peut être utilisé comme monergol ou comme oxydant pour les systèmes biergols [40] [77]. Des propulseurs à monergols à base de H_2O_2 sont également utilisés pour observer sa décomposition et examiner l'activité du catalyseur choisi ou les conséquences du chauffage pour la mise en œuvre dans les conceptions biergols finales. Dans ce cas, les lits catalytiques des plateformes monergols pourraient être adaptés comme systèmes d'injection d'oxydants, assurant également l'allumage dans la chambre de combustion sans avoir besoin d'un système d'allumage séparé. Cette section présente différents projets et recherches qui ont été utilisés pour les propulseurs monergols fonctionnant avec la décomposition catalytique du HTP et pour la conception et le développement de systèmes propulsifs, comme le montrer dans le tableau I.6.

Tableau I.6 : Conception et développement d'un propulseur à monergol HTP - revue de la littérature.

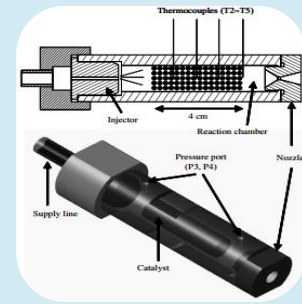
Document d'étude	Concentration du HTP (%)	Poussée (N)	I _{sp} (s)	Propulseur
<i>Multidisciplinary Design Optimization (MDO) of techniques and All At Once (AAO) [20]</i>	95 85	18.63 230.3	171.3 169.5	
<i>Design and testing of a 50N Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster [78]</i>	90	50	113	
<i>Preliminary Development of a Hydrogen Peroxide Thruster [45]</i>	90	0.85	123.1	
<i>Detailed design of Monopropellant Microrocket Engine Using MEMS Technology [79]</i>	90	0.2	100-300	
<i>General Kinetics LLC. Hydrogen Peroxide.us [80]</i>	90	667	144	
<i>Design and development of a hydrogen peroxid rocket engine facility [81]</i>	90	100	113	

Scaling and Evaluation of Pt/Al₂O₃ Catalytic Reactor for Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster [82]

90

42

123

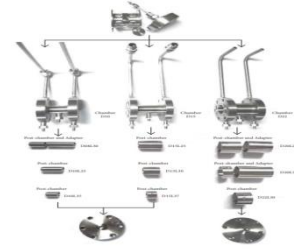


Development and Optimization of a Catalytic Thruster for Hydrogen Peroxide Decomposition [11]

90

2

97



Endurance Tests on Different Catalytic Beds for H₂O₂ Monopropellant Thruster [83]

90

6.5

120



Design, Development and Testing of 1N Hydrogen Peroxide Thruster [84]

90

1

140



The design, development and test of one newton hydrogen peroxide monopropellant thruster [85]

89

1

170

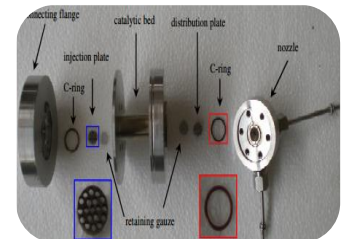


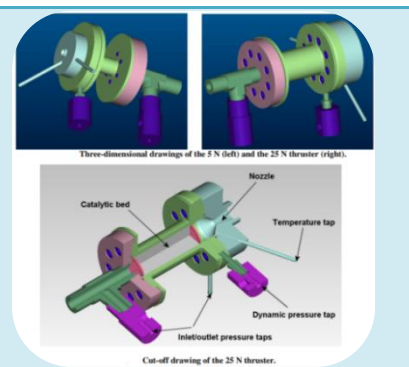
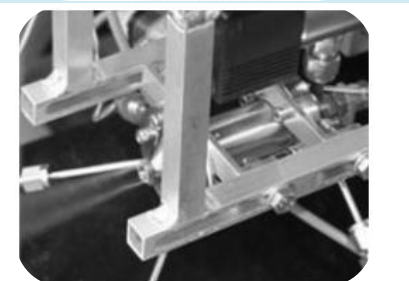
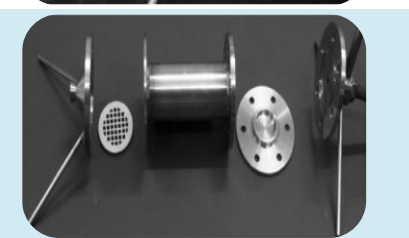


Experimental Characterization of a 5 N Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster Prototype [86]

87.5

5

265



<p><i>Development of Hydrogen Peroxide Monopropellant rockets [87]</i></p>	87.5	5-25	140	
<p><i>Design, Build and Test of a 20N Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster [88]</i></p>	87.5	20	118.63	
<p><i>Development and testing of an additively manufactured monolithic catalyst bed for HTP thruster applications [89]</i></p>	87.5	21.2	122	
<p><i>Experimental Validation of a 1 Newton Hydrogen Peroxide Thruster [90]</i></p>	87.5	1	160	
<p><i>The Experimental Investigation of a 98% Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster Comprising the Metal-Foam-Supported Manganese Oxide Catalyst [91]</i></p>	98	-	-	

8. Les éléments d'un propulseur à monergol

Le propulseur est le système le plus important d'un système de propulsion, qui est utilisé pour générer de la poussée. Il se compose d'un injecteur, d'un lit catalytique et d'une tuyère. Le lit catalytique est un élément clé, car les performances du propulseur dépendent principalement de la réaction catalytique à l'intérieur du lit catalytique et de la taille de ce dernier. C'est ici que les propergols liquides sont injectés, atomisés, vaporisés, mélangés, brûlés, accélérés et éjectés.

8.1. L'injecteur

L'injection est un processus important qui réalise des couplages de rétroaction entre de la chambre de combustion et d'autres composants du propulseur. Le propergol est pulvérisé à l'intérieur du lit catalytique par l'injecteur, de telle sorte que les liquides sont séparés en petites gouttelettes, ce processus est appelé atomisation, ce qui aide le propergol à se mélanger et à brûler.

Le type de schéma d'injection dépend du type d'orifice d'injection utilisé ainsi que de la pression d'entrée, qui contribue à la profondeur et à la taille du cône de pulvérisation. Par exemple, l'injecteur de pulvérisation (spray injector) et l'injecteur de jet parallèle (shower head) sont représentés sur la figure I.15, et une autre géométrie d'injecteurs est présentée sur la figure I.16. Les croquis montrent des conceptions d'injection courantes qui utilisent des trous. Le propergol injecté pénètre ensuite dans le lit de catalyseur et subit une réaction chimique avec le matériau catalytique. Les produits de cette réaction sont ensuite libérés par la tuyère de sortie sous forme de force de poussée. Les structures internes de la chambre de combustion varient d'une conception à l'autre en fonction de l'objectif du propulseur lui-même.

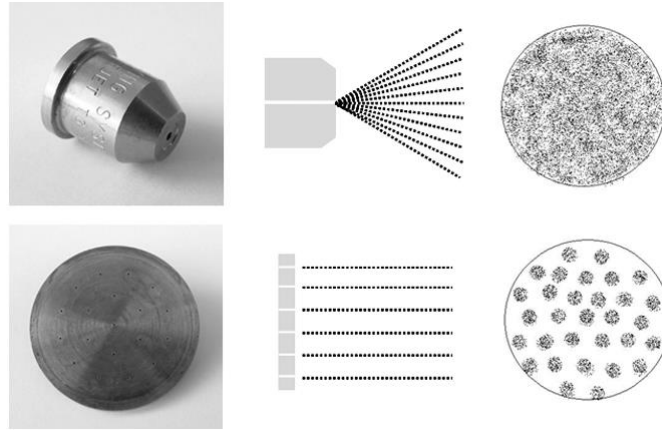


Figure I.15 : Différents types d'injecteurs et de modèles de gouttelettes : a) injecteur spray et b) injecteur de jet parallèles [92].

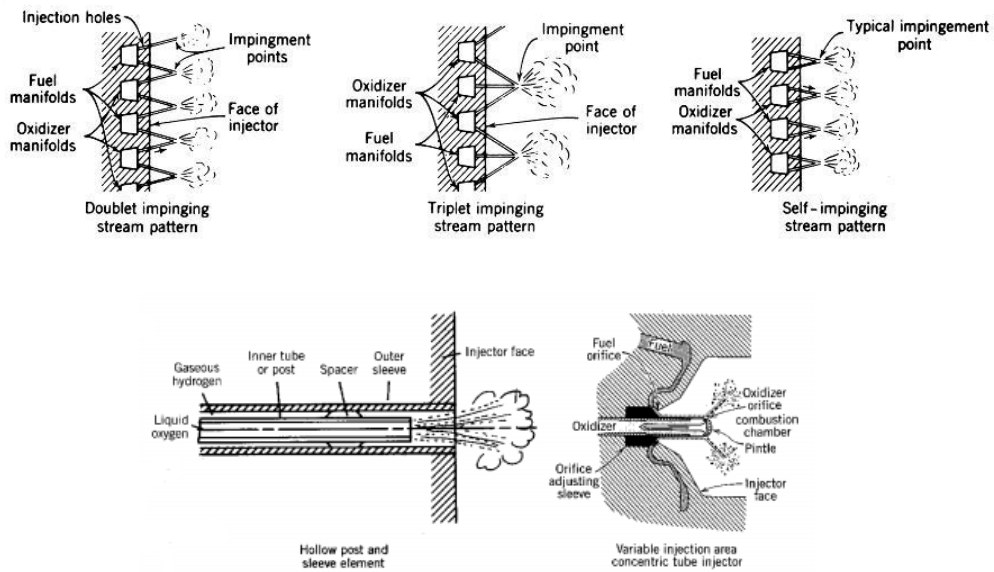


Figure I.16 : Autre types d'injecteur.

8.2. Le Catalyseur

Dans les systèmes de propulsion à monergols, le lit catalytique est responsable de la décomposition exothermique du propergol. Le catalyseur d'un propulseur à monergol décompose le propergol liquide et libère une grande quantité d'énergie thermique qui évapore les espèces décomposées et les chauffe à une température élevée. En conséquence, le lit catalytique d'un propulseur à monergol est soumis à un environnement difficile à supporter pour un matériau catalytique typique [93]. Un bon lit de catalyseur doit maintenir sa surface

spécifique et résister à la rupture à un débit massique élevé de propergol afin de fournir la poussée prévue avec une décomposition optimale de propergol.

8.2.1. La décomposition catalytique

Un catalyseur est défini comme une substance qui accélère une réaction chimique sans être consommée dans le processus. La transformation d'une substance en une autre nécessite la création et la rupture de liaisons chimiques. La rupture de liaisons nécessite de l'énergie et leur création libère de l'énergie. L'initiation d'une réaction nécessite une énergie d'activation, E_A , pour rompre les premières liaisons. L'introduction d'un catalyseur dans une réaction permet de réduire cette énergie d'activation, accélérant ainsi la réaction. La figure I.17 illustre ce phénomène : le chemin vert représente le chemin catalysé nécessitant une énergie d'activation réduite pour initier la réaction. Le chemin original (Original Path) est sans catalyseur. Le complexe a une énergie potentielle élevée, ce qui entraîne une faible vitesse de réaction et chemin du catalyseur (Catalyst Path).

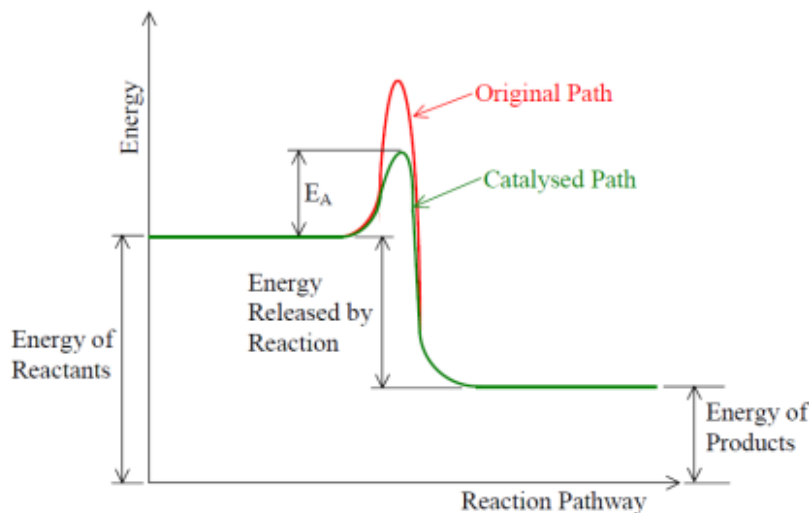


Figure I.17 : Le chemin de la réaction.

Bien que la décomposition thermique puisse dominer à haute température dans les propulseurs monergols, des catalyseurs sont nécessaires pour initier la réaction. Le catalyseur réduit la barrière d'énergie potentielle que les réactifs doivent franchir pour former des produits. Cet abaissement de la barrière énergétique est illustré à la figure I.17. La réduction de l'énergie d'activation nécessaire pour initier la décomposition montre que le taux de décomposition dépend fortement de la température, de la surface et de la concentration du

réactif, et diminue l'énergie libre de Gibbs d'activation. Il est important de noter que le catalyseur ne modifie pas l'énergie libre de Gibbs totale libérée par la réaction, qui est une fonction de l'état du système et n'a donc aucun effet sur la constante d'équilibre [94].

La réaction illustrée est une réaction exothermique, où l'énergie des produits est inférieure à celle des réactifs. La différence d'énergie est libérée sous forme de chaleur. Dans le cas d'une réaction endothermique, l'énergie des produits est supérieure à celle des réactifs et la chaleur est absorbée. La catalyse peut être homogène ou hétérogène, en fonction de la phase du composé dans laquelle se trouve le catalyseur par rapport aux réactifs. On parle de catalyse homogène lorsque les réactifs et le catalyseur sont dans la même phase. On parle de catalyse hétérogène lorsque les réactifs et le catalyseur sont dans des phases différentes.

Dans le cas de la catalyse hétérogène, le catalyseur est généralement solide et les réactifs sont gazeux ou liquides. Le principal avantage de l'utilisation de la catalyse hétérogène est qu'il est plus facile de contenir et donc de recycler le matériau catalytique. Le processus de catalyse hétérogène implique que les réactifs s'adsorbent sur la surface du catalyseur. Cela affaiblit les liaisons entre les réactifs, ce qui permet à la réaction de progresser avec une énergie d'activation plus faible. Après la réaction, les produits sont désorbés de la surface et évacués.

La réaction ayant lieu à la surface du catalyseur, il est pertinent d'optimiser la surface disponible. C'est pour cette raison qu'un catalyseur solide se présente généralement sous la forme d'une poudre fine ou d'une section de mousse hautement poreuse. Il existe de nombreux catalyseurs connus pour la décomposition du peroxyde d'hydrogène. À des concentrations élevées, un catalyseur ayant une durée de vie plus longue est nécessaire et l'on s'intéresse principalement à l'argent et aux oxydes de manganèse.

Un processus de décomposition catalytique peut être subdivisé en 7 étapes [94], comme le montre la figure I.18 :

1. Diffusion externe : diffusion du réactif de la phase liquide ou gazeuse à travers la couche limite vers l'extérieur du matériau catalytique.
2. Diffusion interne : diffusion du réactif de la matière extérieure dans la matière du catalyseur.
3. Adsorption.
4. Décomposition réelle.

5. Désorption.
6. Diffusion interne : diffusion des produits du matériau catalyseur vers l'extérieur.
7. Diffusion externe : diffusion du produit à travers la couche limite vers la phase liquide ou gazeuse.

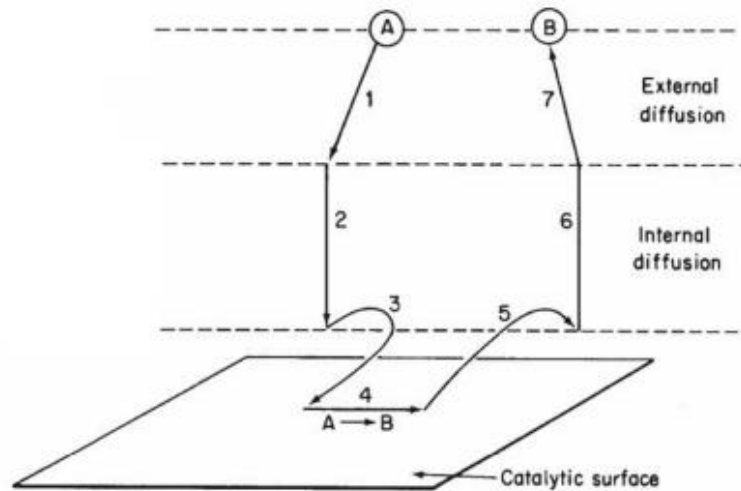


Figure I.18 : Les étapes d'une réaction catalytique hétérogène.

8.2.2. Les différents types de catalyseurs

Les lits catalytiques sont disponibles dans une variété de configurations éprouvées, chacune offrant ses propres avantages uniques. Le lit catalytique peut prendre différentes formes. Voici quelques modèles populaires sont présentés par suite :

8.2.2.1. Pellets (*Granulés ou particules*)

De petits pellets de matériau catalytique sont emballés entre deux éléments de retenue. Les pellets de catalyseur peuvent être extrudés ou moulés sous différentes formes (sphères, cylindres, trilobes, etc.) comme le montrent dans les figures suivantes. Pour concevoir la forme des pellets, plusieurs aspects doivent être pris en compte : les coûts de fabrication, l'efficacité catalytique, la tendance à la rupture et l'augmentation des pertes de charge. D'autres facteurs à prendre en compte sont la méthode de chargement utilisée pour remplir le réacteur et le rapport entre la taille du récipient et celle du pellet [95].

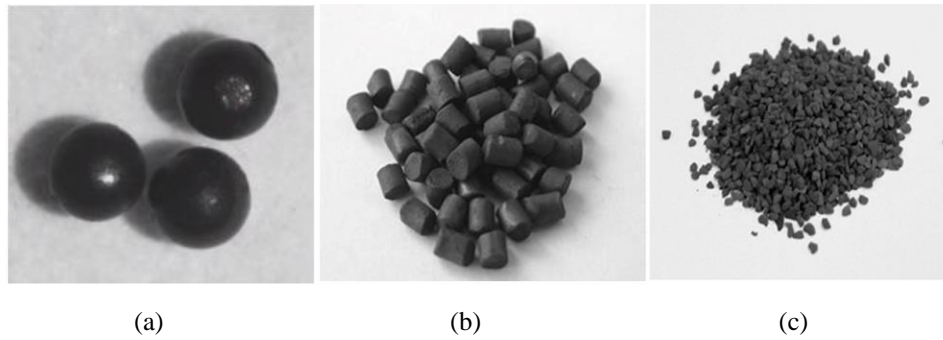


Figure I.19 : (a) Sphères catalytiques de 0.6mm (Céramique recouverte de platine) LR-59 [86]. Catalyseur MnO_2/Al_2O_3 , (b) 1/8 po : Pellets, et (c) granulés avec une taille de maille de 16–20 [92].

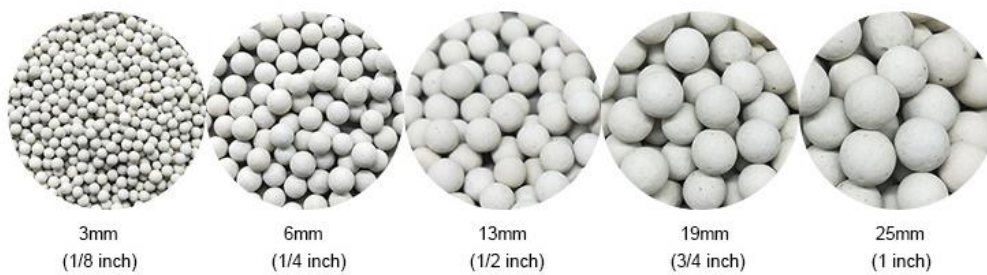


Figure I.20 : Sphères de support inerte en céramique de différents diamètres.



Figure I.21 : Autre pellets de céramique [96].

Les pellets de céramique présentent les avantages suivants : résistance à la haute température et à la haute pression, faible adsorption d'eau, performance chimique stable. Les inconvénients des pellets en céramique sont les suivants : ils peuvent se déplacer les uns par rapport aux autres dans le lit, ce qui entraîne une abrasion mécanique et une éventuelle défaillance structurelle. La défaillance structurelle entraîne la formation de vides qui ne font qu'aggraver le problème.

8.2.2.2. Catalyseur monolithique

Un monolithe est donc un morceau de pierre unique. Le diamètre des canaux varie de 0,5 à 10 mm et la longueur du monolithe peut atteindre 1 mètre. Sur les parois des canaux, on peut appliquer une couche active catalytique dans laquelle des réactions chimiques ont lieu. En raison du grand nombre de canaux, la surface de contact entre la couche catalytique et le fluide qui circule à l'intérieur des canaux est très importante. Le catalyseur monolithique est utilisé dans le convertisseur catalytique des automobiles, certaines études récentes l'ont utilisé dans la décomposition du peroxyde d'hydrogène [97]. La surface spécifique du monolithe est faible, mais elle pourrait être augmentée par une couche de revêtement en alumine. Les monolithes sont généralement des supports de catalyseurs céramiques uniques extrudés, contenant des canaux internes à travers lesquels le HTP s'écoule et est décomposé. Les avantages cités par Kappenstein [98], sont les suivants : faible perte de pression, meilleure résistance aux chocs thermiques et à l'attrition, distribution uniforme du flux et rapport surface/volume élevé.

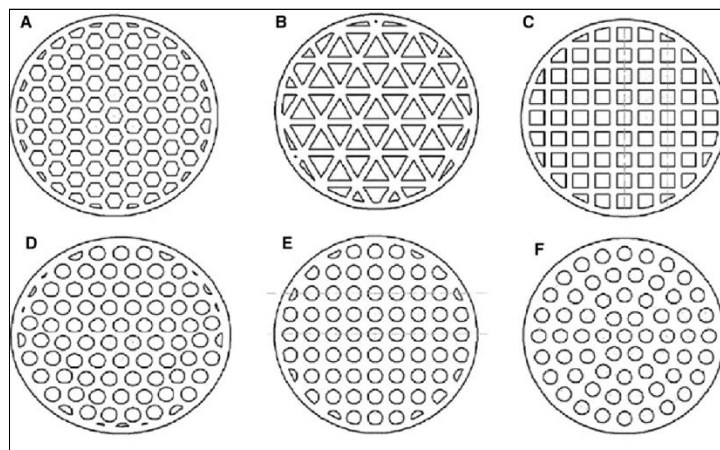


Figure I.22 : Différentes formes et dispositions du canal de support monolithique. (A) forme hexagonale, (B) forme trigonale, (C) forme carrée, (D) forme circulaire, disposition triangulaire, (E) forme circulaire, disposition carrée, (F) forme circulaire, disposition circulaire [99].

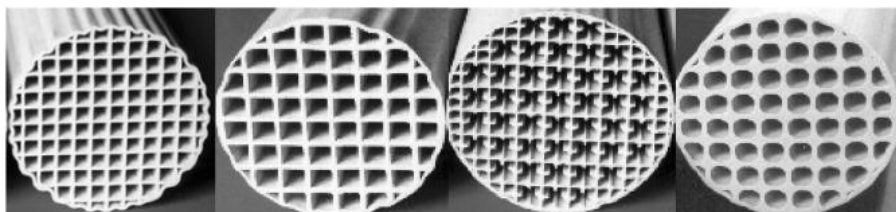


Figure I.23 : Catalyseurs monolithes à base de céramique [99].

8.2.2.3. Gaze métallique

Le catalyseur à grille est une série d'écrans en fil métallique (disques de maille), comme le montre la figure I.24, pressés ensemble pour composer un corps cylindrique, dont la densité est définie par le nombre de disques de maille d'argent par millimètre. Le diamètre du fil varie entre 0,004 et 0,01 cm. Le fil est généralement fabriqué à partir de platine, d'un alliage de platine et de rhodium ou d'argent. Le lit catalytique en argent pur est le plus utilisé pour la décomposition du peroxyde d'hydrogène [100].

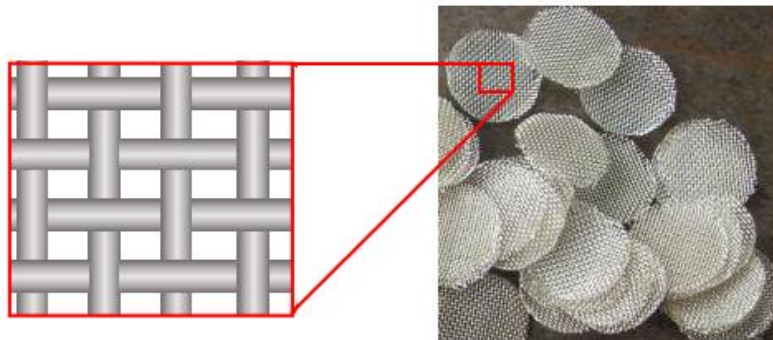


Figure I.24 : Disques en maille d'argent découpés en forme circulaire, A gauche, illustration de la structure tissée des disques de maille.

8.2.2.4. Mousse métallique

Les mousses métalliques n'ont pas beaucoup été utilisées pour la décomposition du peroxyde d'hydrogène. Cependant, les mousses céramiques imprégnées ou revêtues sont beaucoup plus courantes. Les mousses métalliques présentent plusieurs avantages.

La surface est beaucoup plus grande que celle des gazes, il y a moins de phénomènes de vibration et d'impact entre elles comme les pellets, et si des métaux catalytiquement actifs sont utilisés, il n'est pas nécessaire de fixer une phase active séparée. De plus, les mousses céramiques ont une surface plus grande que les mousses métalliques lorsqu'elles sont utilisées en combinaison avec une couche de revêtement [101].

L'un des inconvénients des mousses est la chute de pression significative qui résulte de leur structure non ordonnée. Bien que cette structure facilite le contact intime entre le H₂O₂ et les catalyseurs, le chemin emprunté par le peroxyde d'hydrogène est tortueux ; par conséquent, la pression nécessaire pour forcer le flux à travers le lit tend à être plus importante que pour les granulés et les gazes [101].

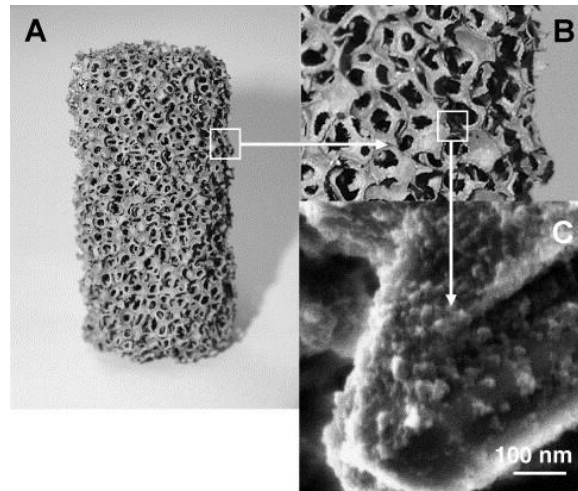


Figure I.25 : Catalyseur à support en mousse [102].

8.3. La tuyère

Après la chambre de combustion se trouve une tuyère convergente et divergente, conçue pour produire des conditions de sortie supersoniques. La tuyère est utilisée pour convertir l'énergie chimique libérée lors du processus de combustion en énergie cinétique dirigée. Le contour d'une tuyère convergente divergente est composé de trois sections : la section convergente, la section du col et la section divergente. Chaque section affecte l'écoulement différemment et doit être prise en compte pour produire les performances souhaitées de la tuyère. Cette conversion d'énergie aboutit finalement à la production de la poussée.

8.3.1. Les types des tuyères supersoniques

Deux types de configurations de tuyères supersoniques sont largement utilisés : les tuyères à contour conique et les tuyères à contour optimisé (profilé). La figure ci-dessous en donne un exemple.

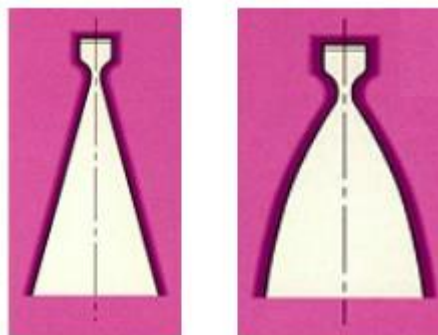


Figure I.26 : La tuyère conique (à gauche) et la tuyère optimisée (à droite).

8.3.1.1. Les tuyères coniques

Les tuyères à contour conique sont les plus simples et, historiquement, les plus couramment utilisées. Les tuyères coniques sont pratiquement utilisées pour les missiles et les propulseurs. Ce type de contour est simple dans sa conception et de la réalisation de leur divergent et le moins exigeante à fabriquer. Ces tuyères se caractérisent par un profil uniforme du col au plan de sortie. Le profil d'une tuyère à contour conique est défini par la dimension du demi-angle. Le demi-angle de divergence se situe entre 12° et 18° (généralement 15°) et celui de convergent est constitué par un cône de demi-angle au sommet compris entre 20° et 45° [85].

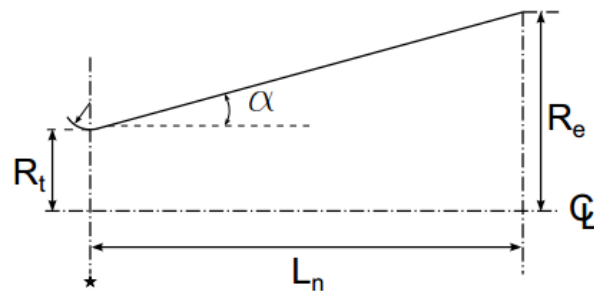


Figure I.27 : La tuyère à contour conique.

8.3.1.2. Les tuyères profilé

La tuyère a un contour d'expansion incurvé qui permet une plus grande efficacité de conversion de l'énergie thermique en énergie cinétique. La tuyère permet également de raccourcir le divergent et d'améliorer les performances. Dans ce cas, l'angle près du col est supérieur à l'angle de la tuyère aval. On pourra définir une tuyère profilée proche de l'optimum avec l'utilisation de la méthode des caractéristiques. L'inconvénient est qu'elle est beaucoup plus difficile à fabriquer et donc plus coûteuse.

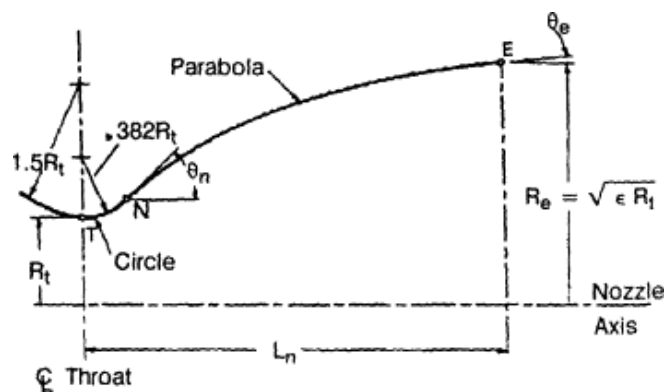


Figure I.28 : La tuyère à contour profilée.

8.3.2. L'Expansion en tuyère convergente-divergente

La tuyère convergente-divergente, qui a été utilisée pour la première fois sur des turbines à vapeur par un inventeur suédois appelé Gustaf de Laval en 1888, est maintenant connue sous le nom de tuyère de Laval ou tuyère convergente-divergente [103]. Dans une tuyère convergente-divergente, l'écoulement peut passer à un écoulement supersonique, avec un nombre de Mach supérieur à 1. Cela se produit lorsque la tuyère est étranglée, lorsque le débit massique maximal est obtenu dans la zone du col et que le nombre de Mach est supérieur à 1[104]. Les gaz chauds sortent de la chambre de combustion et convergent vers la zone minimale, ou col, de la tuyère. La partie convergente est subsonique tandis que dans le col, le nombre de Mach est de 1 et dans la partie divergente, il est supérieur à 1, comme le montre dans la Figure I.29.

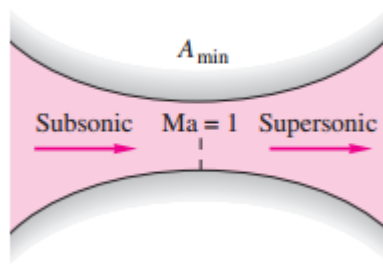


Figure I.29 : L'écoulement à travers une tuyère convergente divergente où l'écoulement est accéléré de subsonique à supersonique [104].

Les propriétés de l'écoulement changent de manière différente lorsqu'il est supersonique par rapport à un subsonique [104]. La pression diminue lorsque la surface augmente et que la vitesse augmente, comme le montre dans la figure I.30.

Duct geometry	Subsonic Ma < 1	Supersonic Ma > 1
	$dA > 0$ $dV < 0$ $dp > 0$ Subsonic diffuser	$dV > 0$ $dp < 0$ Supersonic nozzle
	$dA < 0$ $dV > 0$ $dp < 0$ Subsonic nozzle	$dV < 0$ $dp > 0$ Supersonic diffuser

Figure I.30 : L'effets des écoulements supersoniques et subsoniques sur les changements de propriétés en fonction des variations de surface dans un conduit [104].

La différence entre la contre-pression et la pression de stagnation de l'écoulement du fluide détermine les distributions de pression à l'intérieur et à l'extérieur de la tuyère convergente-divergente. Dans la figure I.31, les différentes distributions sont représentées pour un écoulement isentropique.

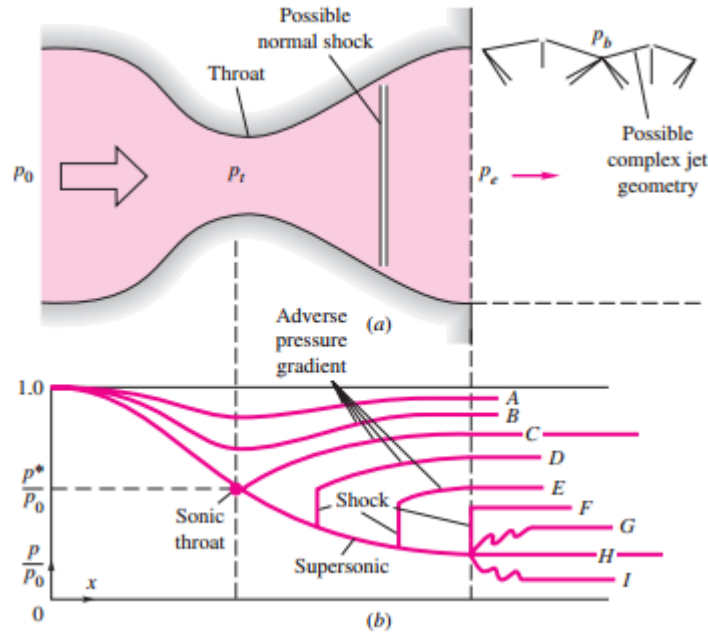


Figure I.31 : Fonctionnement d'une tuyère convergente-divergente : (a) géométrie de la tuyère avec les configurations d'écoulement possibles ; (b) distribution de la pression causée par différentes contre-pressions [104].

Dans les cas A et B, comme le montre la figure I.31, l'écoulement est subsonique dans toute la tuyère, car celle-ci n'a pas été étranglée. Dans le cas C, la tuyère est étranglée, mais l'écoulement supersonique n'est pas atteint dans la section divergente [100]. Pour les cas D à I, l'écoulement est supersonique après le col. Dans les cas D et E, un choc normal se produit à l'intérieur de la tuyère pour garantir le respect de $p_e = p_b$ à la sortie. Dans le cas F, le choc normal se produit à la sortie. La condition de conception est montrée dans le cas H, où $p_e = p_b$ et où il n'y a aucun choc.

9. La décomposition du peroxyde d'hydrogène

Il existe un large éventail de catalyseurs pouvant être utilisés pour décomposer le peroxyde d'hydrogène, mais seuls quelques-uns offrent les performances requises par l'industrie spatiale. Les catalyseurs peuvent être divisés en deux grandes catégories : les catalyseurs homogènes (dans la même phase que le HTP, liquide) et les catalyseurs hétérogènes (dans une phase différente du HTP, solide).

Le processus de décomposition du HTP est un processus favorable, ce qui signifie que la décomposition se produit à tout moment où le taux de décomposition dépend de la température. Si le HTP entre en contact avec une autre substance qui peut fonctionner comme un catalyseur, le taux de décomposition peut considérablement augmenter et avoir de graves conséquences. Un catalyseur est un matériau qui n'est pas lui-même consommé dans le processus de décomposition. Il fonctionne simplement comme un booster et augmente le taux de décomposition en réduisant l'énergie d'activation. L'énergie d'activation correspond à la quantité minimale d'énergie nécessaire pour convertir une molécule stable en une molécule réactive.

De nombreux types de catalyseurs peuvent être utilisés avec le HTP, tandis que les écrans d'argent, divers permanganates liquides, le dioxyde de manganèse solide, le platine et l'oxyde de fer sont largement utilisés dans les procédés industriels et dans les moteurs de fusée [49]. Selon Batonneau et al. [65], les catalyseurs à base de pellets pour HTP ont une perte de pression significativement plus faible que les autres alternatives. Cependant, les catalyseurs à base de pellets ont été observés comme étant plus enclins aux oscillations de pression à des débits élevés. Cette thèse considérera donc un catalyseur à base de particules d'argent sphériques.

Le peroxyde d'hydrogène (H_2O_2) est un composé très similaire à l'eau (H_2O) et il possède des propriétés physiques semblables. Il existe à l'état naturel et on le trouve en faibles concentrations dans les ruisseaux et les rivières. Cependant, c'est un composé instable qui se décompose facilement en eau et en oxygène. La réaction de décomposition est exothermique et la température des produits de décomposition dépend de la concentration initiale du peroxyde d'hydrogène et de l'efficacité de la décomposition. La réaction de décomposition du peroxyde d'hydrogène peut comporter jusqu'à vingt étapes intermédiaires. Les produits de

décomposition sont l'eau et l'oxygène, comme le montre dans l'équation suivante. Le processus de décomposition peut être démarré catalytiquement ou thermiquement [49].

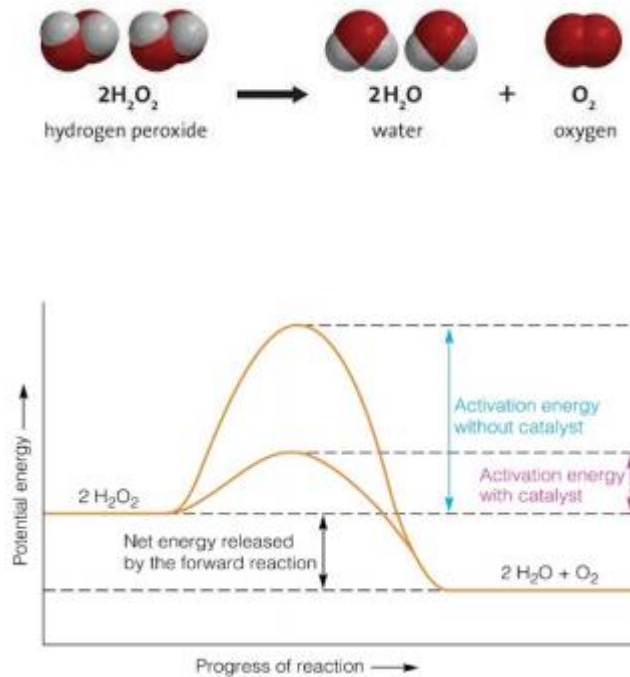


Figure I.32 : La décomposition de peroxyde d'hydrogène et l'énergie d'activation du peroxyde d'hydrogène.

Un facteur important qui influence le taux de décomposition catalytique du HTP est la capacité de la surface à être mouillée par le HTP liquide. Lorsqu'un liquide est déposé sur une surface aux propriétés de mouillabilité médiocres, les gouttelettes conserveront leur forme sur la surface, avec un angle donné, en fonction des caractéristiques de la surface, comme le montre la figure I.33. Lorsque l'écoulement du fluide a lieu dans une région où le liquide n'est présent que sous forme de bulles, la mouillabilité détermine alors la zone de contact entre le liquide et la surface.

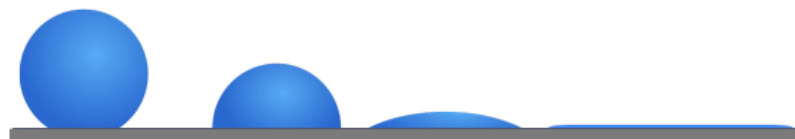






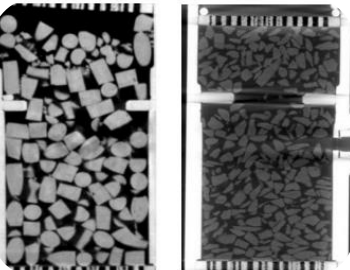


Figure I.33 : Présente des différentes propriétés de mouillage de différents fluides avec un mouillage croissant de gauche à droite.

Le tableau suivant donne des exemples de catalyseurs utilisés pour la décomposition de peroxyde d'hydrogène à différentes concentrations.

Tableau I.7 : La concentration de HTP et le catalyseur d'un propulseur à monergol - revue de la littérature.

Document d'étude	Concentration du HTP (%)	Catalyseur Matériau et structure	Modèles
<i>Scaling and Evaluation of Pt/Al₂O₃ Catalytic Reactor for Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster</i> [82]	90	Alumina support Pt/Al ₂ O ₃	
<i>Multidisciplinary Design Optimization (MDO) of techniques and All At Once (AAO)</i> [20]	95-85	Catalyseur composite d'argent	-
<i>Preliminary Development of a Hydrogen Peroxide Thruster</i> [45]	90	Catalyseur composite d'argent	-
<i>Detailed design of Monopropellant Microrocket Engin Using MEMS Technology</i> [79]	90	Structure en monolithique (honeycomb structure) ou catalyseur à film d'oxyde de manganèse	-
<i>Design and testing of a 50N Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster</i> [78]	90	Grilles d'argent pur	
<i>Design and development of a hydrogen peroxidrocket engine facility</i> [81]	90	Grilles d'argent	-
<i>General Kinetics LLC. Hydrogen Peroxide.us</i> [80]	90	Grilles d'argent	-
<i>Development and Optimization of a Catalytic Thruster for Hydrogen Peroxide Decomposition</i> [11]	90	bulk catalyseur à base d'oxydes mixtes, Co Mn Al	-

<p><i>Endurance Tests on Different Catalytic Beds for H₂O₂ Monopropellant Thruster</i> [83]</p>	<p>90</p>	<p>Sphères de céramique avec support d'alumine pour : $Pt/Ce_{0.6}Zr_{0.4}O_2/Al_2O_3$ $Pt/\alpha-Al_2O_3$</p>	
<p><i>Design, Development and Testing of 1N Hydrogen Peroxide Thruster</i> [84]</p>	<p>90</p>	<p>Grilles d'argent</p>	
<p><i>The design, development and test of one newton hydrogen peroxide monopropellant thruster</i> [85]</p>	<p>89</p>	<p>Disques à mailles argentées</p>	
<p><i>Experimental Characterization of a 5 N Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster Prototype</i> [86]</p>	<p>87.5</p>	<p>Structure des pellets de Pt/AL₂O₃</p>	
<p><i>Design, Build and Test of a 20N Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster</i> [88]</p>	<p>87.5</p>	<p>5% de granule de platine</p>	
<p><i>Development of Hydrogen Peroxide Monopropellant rockets</i> [87]</p>	<p>87.5</p>	<p>grilles d'argent pur, pelles recouvertes d'oxyde de manganèse</p>	

<p><i>Development and testing of an additively manufactured monolithic catalyst bed for HTP thruster applications</i> [89]</p>	<p>87.5</p>	<p>Structure Monolithique, recouvert de gamma-alumine ($\gamma\text{-Al}_2\text{O}_3$) et $\gamma\text{-Al}_2\text{O}_3$ + carbon nanotubes (CNT) avec une phase active à base de MnOx.</p>	
<p><i>Experimental Validation of a 1 Newton Hydrogen Peroxide Thruster</i> [90]</p>	<p>87.5</p>	<p>Particules de gamma-alumine recouvert de platine. Catalyseur MnOx-cérine.</p>	
<p><i>Preliminary design and study of 5N HTP monopropellant thruster for small satellites</i> [105]</p>	<p>87.5</p>	<p>Pellets cylindriques d'alumine</p>	
<p><i>The Experimental Investigation of a 98% Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster Comprising the Metal-Foam-Supported Manganese Oxide Catalyst</i> [91]</p>	<p>98</p>	<p>Mousse métallique supportée par un catalyseur à base d'oxyde de manganèse</p>	

10. Conclusion

Dans le domaine spatial, la propulsion est utilisée pour le lancement. Plusieurs types de propulsion ont été sélectionnés pour être examinés et étudiés dans le cadre de diverses missions spatiales. Le propulseur monergol est l'un des systèmes de propulsion les plus développés dans l'industrie spatiale. Il présente en effet les avantages de la propulsion à un seul propergol liquide et est moins complexe que d'autres systèmes.

Le choix du propergol est très important pour la propulsion spatiale. Le peroxyde d'hydrogène (H_2O_2) est une solution alternative, en tant que propergol vert, en raison de ses caractéristiques physiques qui sont avantageuses pour l'utilisation dans les applications de propulsion spatiale. Ce travail a pour objectif d'optimiser la conception des deux propulseurs monergol qui permettent de générer une poussée de 10 N et une autre de 20 N avec une concentration élevée de H_2O_2 de 87,5 %, à l'aide d'un lit catalytique constitué de particules d'argent sphériques utilisées comme un milieu poreux.

Chapitre II:

Modélisation mathématique

1. Introduction

À partir de la littérature existante basée sur le peroxyde d'hydrogène en tant que propulseur de fusée et sur les systèmes de propulsion correspondants, un propulseur monergol utilisant 87,5 % en poids de peroxyde d'hydrogène est conçu. Cette conception repose sur de nombreuses relations mathématiques provenant de nombreuses ressources ; il s'agit donc d'un processus étendu avec diverses sélections, hypothèses, constantes de la nature, entrées et sorties. Ce chapitre est consacré à la description détaillée et à l'analyse du processus de conception et de son modèle mathématique.

Le propulseur monergol fournit une puissance de propulsion à partir de l'énergie libérée par la décomposition de H_2O_2 . Pour la décomposition, un lit catalytique constitué avec de particules d'argent sphériques identiques est choisi. La performance du propulseur à monergol nécessite une conception optimale de l'injecteur, de la longueur et du diamètre du lit de catalyseur ainsi que de la géométrie de la tuyère, ces éléments ayant un impact significatif sur l'efficacité. Le processus de conception de ce propulseur commence par la décision des valeurs d'entrée et la détermination des principes fondamentaux du propulseur pour une expansion isentropique, tels que la température de la chambre, le taux d'expansion de la tuyère et la vitesse caractéristique. Ensuite, le dimensionnement des composants du propulseur est effectué à partir de la tuyère. Enfin, le système d'alimentation en propergol est mis en place en fonction des exigences du propulseur. Pour cette étude, un système d'alimentation sous pression est adapté avec du nitrogène. Le réservoir de pressurisation est spécifié en termes de pression et de dimensions.

La procédure résumée est un processus et nécessite un certain nombre d'entrées. Chaque sortie sera abordée dans les sections suivantes, étape par étape. En outre, certains résultats des étapes seront les entrées des étapes suivantes ; la conception est donc un processus séquentiel.

Le dimensionnement des propulseurs est déterminé en fonction des entrées. La conception séquentielle est traitée comme une méthode algorithmique composée de multiples étapes, qui sont discutées dans les sections suivantes. L'approche algorithmique a permis de calculer l'ensemble de la procédure de conception. Le modèle mathématique de la conception est calculé via le programme MATLAB.

2. Spécification de la conception du propulseur

Cette étude, basée sur un modèle 2D, va réaliser les caractéristiques de deux propulseurs à monergol. Premièrement, les paramètres d'entraînement du propulseur doivent être choisis. Les paramètres d'entrée utilisés pour la conception du propulseur monergol doivent être choisis avec précaution, car ils façonnent considérablement le propulseur. Les paramètres de sortie nécessaires à la conception du propulseur sont calculés à l'aide du programme MATLAB.

Le tableau II.1 donne les caractéristiques du propergol à base de peroxyde d'hydrogène à 87,5% et le tableau II.2 résume les paramètres d'entrée sélectionnés pour la conception de deux propulseurs à monergol. La poussée a été choisie à 10 N et une autre de 20 N en fonction des vaisseaux disponibles pour le lit catalytique et de la charge correspondante [106]. Nous avons configuré les propulseurs à monergol pour les conditions du niveau de la mer avec un réservoir de pression d'alimentation en peroxyde d'hydrogène réglé à environ 17 bars [107]. Une pression de chambre de 10 bars est considérée comme une valeur typique pour les propulseurs à monergol à base de H_2O_2 [106]. En outre, le peroxyde d'hydrogène à 87,5 % et d'une densité de $1378,5 \text{ kg/m}^3$ à $20 \text{ }^\circ\text{C}$, a été choisi pour garantir une durée de vie prolongée du catalyseur pendant le développement du propulseur [47]. D'après le travail expérimental effectué par Palmer et al. [107], le coefficient de décharge de l'injecteur de 0,7 a été choisi. Les deux propulseurs à monergol sont constitués d'une chambre cylindrique à lit catalytique, contenant des particules sphériques d'argent de taille uniforme comme milieu poreux, avec un diamètre de 0,6 mm pour le propulseur de 10 N, qui a été sélectionné à partir de l'étude expérimentale de Pasini et al. [108], et 0,65 mm pour le propulseur de 20 N, pour la décomposition du peroxyde d'hydrogène. L'optimisation pour une pression de sortie de 1 bar et une température ambiante de 20°C ou $293,15 \text{ K}$ est l'option la plus raisonnable pour l'essai au sol d'un propulseur, car elle représente une approximation précise de l'environnement du laboratoire.

Tableau II.1 : Les caractéristiques du propergol à base de peroxyde d'hydrogène à 87,5%.

Paramètre	Valeur
Densité, ρ	1378.5 kg/m ³
Capacité thermique à pression constante à 20°C.	2.83 kJ/kg K
Viscosité a 20°C	1.26×10^{-3} N s/m ²
Chaleur latente de fusion	367.64 kJ/kg
Point d'ébullition à 1 atm	136.6 °C
Point de fusion	-17.9 °C

Tableau II.2 : Les paramètres d'entrée utilisés pour la conception de deux propulseurs à monergol.

Paramètre	Valeur
Poussée, F_T	10-20 N
La concentration de peroxyde d'hydrogène	87.5 %
Pression du réservoir, P_T	17 bar
Pression de la chambre du plénum, P_c	10 bar
Température ambiante, T_e	293.15 K
Coefficient de décharge de l'injecteur, C_{di}	0.7

L'objectif de cette étude est de développer un propulseur à monergol à base d'un lit catalytique constitué de particules d'argent sphériques identiques comme milieu poreux pour la décomposition du peroxyde d'hydrogène à une concentration de 87,5% et de générer les poussées prévues de 10 et 20N. La figure II.1 illustre la conception du propulseur avec le lit catalytique proposé.

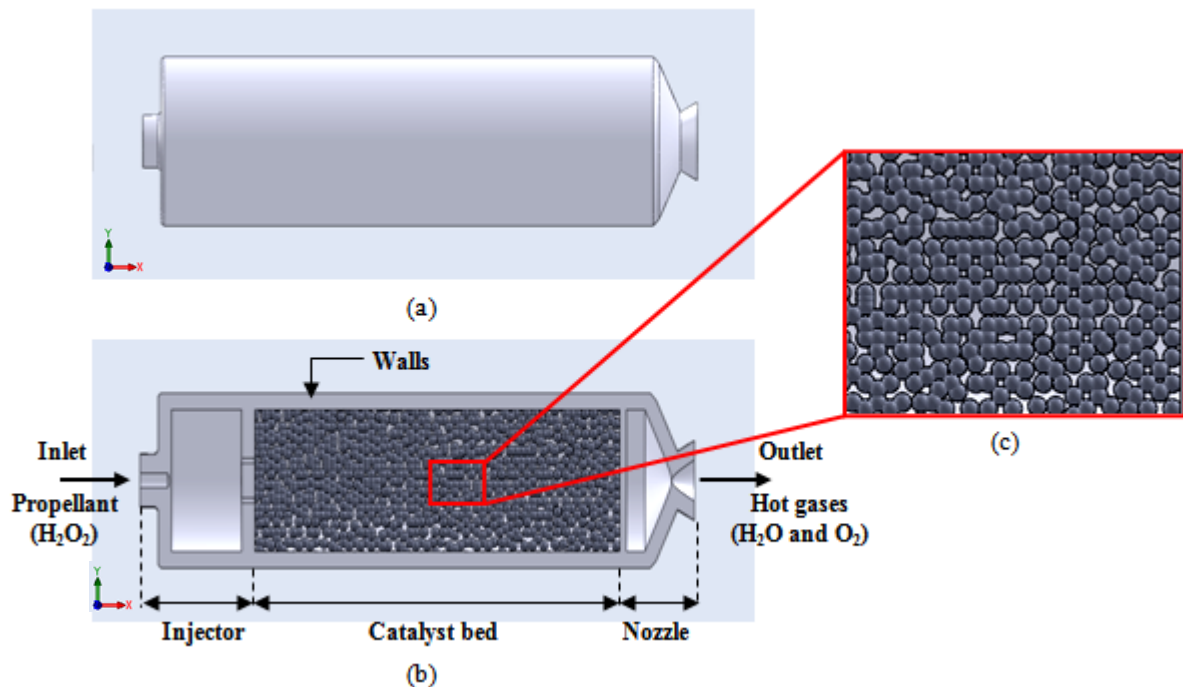


Figure II.1 : (a) Vue complète et (b) coupe transversale du propulseur à monergol à peroxyde d'hydrogène, et (c) des particules d'argent sphériques.

3. Modèle mathématique de la conception du propulseur à monergol

Un modèle mathématique fournit initialement les principales caractéristiques pour la conception d'un propulseur monergol, ce qui conduit à l'utilisation d'équations d'écoulement unidimensionnelles. Les simplifications incluent l'hypothèse que l'écoulement est isentropique et que l'effet de la gravité est négligeable, ainsi que le mélange de vapeur d'oxygène et d'eau, qui se produit uniquement par la décomposition du peroxyde d'hydrogène et se comporte comme un gaz parfait.

Le champ d'écoulement est entièrement décrit lorsque les variables suivantes sont connues en tous points :

- ✓ Le vecteur de vitesse \vec{V} .
- ✓ La pression P .
- ✓ La masse volumique ρ (kg/m³) ou le volume massique \tilde{v} (m³/kg).
- ✓ La température T .

Les moteurs-fusées et les propulseurs étant des systèmes fluides, ils sont obligés de suivre les principes de la dynamique des fluides pour la description du champ d'écoulement. Cela signifie que, dans un moteur-fusée ou un propulseur, l'équation de la masse, de la quantité de

mouvement et de l'énergie (les équations de Navier-Stokes) sont conservées et plus l'équation d'état. La conservation de la masse impose l'uniformité du débit massique le long de la chambre de poussée. Ces équations sont présentées ci-dessous :

- Le principe de conservation de la masse qui donne l'équation de continuité :

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A = \frac{V \cdot A}{\tilde{v}} = \text{Constante} \quad (\text{II.1})$$

Avec \dot{m} est le débit massique (kg/s) à travers une section du passage A .

- Le principe de conservation de la quantité de mouvement qui donne l'équation d'Euler :

$$V \cdot dV + \frac{dP}{\rho} = 0 \quad (\text{II.2})$$

Ou :

$$V \cdot dV + \tilde{v} \cdot dP = 0 \quad (\text{II.3})$$

- Le principe de conservation de l'énergie qui donne l'équation de Barré de Saint-Venant :

$$\frac{V^2}{2} + C_p dT = \text{Constante} \quad (\text{II.4})$$

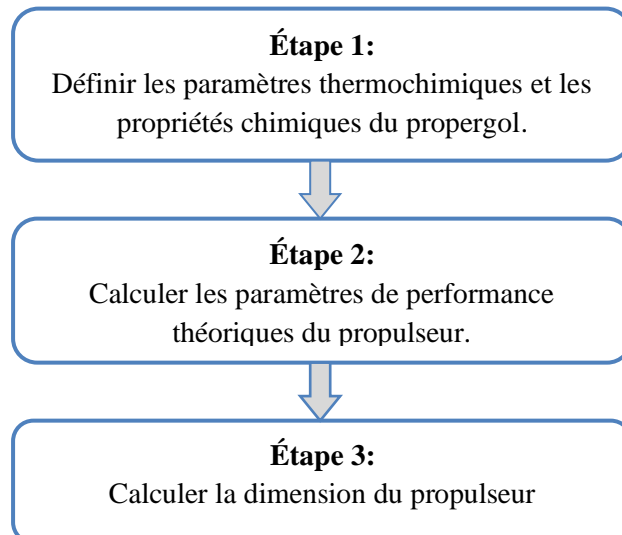
- L'équation d'état de gaz parfait :

$$\frac{P}{\rho} = rT = P \cdot \tilde{v} \quad (\text{II.5})$$

Avec r est la constante spécifique des gaz parfaits, $r = R/M$ [j/kg.k].

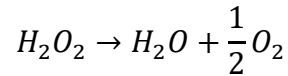
Où : $R = 8,314$ j/k.mol est Constante des gaz parfaits et M est le poids moléculaire effectif des produits de décomposition [kg/mol].

Les étapes importantes qui permettent d'atteindre la conception optimale du propulseur sont les suivantes :

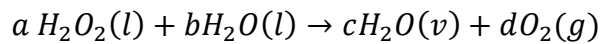


3.1. L'analyse thermochimiques et les propriétés chimiques du propergol

Le peroxyde d'hydrogène se décompose de deux manières; thermiquement ou catalytiquement. Dans cette étude, la décomposition est considérée catalytiquement. On a supposé que la réaction de dissociation du peroxyde d'hydrogène était stœchiométrique [109].



Les équations (II.1) à (II.10) sont utilisées pour définir les propriétés chimiques du propergol et pour calculer l'enthalpie de la réaction ($\Delta_R H$). L'hypothèse stœchiométrique a été utilisée pour mieux décrire la réaction de peroxyde d'hydrogène:



La première étape consiste à définir le poids du peroxyde d'hydrogène en fonction de la concentration en HTP. Les coefficients stœchiométriques ou les nombres de moles des produits (c, d) et des réactifs (a, b) ont été calculés sur la base des masses molaires et des concentrations en poids fournies.

On a :

$$\text{masse } H_2O(l) = b * M_b \quad (\text{II.6})$$

Pour l'étude numérique du système de propulsion, on suppose que $b = 1$ mol.

$$\text{masse } H_2O_2(l) = \left[\frac{\text{concentration}}{1 - \text{concentration}} \right] * \text{masse } H_2O(l) \quad (\text{II.7})$$

Avec :

$$a = \left[\frac{\text{masse}(H_2O_2)}{M(H_2O_2)} \right] \quad (\text{II.8})$$

Et :

$$c = a + b \quad (\text{II.9})$$

$$d = \left[\frac{(a * 2 + b - c)}{2} \right] \quad (\text{II.10})$$

Lorsque toutes les valeurs d'enthalpie standard de formation des espèces dans une réaction chimique sont connues dans des conditions standard, l'équation suivante est utilisée pour calculer $\Delta_R H$ [110].

$$\Delta_R H = \left[\left\{ c * \Delta_f H(H_2O(v)) + d * \Delta_f H(O_2(g)) \right\} - \left\{ a * \Delta_f H(H_2O_2(l)) + b * \Delta_f H(H_2O(l)) \right\} \right] \quad (\text{II.11})$$

Cette équation peut être présentée sous une forme plus générale :

$$\Delta_R H = \sum v \Delta_f H (\text{produits}) - \sum v \Delta_f H (\text{reactifs}) \quad (\text{II.12})$$

La valeur de $\Delta_R H$ correspond à l'énergie disponible pour effectuer un travail. Si dans notre réaction pour une valeur de $\Delta_R H = -27.60$ kj, on peut faire un maximum de 27,60 kj de chaleur [90].

$$Q_{disp} = -\Delta_R H \quad (\text{II.13})$$

Pour calculer la température de la chambre T_c où se déroule la décomposition de peroxyde d'hydrogène à partir de cette solution, se fait à travers un processus itératif au programme de modélisation, on obtient :

$$T_c = \left(\frac{Q_{disp} - Q_X}{Q_{X+1} - Q_X} \right) * (T_{X+1} - T_X) + T_X \quad (\text{II.14})$$

Pour trouver l'enthalpie du produit pour l'équation (II.11), nous avons utilisé le programme Chemical Equilibrium with Applications (CEA) de la NASA, développé par Gordon et McBride pour des raisons de simplicité [111], qui permet de calculer les concentrations du produit à l'équilibre chimique à partir de n'importe quel ensemble de réactifs et de déterminer les propriétés thermodynamiques et de transport du mélange de produits. Les propriétés thermodynamiques du code CEA de H_2O et O_2 peuvent être trouvées dans les annexes A et B, respectivement.

Après avoir calculé les paramètres thermochimiques de la décomposition du H_2O_2 , il est possible de calculer les propriétés chimiques du produit. Les gaz produits par la décomposition du peroxyde d'hydrogène forment un mélange de gaz et d'espèces condensées ; par conséquent, les espèces condensées doivent être pris en compte lors de la caractérisation du mélange. Les propriétés chimiques du produit sont les suivantes : la masse molaire

moyenne des produits M_{moy} (Equation(II.15)), la chaleur spécifique moyenne des produits $C_{p_{moy}}$ (Equation (II.18)), le rapport de chaleur spécifique des produits γ (Equation (II.20)).

$$M_{moy} = \frac{\sum n_p M_p}{\sum n_p} \quad (II.15)$$

Avec :

$$\sum n_p M_p = c * M_c + d * M_d \quad (II.16)$$

Et :

$$\sum n_p = c + d \quad (II.17)$$

Où :

M_p et n_p sont la masse molaire [Kg/mol] et le nombre de moles des produits [mol] respectivement.

$$C_{p_{moy}} = \left(\frac{\sum n_p C_{p_p}}{\sum n_p} \right) / M \quad (II.18)$$

Avec :

$$\sum n_p C_{p_p} = c * C_c + d * C_d \quad (II.19)$$

Où : C_{p_p} est la chaleur spécifique des produits [j/mol.K].

À partir de l'équation de l'état des gaz parfaits, r est le constante des gaz parfaits, qui est également exprimée en fonction des chaleurs spécifiques à pression constante C_p et à volume constant C_v , où $r = C_p - C_v$ (relation de Mayer). On note γ le rapport des chaleurs spécifiques, aussi appelé exposant isentropique, défini comme suit :

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (II.20)$$

D'après la relation de Mayer on obtient :

$$\gamma = \left(\frac{C_{p_{moy}}}{C_{p_{moy}} - r} \right) \quad (II.21)$$

3.2. Les performances théoriques du propulseur:

Après avoir calculé les paramètres thermochimiques de la décomposition du H_2O_2 , il est possible de calculer les performances théoriques du propulseur monergol, telles que la vitesse de sortie de tuyère V_s , la pression de la chambre P_c , le coefficient de poussée C_F , la vitesse caractéristique C^* , l'impulsion spécifique idéale du moteur I_{spi} , ainsi que les paramètres de la chambre, telle que le débit massique \dot{m}_l , la vitesse au col V_t , le volume spécifique à l'entrée de la tuyère \widetilde{v}_c , le volume spécifique au col \widetilde{v}_t et le volume spécifique à la sortie de la tuyère \widetilde{v}_s . Ces paramètres sont calculés respectivement par les équations suivantes.

L'équation (II.22) représente l'équation de l'énergie (l'équation de Barré de Saint-Venant). C'est un portrait du principe de conservation de l'énergie. Pour un écoulement adiabatique entre deux points, x_1 et x_2 , elle peut s'exprimer comme suit:

$$h_1 - h_2 = \frac{1}{2}(V_2^2 - V_1^2) = C_p(T_1 - T_2) \quad (II.22)$$

Où :

h est l'enthalpie du fluide, V est la vitesse du fluide le long de l'axe x , C_p est la capacité thermique utile du fluide et T est la température du fluide. Nous considérons l'état de stagnation (dans la chambre de décomposition) comme l'état de référence. Les propriétés de la stagnation peuvent être considérées comme les propriétés qui résulteraient de la décélération du fluide à une vitesse nulle [110, 112].

Pour assurer une décomposition efficace du système de carburant du moteur à propergol, une perte de pression de 6 % est généralement observée au niveau de la chambre catalytique. Une perte de charge de 4 bars est attendue pour l'injecteur de propergol, pour un débit massique égal à 8.8 g/s [113]. La pression de la chambre P_c est donnée par l'équation suivante:

$$P_c = P_r - \Delta P_{inj} - \Delta P_{cat} \quad (II.23)$$

Où : P_r est la pression du réservoir d'alimentation, ΔP_{inj} est la perte de pression de l'injecteur, ΔP_{cat} est la perte de pression dans la chambre catalytique.

D'après l'équation (II.22), la vitesse de sortie en fonction de la température de stagnation T_0 , ($T_0 \equiv T_c$) est obtenue par l'équation d'énergie (en supposant que la vitesse dans la chambre est nulle) :

$$V_s = \sqrt{2 \times C_p(T_c - T_s)} \quad (II.24)$$

Pour un écoulement isentropique, les relations suivantes entre les propriétés de sortie (T_s, P_s, \tilde{v}_s) et les propriétés de stagnation (T_c, P_c, \tilde{v}_c) pour la température, la pression et le volume massique du fluide sont très importantes et sont donner par suit:

$$\frac{T_s}{T_c} = \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} = \left(\frac{\tilde{v}_s}{\tilde{v}_c}\right)^{1-\gamma} \quad (\text{II.25})$$

Et :

$$C_p = \frac{\gamma r}{\gamma - 1} \quad (\text{II.26})$$

Et puis nous arrivons à l'équation (II.27), après avoir introduisons l'équation (II.26) dans l'équation (II.24) :

$$V_s = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} r T_c \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} \quad (\text{II.27})$$

Où :

P_s est la pression d'échappement à la sortie de la tuyère. On peut considérer que lorsque le taux d'expansion de la tuyère est fixé de telle sorte que $P_s \approx P_{\text{ambiante}}$ [107].

L'équation montre que la vitesse de sortie peut être augmentée par l'augmentation de la température de la chambre, par la réduction du poids moléculaire moyen des gaz de combustion (en utilisant des gaz plus légers comme l'hydrogène) ou par l'augmentation du rapport de pression P_s/P_c , et correspondant au taux de détente en sortie de tuyère (fonction de la section d'éjection) [107].

L'équation (II.27), est l'une des plus importantes et utiles, car elle permet de calculer la vitesse de sortie au niveau de la tuyère, et donne une meilleure compréhension du comportement du système que l'on peut obtenir.

L'équation (II.28), est la définition générale du coefficient de poussée C_F , valable pour l'hypothèse d'écoulement isentropique, stable et unidimensionnel pour les gaz parfaits, est défini comme la poussée F , divisée par la pression de la chambre P_c et la surface du col A_t . Ce coefficient représente l'apport de poussée fourni par le divergent, comparé à celui d'une tuyère simplement convergente. Cette quantité mesure l'efficacité de la détente [89] :

$$C_F = \frac{F_T}{P_c \cdot A_t} \quad (\text{II.28})$$

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)/\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]} \quad (\text{II.29})$$

La poussée idéale F_T est obtenue si le flux de détente est purement axial à la section de sortie. En pratique, pour des raisons évidentes d'optimisation poussée/poids, la partie divergente d'une tuyère réelle est tronquée à une forme sensiblement conique, ce qui, pour un écoulement à γ constant, induit une perte de poussée proportionnelle à l'angle de divergence F_{Div} [67].

$$F_{Div} = F_T \cdot \lambda \quad (\text{II.30})$$

Où : $\lambda \leq 1$ est le facteur de correction de la tuyère.

L'efficacité de la tuyère est présentée ci-dessous dans l'équation (II.31). Une poussée idéale ($\lambda=1$), et une tuyère avec un angle de divergence du cône de 30° (demi-angle $\alpha=15^\circ$), l'impulsion de sortie sera réduite, et donc la vitesse d'éjection sera égale à 98% de la vitesse calculée par l'équation (II.27) [114].

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos \alpha) \quad (\text{II.31})$$

L'équation (II.32), qui est la vitesse caractéristique C^* , aussi appelée *C-étoilé*, est une mesure de l'énergie disponible à partir du processus de combustion (ou de décomposition) et de l'efficacité de la conversion en gaz de combustion à grande vitesse. De plus, la vitesse caractéristique est un indicateur des caractéristiques du propergol ainsi que de la conception et des performances de la chambre. Humble et al, indiquent qu'il est utile d'analyser la contribution de la chambre à la poussée, indépendamment de la tuyère [115], car elle dépend de la pression de la chambre, du débit massique du propergol et de la surface du col, qui est évaluée à partir de la dynamique de l'écoulement compressible. Est donnée par:

$$C^* = \frac{P_c \cdot A_t}{\dot{m}_t} \quad (\text{II.32})$$

Avec l'utilisation de l'équation de continuité (II.33), on obtient :

$$C^* = \frac{\sqrt{\gamma r T_c}}{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)/\gamma-1}}} \quad (\text{II.33})$$

On constate que C^* caractérise la chambre de combustion et que C_F caractérise la performance de la tuyère. Le produit de ces deux paramètres est la vitesse de sortie effective. Ces paramètres de performance peuvent donc paramétrer complètement le propulseur et sont souvent spécifiés lorsqu'un système de propulsion est nécessaire pour une mission. Et il est utilisé pour comparer différents propergols et systèmes de propulsion [116].

L'équation (II.34) correspond à l'impulsion spécifique idéale I_{spi} et représente la mesure du contenu énergétique du propergol et de l'efficacité avec laquelle il est converti en poussée. Il est considéré comme l'un des principaux paramètres de performance permettant d'évaluer un propulseur. Dans une fusée chimique, il peut être calculé en utilisant la température de la chambre T_c , et le poids moléculaire moyen des gaz de combustion M , comme suit :

$$I_{spi} = \frac{V_s}{g_0} = \frac{C_F \cdot C^*}{g_0} = \frac{1}{g_0} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} r T_c \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} \quad (\text{II.34})$$

Où : g_0 est l'accélération gravitationnelle ($9,81 \text{ ms}^{-2}$).

Pour les paramètres de la chambre, les caractéristiques de l'écoulement de détente sont calculées à partir des lois de conservation de la masse et de l'énergie, ainsi que des équations d'état du mélange et de l'isotropie. En utilisant les conditions de génération avec celles à la sortie de la chambre (T_c et P_c) [117].

L'équation (II.36) représente le débit massique \dot{m}_l . L'utilisation de l'équation (II.35) de la force de poussée nous permet d'exprimer le débit massique idéal comme suit :

Où : F_T est la poussée théorique idéale [N], est s'exprime plus généralement sous la forme :

$$F_T = \dot{m}_l V_s \quad (\text{II.35})$$

Et :

$$\dot{m}_l = \frac{F_T}{V_s} \quad (\text{II.36})$$

Pour déterminer la vitesse au col V_t , on a les équations suivantes ; en considérant un gaz parfait, la vitesse sonique locale c (m/s) est donnée par l'équation (II.37), et le nombre de Mach M_s , est un paramètre plus important dans l'analyse de l'écoulement compressible, est défini comme étant le rapport entre la vitesse de l'écoulement et de la vitesse sonique locale, et donnée par l'équation (II.38):

$$c = \sqrt{\gamma r T} \quad (\text{II.37})$$

$$M_s = \frac{V_s}{c} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right]} \quad (\text{II.38})$$

À partir des équations (II.14) et (II.22) et en utilisant les équations (II.38) et (II.37), la relation entre la température et la vitesse dans un écoulement adiabatique entre deux points x_1 et x_2 , est donnée par :

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \quad (\text{II.39})$$

On considère les conditions critiques au niveau du col de la tuyère, où le nombre de Mach est unitaire ($M_a = 1$), c'est-à-dire que la vitesse de l'écoulement est égale à la vitesse sonique :

$$\frac{T_t}{T_c} = \left(\frac{P_t}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{\tilde{v}_t}{\tilde{v}_c} \right)^{1-\gamma} = \left(\frac{c_t}{c_c} \right)^{\frac{1}{2}} = \frac{2}{\gamma + 1} \quad (\text{II.40})$$

Où :

T_t , P_t , et \tilde{v}_t , sont respectivement la température, la pression et le volume massique au niveau du col de la tuyère.

On peut ensuite obtenir la vitesse au niveau du col de la tuyère, qui est donnée par :

$$V_t = \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma + 1} \right) \gamma r T_c} \quad (\text{II.41})$$

3.3. Le dimensionnement du propulseur :

Après évaluation des performances théoriques, la conception consiste à dimensionner les composants du propulseur. Le dimensionnement du propulseur commence à partir de la tuyère. Afin de fournir la pression de chambre souhaitée, la procédure de conception est réalisée en commençant par la section de sortie du propulseur. Pour les applications à faible poussée et sur la base des avantages techniques (la simplicité de fabrication) et économiques [118] [109] [119], le type de tuyère conique est choisi pour cette étude.

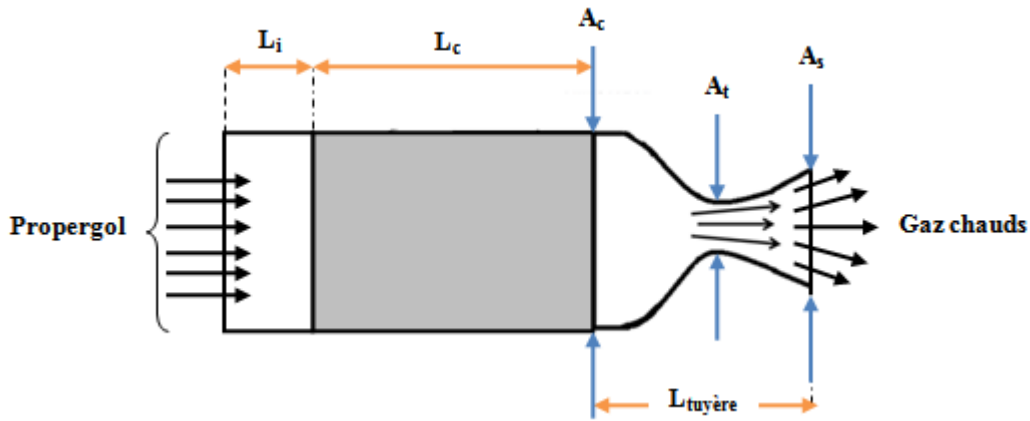


Figure II.2 : Les dimensions du propulseur.

Une méthode volumétrique a été utilisée pour optimiser les dimensions du propulseur afin d'obtenir la meilleure configuration, la réduction du volume et de la masse du propulseur, et aussi pour donner une poussée maximale.

L'équation (II.42) représente le volume spécifique à l'entrée de la tuyère \widetilde{v}_c , cette équation peut être définie à partir de l'équation d'état des gaz parfaits.

$$\widetilde{v}_c = \frac{r \cdot T_c}{P_c} \quad (II.42)$$

L'équation (II.43) représente le volume spécifique au col \widetilde{v}_t , qui peut être définie à partir de l'équation (II.39), en considérant l'écoulement comme des conditions isentropique et critiques dans le col de la tuyère.

$$\widetilde{v}_t = \widetilde{v}_c \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{(1/\gamma - 1)} \quad (II.43)$$

L'équation (II.44) représente le volume spécifique à la sortie de la tuyère \widetilde{v}_s , cette équation peut être définie à partir de l'équation (II.25), qui présente la relation entre les la relation entre les propriétés de sortie et de stagnation.

$$\widetilde{v}_s = \widetilde{v}_c \left(\frac{P_c}{P_s} \right)^{(1/\gamma)} \quad (\text{II.44})$$

Selon la théorie des tuyères [120] [119] [121], la surface du col A_t et la surface de sortie A_s sont dérivées des propriétés des produits gazeux (température, pression, poids moléculaire et chaleur spécifique), des lois de la thermodynamique et des critères de conservation. L'équation (II.45) et l'équation (II.46) représentent la surface du col de la tuyère A_t et la surface de sortie A_s , respectivement.

$$A_t = \frac{\dot{m}_i \widetilde{v}_t}{V_t} \quad (\text{II.45})$$

$$A_s = \frac{\dot{m}_i \widetilde{v}_s}{V_s} \quad (\text{II.46})$$

Où on obtient le taux d'expansion de la tuyère ε_t :

$$\varepsilon_t = \frac{A_s}{A_t} = \frac{1}{M_s} \sqrt{\left[\left(\frac{2}{\gamma + 1} \right) \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_s^2 \right) \right]^{\gamma + 1 / \gamma - 1}} \quad (\text{II.47})$$

Ensuite, les diamètres du col et de la sortie de la tuyère sont calculés à partir des relations géométriques, selon les équations suivantes :

$$D_t = 2 \sqrt{\frac{A_t}{\pi}} \quad (\text{II.48})$$

$$D_s = 2 \sqrt{\frac{A_s}{\pi}} \quad (\text{II.49})$$

Afin de déterminer la longueur de la tuyère, il est nécessaire de déterminer la surface et le diamètre du lit de catalyseur. Pour la surface, un autre paramètre à déterminer, est la charge du lit de catalyseur L_f (ou le facteur de charge), qui est un paramètre principal utilisé pour concevoir l'enveloppe du paquet de catalyseur. Elle représente la quantité de la masse de

monergol traversant la section frontale du lit catalytique A_c par unité de temps, néanmoins, mais la section transversale du lit qui est utilisée pour des raisons de simplicité. Par conséquent, la charge du lit de catalyseur fixe le diamètre de la chambre d'un propulseur pour le débit massique de fonctionnement, et est exprimée comme suit :

$$L_f = \frac{\dot{m}_i}{A_c} \quad (\text{II.50})$$

Par conséquent, la surface du lit de catalyseur est calculée par l'équation suivante :

$$A_c = \frac{\dot{m}_i}{L_f} \quad (\text{II.51})$$

Ainsi, le diamètre du lit de catalyseur D_c est :

$$D_c = 2 \sqrt{\frac{A_c}{\pi}} \quad (\text{II.52})$$

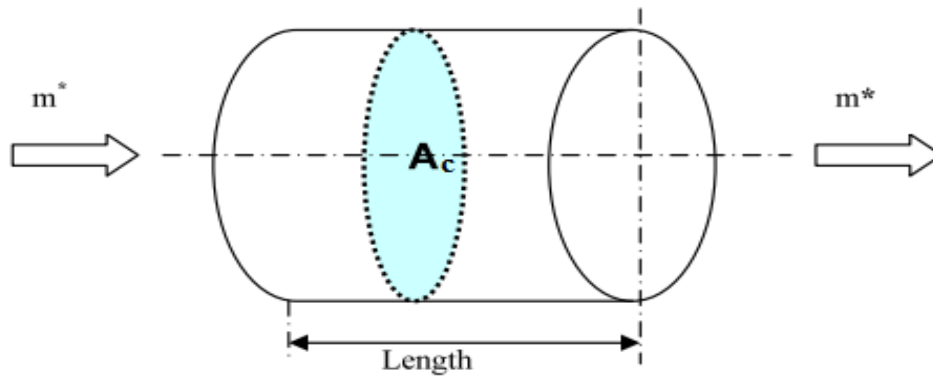


Figure II.3 : La géométrie du lit catalytique.

Il est maintenant possible de calculer la longueur de la tuyère. Les longueurs des cônes convergent L_{con} et divergent L_{div} peuvent être trouvées par des relations trigonométriques et sont exprimées dans les équations (II.53) et (II.54), respectivement.

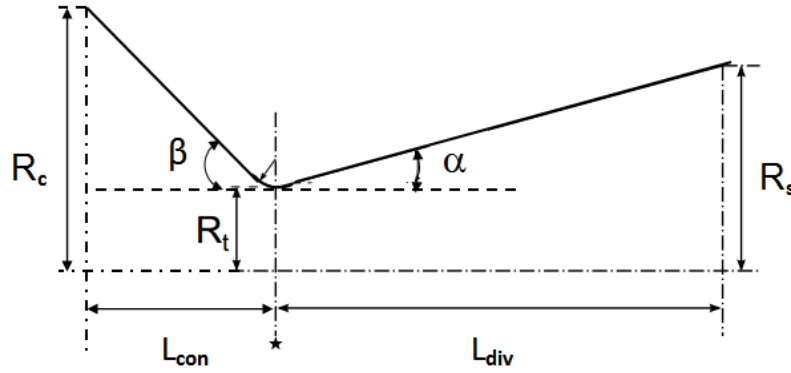


Figure II.4 : Les dimensions de la partie tuyère.

$$L_{con} = \frac{D_c - D_t}{2 \tan \beta} \quad (II.53)$$

$$L_{div} = \frac{D_s - D_t}{2 \tan \alpha} \quad (II.54)$$

Le profil d'une tuyère à contour conique est défini par la dimension du demi-angle pour les parties convergentes et divergentes. Le demi-angle α de divergence se situe entre 12° et 18° (généralement 15°) et celui de convergence est constitué par un cône de demi-angle β (angle de contraction) compris généralement entre 20° et 45° [85]. À condition également que l'angle de contraction puisse approcher de 90 degrés sans perte de performance significative [101]. Ces caractéristiques affectent la longueur et le poids total de la tuyère. Un angle élevé donne une tuyère plus courte et plus légère. Dans le cadre de ce travail, le demi-angle α de 15° est choisi pour la partie divergente et le demi-angle β est de 60° pour la partie de convergente.

Enfin, la longueur totale de la tuyère est la somme des longueurs des parties convergente et divergente, et est donnée par :

$$L_{tuyère} = L_{con} + L_{div} \quad (II.55)$$

La longueur de la chambre L_c de décomposition du propulseur à base de peroxyde d'hydrogène est habituellement de 60 mm pour la décomposition de la totalité du propergol [108]. La longueur de la chambre entre l'orifice d'écoulement et le catalyseur dépend entièrement de la conception du catalyseur. Elle doit être d'une longueur suffisante pour permettre un écoulement uniforme du peroxyde d'hydrogène à travers le catalyseur.

Cependant, pour limiter les transitoires de démarrage, la longueur du pré-catalyseur doit être réduite au minimum.

L'injecteur de pulvérisation (spray injector), qui a été sélectionné dans notre conception, est composé d'un seul orifice et avec un coefficient de décharge de 0,7. Afin de déterminer le diamètre d'orifice D_i , il est nécessaire de déterminer la surface de l'injecteur A_i . Ces équations sont exprimées comme suit :

$$A_i = \frac{\dot{m}_i / \rho_{HTP}}{C_{di} \times \sqrt{2\Delta P_{inj} / \rho_{HTP}}} \quad (\text{II.56})$$

Où :

ρ_{HTP} est la densité de l'HTP, C_{di} est le coefficient de décharge et ΔP_{inj} est la perte de pression à travers l'injecteur.

$$D_i = \sqrt{\frac{A_i}{No_i \times \pi}} \times 2 \quad (\text{II.57})$$

Où :

No_i est le nombre d'orifices d'injection.

4. La séquence de l'étude conceptuelle

Le modèle mathématique de la conception des propulseurs à monergol est calculé dans le programme MATLAB. Les équations ont été séquencées pour obtenir le résultat souhaité. Les équations individuelles et les étapes de l'analyse numérique sont fournies. L'analyse numérique a été effectuée à l'aide du programme MATLAB.

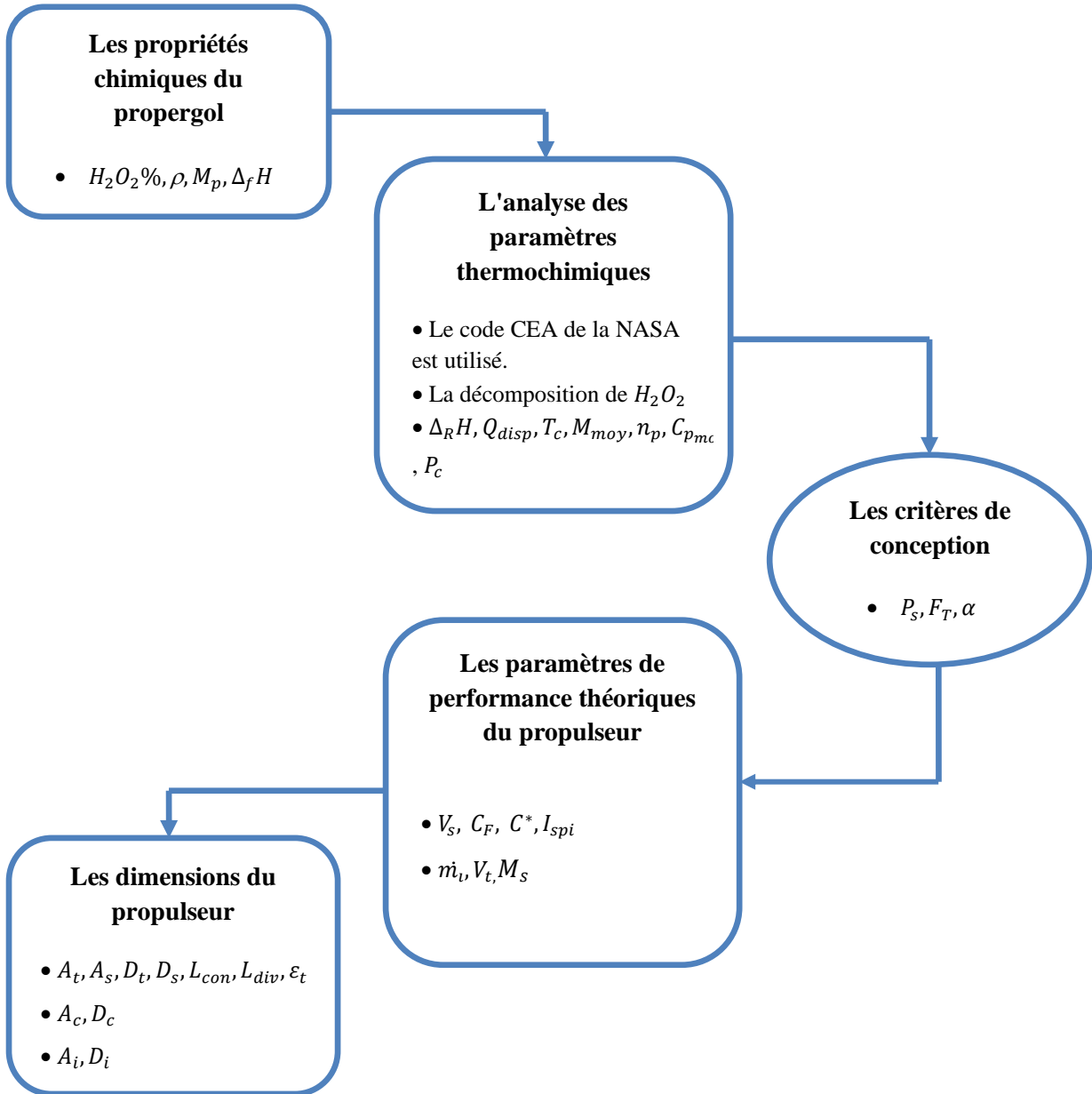


Figure II.5 : L'organigramme de la conception du propulseur.

5. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté une étude sur la conception des propulseurs à monergol. Le propergol utilisé, est le peroxyde d'hydrogène. Le modèle mathématique fournit initialement les principales caractéristiques pour la conception d'un propulseur monergol. Les étapes importantes qui permettent de déterminer les dimensions optimales du propulseur afin d'obtenir une bonne performance et aussi de générer la poussée requise sont les suivantes : les paramètres thermochimiques et les propriétés chimiques du propergol, qui sont calculés par le code de performance des fusées CEA de la NASA, les paramètres de performance théoriques du propulseur et la dimension du propulseur. L'analyse numérique a été effectuée à l'aide du programme MATLAB.

Chapitre III:

Modélisation numérique des milieux poreux utilisant ANSYS Fluent

1. Introduction

Cette section présente une étude de simulation numérique de la dynamique des fluides (CFD) est réalisée à l'aide du logiciel commercial ANSYS Fluent. De nombreux modèles à mettre en œuvre dans ANSYS Fluent ont dû être soigneusement étudiés afin de répondre aux besoins de la simulation de l'écoulement des fluides dans le propulseur. Les sections qui suivent détaillent les différents modèles utilisés et la manière dont ils sont implémentés dans ANSYS Fluent. Afin de construire des modèles complexes dans ANSYS Fluent, il est nécessaire de les construire à partir de plusieurs sous-modèles plus petits. Par exemple, la simulation d'une turbulence ou d'un écoulement de combustion nécessite un modèle de turbulence et un modèle de transport des espèces, ainsi qu'un modèle énergétique. Dans cette section, tous les sous-modèles utilisés par la simulation finale sont définis et expliqués, à la fois en raison de leur choix et dans les équations qui montrent leur fonctionnement.

La dynamique des fluides computationnelle (CFD) permet de simuler les systèmes d'ingénierie des fluides à l'aide de la modélisation (formulation du problème physique mathématique) et de méthodes numériques (méthodes de discrétisation, solveurs, paramètres numériques et générations de grilles). Elle a donc été utilisée pour évaluer et simuler l'écoulement d'un propulseur à monergol à base de peroxyde d'hydrogène. La solution de peroxyde d'hydrogène à concentration de 87,5 % avec un catalyseur en argent est étudiée afin d'examiner l'influence de la porosité sur les performances du propulseur, et de déterminer la conception optimale du propulseur pour obtenir la poussée requise.

2. Les équations gouvernantes

Le logiciel ANSYS Fluent est utilisé pour résoudre les équations de conservation de la masse (l'équation de continuité), de la quantité de mouvement pour tous les écoulements, de conservation de l'énergie est calculée pour les écoulements impliquant un transfert de chaleur ou une compressibilité, et de conservation des espèces est résolue pour les écoulements impliquant un mélange d'espèces ou des réactions (équation de conservation de la réaction chimique) qui régissent le système de propulseur. L'approche du non-équilibre thermique local (LTNE) est utilisée pour décrire le transfert de chaleur qui se produit à travers les phases solides et fluides à l'intérieur du lit catalytique. Lorsque l'écoulement est turbulent, des équations de transport supplémentaires doivent être résolues.

2.1. Équation de continuité et de mouvement

La physique de l'écoulement et les réactions dans la simulation du propulseur sont gouvernées par la conservation de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie. L'équation de continuité décrite dans l'équation (III.1) montre la loi de conservation de la masse avec une porosité isotropique supplémentaire dans un écoulement mono phase où ε représente la porosité du lit catalytique. Alors que ρ , t , et \vec{v} représentent la densité, le temps, et le vecteur de la vitesse.

$$\frac{\partial \varepsilon \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\varepsilon \rho \vec{v}) = 0 \quad (\text{III.1})$$

L'équation (III.2) montre l'équation de conservation de la quantité de mouvement où le terme de source de mouvement F , a été ajouté à l'équation standard d'écoulement du fluide. Le terme de source de quantité de mouvement, représenté par l'équation (III.4), est la partie qui est influencée par la porosité du lit de catalyseur, cette fonction contribue au gradient de pression dans la région poreuse, ce qui conduit à la perte de pression. L'équation (III.4), le premier terme du côté droit représente un terme de perte visqueuse, tandis que le second terme montre le terme de perte inertielle C_2 . Le terme de résistance visqueuse $1/\alpha$, est également une fonction de la perméabilité absolue inverse, où la perméabilité α , est définie comme une caractéristique du milieu poreux qui calcule la capacité et l'aptitude de la structure à transmettre les fluides.

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) + \rho \vec{g} + F \quad (\text{III.2})$$

Le tenseur des contraintes turbulentes $\bar{\tau}$ dans l'équation (III.2) est développé dans l'équation (III.3), où μ est la viscosité du fluide, et I est le tenseur unitaire.

$$\bar{\tau} = \mu \left[(\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} I \right] \quad (III.3)$$

Le terme source F du milieu poreux est donné par l'équation (III.4). La partie à gauche de l'équation est le terme inertiel, et la partie à droite de l'équation est le terme de Darcy.

$$F = - \left(\sum_{j=1}^3 C_{ij} \frac{1}{2} \rho |v| v_j + \sum_{j=1}^3 D_{ij} \mu v_j \right) \quad (III.4)$$

Et pour le terme source de l'équation de mouvement d'un milieu poreux homogène simple est donner par suit :

$$F = - \left(\frac{\mu}{\alpha} v_i + C_2 \frac{1}{2} \rho |v| v_i \right) \quad (III.5)$$

2.2. Équation d'énergie

ANSYS fluent présente la possibilité d'utiliser deux modèles thermiques différents pour l'écoulement dans un milieu poreux, le modèle d'équilibre thermique et le modèle thermique non équilibré. Dans le cas d'une grande différence de température entre la matrice poreuse et le fluide, une approche du modèle énergétique LTNE (modèle thermique non équilibré) est utilisée, avec les phases solide et fluide qui coïncident spatialement et interagissent l'une avec l'autre en ce qui concerne le transfert de chaleur. Les équations sont alors résolues séparément pour les phases fluide et solide.

L'équation (III.6) résolue pour la phase fluide et l'équation (III.7) résolue pour la phase solide, avec une source d'énergie supplémentaire due à la réaction chimique S^h . Le premier terme du côté droit de l'équation (III.6) représente le transfert d'énergie dû à la conduction, le deuxième terme représente la diffusion des espèces, et le troisième terme représente la dissipation visqueuse, tandis que, J_i est le flux de diffusion des espèces, h_{fs} est le coefficient de transfert de chaleur entre le fluide et le solide et A_{fs} densité de la surface inter-faciale, qui est le rapport entre la surface de l'interface fluide/solide et le volume de milieu poreuse.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\varepsilon \rho_f E_f) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho_f E_f + p)) \\ = \nabla \cdot \left(\varepsilon k_f \nabla T_f - \left(\sum_i h_i J_i \right) + (\bar{\tau} \cdot \vec{v}) \right) + S_f^h \\ + h_{fs} A_{fs} (T_s - T_f) \end{aligned} \quad (\text{III.6})$$

Et

$$\frac{\partial}{\partial t}((1 - \varepsilon)\rho_s E_s) = \nabla \cdot ((1 - \varepsilon)k_s \nabla T_s) + S_s^h + h_{fs} A_{fs} (T_f - T_s) \quad (\text{III.7})$$

Où :

k_f et k_s sont la conductivité thermique de la phase fluide et la conductivité thermique du milieu solide respectivement.

Le terme source dû au modèle thermique de non-équilibre est représenté dans l'équation (III.6) et l'équation (III.7) par $h_{fs} A_{fs} (T_s - T_f)$ et $h_{fs} A_{fs} (T_f - T_s)$ respectivement.

2.3. Équation de la réaction

Pour la combustion laminaire, ANSYS Fluent peut modéliser le mélange et le transport d'espèces chimiques en résolvant les équations de conservation décrivant la convection, la diffusion et les sources de réaction pour chaque espèce composante. Le modèle d'espèces doit être incorporé dans la simulation pour résoudre l'aspect de l'écoulement de fluides multi-composants où une phase donnée consiste en une combinaison de fluides distincts.

L'équation d'espèce chimique est calculée dans ANSYS Fluent pour chaque phase, et prévoit la fraction de masse de chaque espèce en résolvant une équation de convection-diffusion pour l' $i^{\text{ème}}$ espèce.

L'équation (III.8) représente l'équation de conservation de la réaction chimique pour la fraction de masse locale de chaque espèce transportée par convection-diffusion dans des écoulements laminaires. Le premier terme $\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i)$ de la partie à gauche de l'équation est le taux de variation, et le premier terme $\nabla \cdot \vec{J}_i$ et de la partie à droite de l'équation est le taux de changement dû à la diffusion,

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} Y_i) = -\nabla \cdot \vec{J}_i + R_i + S_i \quad (\text{III.8})$$

Où :

Y_i est représentée la fraction de masse locale de l'espèce, R_i est le taux de production de la réaction chimique et S_i est le taux de création.

Dans l'équation (III.9), \vec{J}_i est le flux de diffusion des espèces i , qui se produit en raison des gradients de concentration. Par défaut, ANSYS fluent utilise l'approximation diluée, dans laquelle le flux de diffusion peut être exprimé comme suit :

$$\vec{J}_i = -\rho D_{i,m} \nabla Y_i \quad (\text{III.9})$$

Où :

$D_{i,m}$ est le coefficient de diffusion de masse pour l'espèce i .

Le terme source R_i mentionné précédemment est calculé comme la somme des sources sur les réactions N_R auxquelles l'espèce i participe.

$$R_i = M_{W,i} \sum_{r=1}^{N_R} \hat{R}_{i,r} \quad (\text{III.10})$$

Où :

$M_{W,i}$ est la masse moléculaire et $\hat{R}_{i,r}$ est le taux molaire de création/destruction de l'espèce i dans la réaction r . Pour une réaction irréversible, $\hat{R}_{i,r}$ est défini par suit :

$$\hat{R}_{i,r} = \Gamma (v''_{i,r} - v'_{i,r}) \left(k_{f,r} \prod_{j=1}^N [C_{j,r}]^{(\eta'_{j,r} + \eta''_{j,r})} \right) \quad (\text{III.11})$$

Où :

$\eta'_{j,r}$ et $\eta''_{j,r}$ sont taux d'exposant de production des espèces réactives j dans la réaction r , Γ est net des corps tiers sur le taux de réaction, est donner par suit :

$$\Gamma = \sum_j^N \gamma_{j,r} C_j \quad (\text{III.12})$$

Où :

$\gamma_{j,r}$ est l'efficacité du troisième corps de l'espèce $j^{\text{ème}}$ dans la $r^{\text{ème}}$ réaction.

Dans cette configuration, ANSYS Fluent calcule la vitesse de réaction r directe en utilisant l'équation d'Arrhenius $k_{f,r}$, est défini par suit :

$$k_{f,r} = A_r T^{\beta r} e^{\frac{-E_r}{RT}} \quad (\text{III.13})$$

Où :

A_r est le facteur pré-exponentiel, βr est l'exposant de la température, E_r est l'énergie d'activation de la réaction ($J/kg\ mol$) et R est la constante de gaz universelle ($J/kgmol\ K$).

3. Milieu poreux

La structure du catalyseur se manifeste par une réduction du volume disponible pour l'écoulement du fluide et par un terme source de quantité de mouvement dans l'équation d'énergie. L'écoulement du fluide dans un catalyseur est complexe et la meilleure méthode disponible pour l'approximer l'écoulement est de modéliser cette région comme un milieu poreux. Un milieu poreux est un système hétérogène composé d'une matrice solide dont le vide est rempli de fluides. En prenant correctement en compte le rôle de chaque phase dans cette région, le milieu poreux peut être traité comme un continuum [122].

Dans cette étude, un lit de catalyseur constitué par de particules d'argent sous forme de sphères de taille uniforme (identique) est proposé pour la décomposition de peroxyde d'hydrogène. Ces particules sont remplies de façon randomisée dans le lit, comme le montre dans la figure III.1.

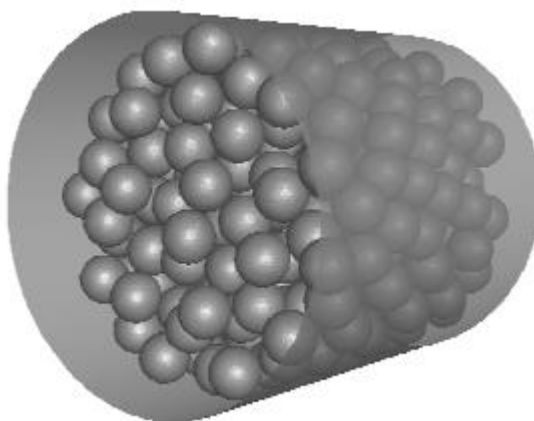


Figure III.1 : Un exemple d'un lit catalytique constitué par des particules sous forme de sphères uniforme sont remplies de façon randomisée [123].

La structure d'un lit garni cylindrique constitué de particules sphériques de taille unique peut être décrite avec une disposition différente. Il existe plusieurs lits à base de particules peut souvent être conçu comme un ensemble de sphères identiques occupant un espace donné

et dépendant fortement de la disposition et de l'arrangement. Il est possible de construire différents types d'arrangements de garnissage, notamment cubique, hexagonal, rhomboédrique, orthorhombique, tétragonal-sphénoïdal et triclinique (Figure III.2). Le tableau III.1 résume la porosité maximale pour différents arrangements de garnissage.

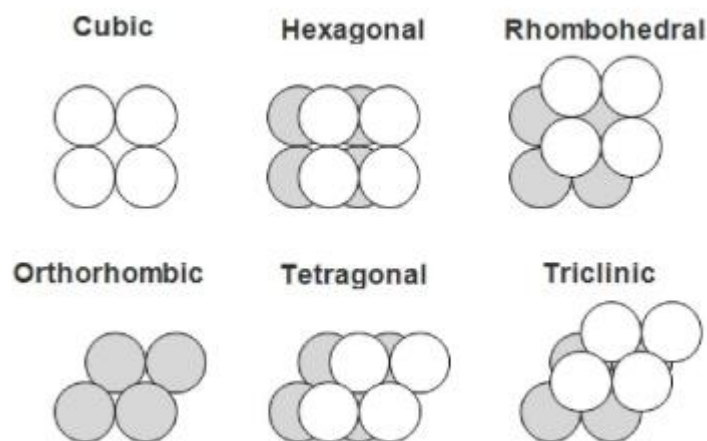


Figure III.2 : L'arrangement des sphères identiques d'un réacteur.

Tableau III.1: Maximum porosité pour différents arrangements de garnissage.

Structure	maximum porosité %
Random	$\geq 39,9$ (dépend de la taille de particule)
Cubique	47.6
Hexagonal	39.5
Rhomboédrique	26.0
Orthorhombique	39.5
Tétragonal-sphénoïdal	30.2
Triclinique	26.0

Les réacteurs à lit garni randomisé sont largement utilisés dans les l'industrie des procédés chimiques. Dans l'industrie chimique, les lits à garnissage sont utilisés dans diverses applications, étant utilisés comme unités de réaction, de séparation et de purification. Malgré des développements intéressants dans les applications de remplissages structurées ces dernières années (par exemple, Calis et al, 2001) [124], le lit à garniture randomisée reste le type de réacteur de pointe dans ces domaines [125].

3.1. Porosité

La porosité ε , est un paramètre important dans un milieu poreux, est également connue sous le nom de fraction de vide, est caractérisée comme une propriété structurelle volumétrique et a une valeur comprise entre 0 et 1, qui décrit l'occupation relative du fluide, et la perméabilité (mueller, 1997) [126], qui décrit la facilité avec laquelle un écoulement fluide peut se déplacer à travers le milieu poreux est déterminée par le volume des vides dans le lit et est gouvernée par la surface disponible pour le passage de écoulements [127]. La porosité est définie comme la fraction du volume des vides par rapport au volume total et est définie comme suit :

$$\varepsilon = \frac{V_v}{V_T} = \frac{V_T - V_s}{V_T} = 1 - \frac{V_s}{V_T} \quad (\text{III.14})$$

Où :

ε est la porosité globale, V_v est le volume de vide total, où le fluide est présent, V_s est le volume solide et V_T est le volume total du catalyseur, comme défini par Mueller (2010) [128].

Pour un écoulement incompressible à travers un lit de particules sphériques de taille similaire, l'équation (III.15) représente la corrélation standard pour prédire la porosité globale dans un lit garni de particules sphériques a été développée par Dixon (1988) [129, 130], qui est estimée comme suit :

$$\varepsilon = 0.4 + 0.05 \frac{d_p}{D_c} + 0.412 \left(\frac{d_p}{D_c} \right)^2 \quad (\text{III.15})$$

Où :

D_c et d_p sont le diamètre du lit de catalyseur et le diamètre de particule sphérique respectivement.

3.2. Rapport d'aspect

Le rapport d'aspect a_r d'un lit garni est le rapport entre le diamètre du cylindre (le lit de catalyseur) D_c , et le diamètre des particules d_p :

$$a_r = \frac{D_c}{d_p} \quad (\text{III.16})$$

Cette définition du rapport d'aspect ne s'applique qu'aux lits garnis cylindriques composés de des particules sphériques de taille uniforme. Ce rapport est sans doute le paramètre le plus important qui caractérise un lit garni cylindrique, car il est directement lié à la porosité du lit

et à la structure du garnissage, qui à leur tour influencent la perméabilité du lit. Les lits garnis sont catégorisés comme ayant un rapport d'aspect faible ou élevé (Figure III.3).

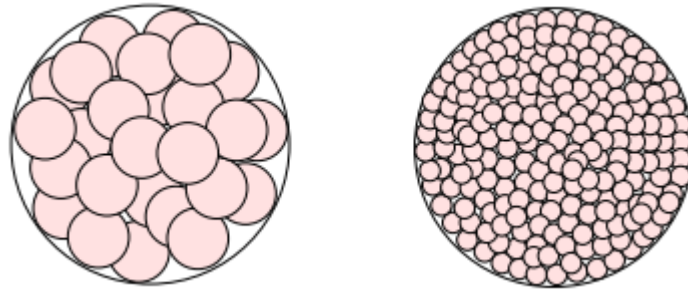


Figure III.3 : lit à faible rapport d'aspect (à gauche), lit à haut ratio d'aspect (à droite).

3.3. La Tortuosité

La tortuosité τ , est un paramètre important utilisé, par exemple, pour déterminer la chute de pression qui se produit lors de l'écoulement de fluides à travers des milieux poreux. La tortuosité correspond au chemin indirect des molécules de fluide à partir de l'entrée du lit jusqu'à la sortie du lit [131] [132] [133], et est donnée comme suit :

$$\tau = \frac{L_0}{L_c} \tag{III.17}$$

Où : L_c est la longueur du lit et L_0 est le chemin de la molécule de fluide.

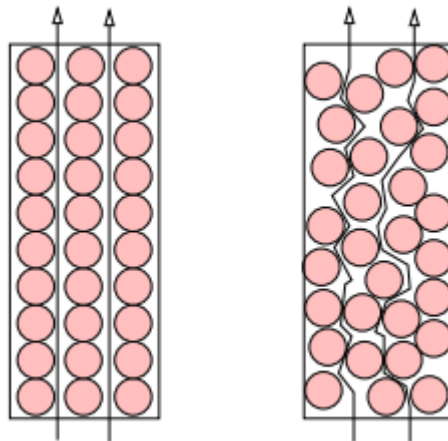


Figure III.4 : La Tortuosité, à gauche; arrangement cubique simple (faible tortuosité) et à droite; un paquet désordonné randomisé (hautement tortueux).

La tortuosité est aussi généralement déterminée en fonction de la porosité, et dépend principalement de la forme des pores et de la conductivité du milieu poreux. De nombreuses

expressions existantes permettent de spécifier ce paramètre, dont la plus connue est la relation de Bruggeman (1935) [134].

3.4. Écoulement des fluides en milieu poreux dans Fluent

Dans ANSYS Fluent, le volume solide qui bloque l'écoulement du fluide n'est pas représenté dans le modèle de milieu poreux. Fluent utilise donc une vitesse superficielle afin d'assurer la continuité des vecteurs de vitesse à travers l'interface du milieu poreux, et est calculé en fonction du débit volumique.

Le transport de l'écoulement à travers un milieu poreux obéit aux mêmes relations que pour la mécanique des fluides de base. Le volume de fluide par unité de temps ou flux de fluide transporté à travers le lit est décrit par le débit volumétrique, Q_V (m^3/s). Celui-ci est relié à la vitesse superficielle u' , par un simple raisonnement dimensionnel sous la forme de :

$$u' = \frac{Q_V}{A_c} \quad (\text{III.18})$$

Où :

A_c (m^2) est la surface de la section transversale du lit catalytique.

Un autre terme utilisé pour décrire la vitesse superficielle est la vitesse physique $u_{physique}$, qui est la vitesse moyenne à l'intérieur des pores. Cette vitesse tient compte de la porosité du lit par la relation suivante :

$$u' = \varepsilon u_{physique} \quad (\text{III.19})$$

La vitesse superficielle est dite "superficielle" car il s'agit de la vitesse qui serait présente en l'absence du milieu. La vitesse superficielle reste la même que les vitesses à l'extérieur de la région poreuse, et ne peut pas prédire l'augmentation de la vitesse dans les zones poreuses et limite donc ce modèle. Une solution plus précise peut être utilisée en modélisant le milieu poreux en fonction de la vitesse physique. La résistance au mouvement du milieu poreux est calculée séparément pour chaque phase.

3.5. Perte de pression dans les milieux poreux

Lorsque le fluide traverse le catalyseur, la pression du fluide diminue. De nombreux modèles ont été développés pour modéliser la perte de pression dans les milieux poreux et les

équations sont souvent basées sur des résultats empiriques. En 1856, H. Darcy a introduit un mode empirique unidimensionnel pour l'écoulement laminaire à travers les milieux poreux [135].

$$-\nabla p = \frac{\mu}{\alpha} u' \quad (\text{III.20})$$

Où :

∇p est le gradient de pression, μ est la viscosité dynamique, α est la perméabilité.

La loi de Darcy ne prend pas en compte les effets de diffusion de l'écoulement et n'est donc pas valable à l'interface d'un écoulement libre en milieu poreux [135]. Cette méthode est donc l'approche standard pour l'écoulement monophasique dans les milieux poreux microscopiquement désordonnés et macroscopiquement homogènes [136].

Dans un écoulement turbulent, les effets inertiels et visqueux augmentent le comportement non linéaire de l'écoulement. En 1901, Forchheimer a ajouté un second ordre du terme de la vitesse pour représenter l'effet d'inertie et a corrigé l'équation de Darcy et l'équation de Forchheimer est généralement acceptée comme une extension de l'équation de Darcy pour les débits élevés de fluide en milieu poreux [137]:

$$-\nabla p = \frac{\mu}{\alpha} u' + \beta \rho u'^2 \quad (\text{III.21})$$

Où :

β est le coefficient de non-Darcy ou le coefficient de résistance inertielle, ρ la densité de fluide et $\frac{1}{\alpha}$ est le coefficient de résistance visqueuse.

3.6. Equation d'Ergun, Coefficients de perméabilité et d'inertiel

Le processus de conception commence par l'évaluation de la chute de pression à travers le lit catalytique. Les chutes de pression à travers les lits de catalyseur à garnissage parce qu'elles sont influencées par la porosité du lit de catalyseur. En outre, la relation entre les chutes de pression et le débit en ce qui concerne l'écoulement du fluide à travers un milieu poreux est due à la nature de l'écoulement à travers le milieu poreux [138]. Ergun a déclaré que la chute de pression dans un réacteur rempli de catalyseurs granulaires pour la catalyse d'un composé liquide est proportionnelle à la longueur de ce réacteur [139]. Il a présenté une relation semi-empirique pour le rapport entre la chute de pression et la longueur en fonction

des propriétés du catalyseur et du liquide. Cette célèbre expression multi-variable, l'équation d'Ergun, est représentée par l'équation (III.22).

Ergun (1952) [139], a pris les équations de Carman (1937) [140] et de Burke & Plummer (1928) [141] et les a additionnées, produisant un modèle mathématique pour modéliser l'écoulement laminaire et turbulent, qui satisfait complètement les termes linéaires et non linéaires de l'hypothèse de Reynolds, par des tubes théoriques et en incluant un coefficient empirique.

L'équation empirique d'Ergun décrit la chute de pression pour les écoulements traversant des lits à garnissage (milieu poreux) contenant des sphères, des cylindres, du sable rond ou d'autres particules en forme de sphère. L'écoulement de fluides à travers des lits garnis de particules solides se produit dans une variété d'applications importantes pour plusieurs domaines de l'ingénierie. Une quantité d'intérêt principal est la chute de pression générée par l'écoulement du fluide à travers le milieu poreux. L'équation publiée par Ergun [139] a environ 60 ans et reste la relation la plus populaire et la plus citée entre la perte de charge et le débit pour l'écoulement des fluides à travers des lits garnis. Pour un écoulement incompressible à travers un lit de particules sphériques de taille identique, l'équation d'Ergun peut s'écrire comme suit (l'équation (III.22)).

Dans les écoulements turbulents, les lits à garnissage sont modélisés en utilisant à la fois un coefficient de perméabilité et un coefficient de perte d'inertie et à la base de la vitesse superficielle u' . L'équation d'Ergun est donnée par [142]:

$$\frac{-\Delta P_c}{L_c} = 150\mu \frac{(1-\varepsilon)^2}{\varepsilon^3} \frac{u'}{d_p^2} + 1.75\rho \frac{(1-\varepsilon)u'^2}{\varepsilon^3} \quad (\text{III.22})$$

Pour un écoulement laminaire à travers un lit à garnissage (milieu poreux), le deuxième terme de l'équation ci-dessus peut être négligé, ce qui donne l'équation de Blake-Kozeny :

$$\frac{-\Delta P_c}{L_c} = 150\mu \frac{(1-\varepsilon)^2}{\varepsilon^3} \frac{u'}{d_p^2} \quad (\text{III.23})$$

Où :

L_c est le diamètre de catalyseur, d_p est le diamètre de particule sphérique, μ est la viscosité du fluide, ε est la porosité de catalyseur et ρ la densité de fluide.

La perméabilité α et le coefficient résistance inertielle C_2 peut être calculé par les équations suivantes :

$$\alpha = \frac{d_p^2}{150} \frac{\varepsilon^3}{(1 - \varepsilon)^2} \quad (\text{III.24})$$

Et

$$C_2 = \frac{3.5(1 - \varepsilon)}{d_p \varepsilon^3} \quad (\text{III.25})$$

La perméabilité α , est la propriété qui décrit la facilité avec laquelle un fluide peut passer à travers le milieu et peut être décrite comme la conductivité hydraulique du milieu.

3.7. Coefficient de transfert de chaleur par convection et la surface spécifique des particules

Le modèle de non-équilibre thermique local (LTNE) est basé sur un bilan énergétique individuel et qui définit des profils de température distincts pour les deux phases fluide et solide, est utilisé dans cette étude. Amiri et Vafai ont présenté une étude numérique complète pour le problème de l'écoulement incompressible transitoire à travers un lit à garnissage, incluant les effets d'inertie et de frontière dans l'équation de la quantité de mouvement, ainsi que les effets de la dispersion thermique et du non-équilibre thermique local (LTNE) dans l'équation de l'énergie [143]. Hwang et al [144], ont étudié la convection forcée non darcienne en tenant compte des effets de frontière, d'inertie et de dispersion thermique transversale. Dixon et Cresswell ont étudié le problème de la LTNE entre les phases fluide et solide et ont obtenu une corrélation pour les coefficients de transfert de chaleur fluide-solide [145]. Kuznetsov a présenté une solution analytique pour la version simplifiée de la LTNE dans un canal à plaques parallèles soumis à des conditions aux limites de flux de chaleur constant [146]. À partir de la littérature, Le tableau III.2 présente les divers modèles utilisés pour calculer le coefficient de transfert de chaleur h_{fs} et la surface spécifique de particule A_{fs} . Correspondant aux investigations pertinentes dans le domaine du LTNE.

Tableau III.2 : Différents modèles du coefficient de transfert de chaleur par convection fluide/solide et de la surface spécifique fluide/solide.

$h_{fs} = \overline{h}_{fs}$	A_{fs}	Référence
$\frac{k_f(2 + 1.1Pr^{1/3}Re^{0.6})}{d_p}$	$\frac{6(1 - \varepsilon)}{d_p}$	[147]
$\left[\frac{d_p \varepsilon}{0.2555Pr^{1/3}Re^{2/3}k_f} + \frac{d_p}{10k_s} \right]^{-1}$	$\frac{6(1 - \varepsilon)}{d_p}$	[145]
$\frac{\left((1.18Re^{0.58})^4 + (0.23Re_h^{0.75})^4 \right)^{1/4}}{d_p k_f}$ Où : $Re_h = \frac{Re}{1 - \varepsilon}$	$\frac{6(1 - \varepsilon)}{d_p}$	[148]
$0.004 \left(\frac{d_v}{d_p} \right) \left(\frac{k_f}{d_p} \right) Pr^{0.33} Re^{1.35} \quad Re \leq 75$ $1.064 \left(\frac{k_f}{d_p} \right) Pr^{0.33} Re^{0.59} \quad Re \geq 350$	$\frac{20.346(1 - \varepsilon)\varepsilon^2}{d_p}$	[149]
$\left[2.096\varepsilon^{0.38}k_fRe^{0.438}(-8.278\varepsilon^{0.38} + 57.384\varepsilon^{1.38} - 106.63\varepsilon^{2.38} + 95.75\varepsilon^{3.38} - 37.24\varepsilon^{4.38}) \right] / d_s^2$ Pour : $0.66 < \varepsilon < 0.93$ et $0.66 < Re < 0.93$	-	[150]

Les corrélations utilisées sont présentées dans les deux équations suivantes. L'équation (III.26) représente le coefficient de transfert de chaleur h_{fs} entre le fluide et le milieu poreux (W/m^2K) et l'équation (III.27) représente la surface spécifique A_{fs} par unité de volume en ($1/m$) pour un milieu poreux composé de particules sphériques identiques [151, 152]. Cette fonctionnalité a été implémentée dans le code à l'aide d'UDF (Annexe 2).

$$h_{fs} = \frac{k_f(2 + 1.1Pr^{1/3}Re^{0.6})}{d_p} \quad (\text{III.26})$$

Et

$$A_{fs} = \frac{6(1 - \varepsilon)}{d_p} \quad (\text{III.27})$$

Où :

K_f est la conductivité thermique du fluide, Pr est le nombre de Prandtl et Re est le nombre de Reynolds.

4. Méthode des volumes finis

Dans ANSYS Fluent, la simulation CFD utilisant la méthode des volumes finis (MVF) est basée sur la résolution des équations de l'écoulement (Navier-Stokes). La méthode des volumes finis (MVF), est une méthode numérique qui transforme les équations différentielles partielles (EDP) qui représentant les équations gouvernantes des lois de conservation sur des volumes différentiels en équations algébriques discrètes sur des volumes finis (ou éléments ou cellules) [153]. Il a été décrit par Patankar en 1971 pour la première fois et publié en 1980 [154].

La première étape du processus de résolution consiste à discrétiser le domaine géométrique, qui est d'abord défini par un ensemble de nœuds et des volumes de contrôle sont alors construits autour de ces nœuds en tant que centres de cellules, de sorte que les faces du volume de contrôle se trouvent entre ces nœuds. Les équations différentielles partielles sont ensuite discrétisées/transformées en équations algébriques en les intégrant sur chaque élément distinct. Le système d'équations algébriques est ensuite résolu pour calculer les valeurs de la variable dépendante pour chacun des volumes de contrôle.

Pour illustrer comment les équations de conservation en CFD peuvent être discrétisées à l'aide de la méthode des volumes finis, on peut considérer un exemple impliquant le transport stable du mouvement x dans une grille rectangulaire 2D uniforme (Figure III.5):

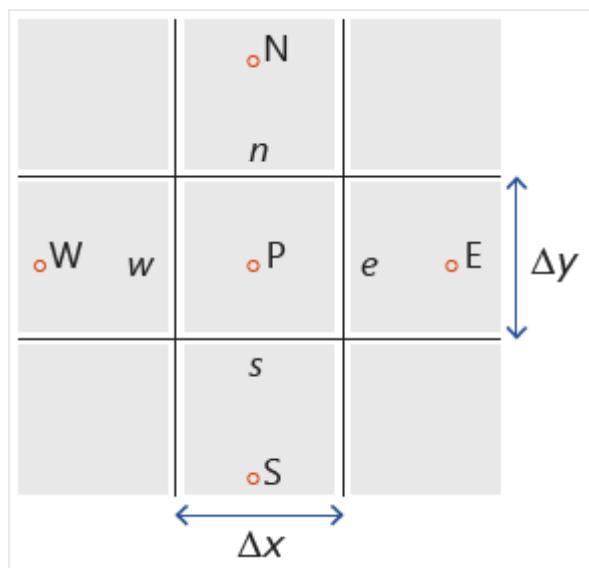


Figure III.5 : La méthode des volumes finis.

Une approche centrée sur la cellule est utilisée. Les points P, W, E, N, S représentent les centres des cellules et les notations n, e, s, w représentent les faces de la cellule P, qui est le centre du volume de contrôle considéré. Les notations N(n), E(e), S(s), W(w) représentent respectivement les directions nord, est, sud et ouest.

Ces caractéristiques ont rendu la méthode des volumes finis tout à fait adaptée à la simulation numérique d'une variété d'applications impliquant l'écoulement des fluides et le transfert de chaleur et de masse, et les développements de la méthode ont été étroitement liés aux progrès de la CFD pour des raisons de simplicité. Le processus de génération d'une solution à un problème de fluide à l'aide d'un code CFD général est décrit en trois étapes : le pré-processeur, le solveur et le post-processeur. D'un potentiel limité au départ à la résolution de physique et de géométrie simples sur des grilles structurées, la MVF est désormais capable de traiter toutes sortes de physique et d'applications complexes.

5. Modèle de turbulence

Les écoulements turbulents sont caractérisés par une variation aléatoire et chaotique de la vitesse et d'autres propriétés de l'écoulement [155]. Ils contiennent également des structures d'écoulement rotationnel, qui sont appelées courants turbulents. Les propriétés des plus grands courants dans un écoulement turbulent sont dominées par les effets d'inertie. Le nombre de Reynolds sans dimension, qui décrit la relation entre les forces d'inertie et les forces visqueuses, est donc utilisé pour déterminer si le régime d'écoulement est laminaire ou turbulent [104], et est défini comme suit :

$$Re = \frac{\rho u L}{\mu} \quad (\text{III.28})$$

5.1. Équation Navier-Stokes de moyenne de Reynolds

L'équation de Navier-Stokes peut être utilisée avec la simulation numérique directe (DNS) pour calculer le champ d'écoulement d'un écoulement turbulent. Cette méthode est coûteuse et intensive en calcul, et est principalement utilisée pour des problèmes à petite échelle dans le cadre de la recherche. Pour le cas considéré dans cette thèse, l'équation Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) est donc appliquée à la place. L'équation RANS décompose les quantités instantanées en valeurs moyennées dans le temps et en termes fluctuants, et couplée à un modèle de fermeture turbulent, il est possible de modéliser l'écoulement turbulent à plus grande échelle avec des coûts de calcul considérablement réduits.

5.2. Le modèle SST $k - \omega$

Le modèle de turbulence de transport de contrainte de cisaillement (shear-stress transport (SST)) $k-\omega$ proposé par Menter en 1993, est un modèle de viscosité turbulente à deux équations qui est devenu très populaire. Le SST $k-\omega$ est une combinaison de $k-\omega$ et de $k-\varepsilon$, où le modèle standard $k-\omega$ fonctionne dans la région proche de la paroi et où une modification du $k-\varepsilon$ est activée dans le champ lointain [142]. Ce modèle prend en compte le transport de la contrainte de cisaillement turbulente et il est particulièrement adapté aux séparations d'écoulement [156]. Ce modèle a donc été choisi comme modèle de turbulence pour la simulation dans cette thèse. Les équations gouvernantes pour décrire le modèle SST $k-\omega$ sont décrites dans ANSYS Fluent comme suit [142]:

Pour k -équation :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (\text{III.29})$$

Pour ω -équation :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (\text{III.30})$$

Où :

Le G_k représente la génération d'énergie cinétique turbulente due aux gradients de vitesse moyenne. G_ω représente la génération de ω , Γ_k et Γ_ω sont la diffusivité effective de k et ω . Y_k et Y_ω représentent la dissipation de k et ω due à la turbulence. D_ω représente le terme de diffusion croisée et les S_k et S_ω sont des termes sources définis par l'utilisateur.

Selon Balabel et al. [157], qui ont effectué une comparaison entre différents modèles de turbulence pour une simulation de l'écoulement de gaz dans une tuyère convergente-divergente. La simulation a montré que le modèle empirique de turbulence SST k - ω présentait le meilleur accord global avec les données expérimentales.

Dans les paramètres par défaut des milieux poreux dans ANSYS Fluent, les quantités turbulentes sont traitées comme si le milieu solide n'avait aucun effet sur les taux de génération ou de dissipation de la turbulence [142]. Cette hypothèse est raisonnable pour les écoulements où la perméabilité du milieu est grande et l'échelle géométrique du milieu poreux n'interagit pas avec l'échelle des courants turbulents.

6. Le Maillage

Le maillage divise une géométrie en de nombreux éléments. Ceux-ci sont utilisés par le programme CFD pour construire les volumes de contrôle. L'intégrité de la solution ne doit pas être affectée par la taille du maillage. Cette situation peut être évitée en effectuant une étude sur le test indépendant de la grille ou en augmentant le nombre d'éléments de la grille, avant d'exploiter les résultats de la simulation numérique. Les résultats devraient démontrer que le résultat est indépendant du maillage, quelle que soit la finesse de la grille. Le résultat doit principalement représenter les conditions aux limites et la physique appliquées dans la solution. D'après le test effectué, une taille de maillage peut être utilisée si elle semble suffisante et assez bonne pour générer un résultat convergent et convaincant en tenant compte

du temps de calcul. Cette étape est effectuée pour sélectionner le meilleur maillage de base pour prédire l'événement de réaction et aussi pour valider la simulation [158].

6.1. Définition du maillage

Le maillage est le processus de division de l'espace géométrique continu d'un objet en milliers de formes ou plus, afin de définir de manière adéquate la forme physique de l'objet. Plus un maillage est détaillé, plus le modèle sera précis, ce qui permet des simulations plus réalistes. La génération de maille, également connue sous le nom de maillage, est l'acte de séparer des géométries complexes en éléments qui peuvent être utilisés pour discrétiser un domaine en une grille bidimensionnelle et tridimensionnelle. Les techniques avancées de maillage automatisé peuvent fournir des solutions plus rapides et plus précises, car le maillage prend un temps considérable lors de l'obtention des résultats de simulation.

6.2. Importance du maillage

La création du maillage le plus approprié est la base des simulations d'ingénierie. Le maillage a une influence sur la précision, la convergence et la vitesse de la simulation. Les ordinateurs ne peuvent pas résoudre les simulations sur la forme géométrique réelle du modèle conception assistée par ordinateur (CAO), car les équations gouvernantes ne peuvent pas être appliquées à une forme arbitraire. Les éléments de maillage permettent de résoudre les équations gouvernantes sur des volumes qui sont mathématiquement définis et ont une forme prévisible. Les équations qui sont résolues sur ces maillages sont généralement des équations différentielles partielles. Comme la résolution manuelle de ces équations n'est pas pratique en raison de la nature itérative des calculs, on utilise des méthodes de calcul telles que la dynamique des fluides numérique (CFD) [159] [160].

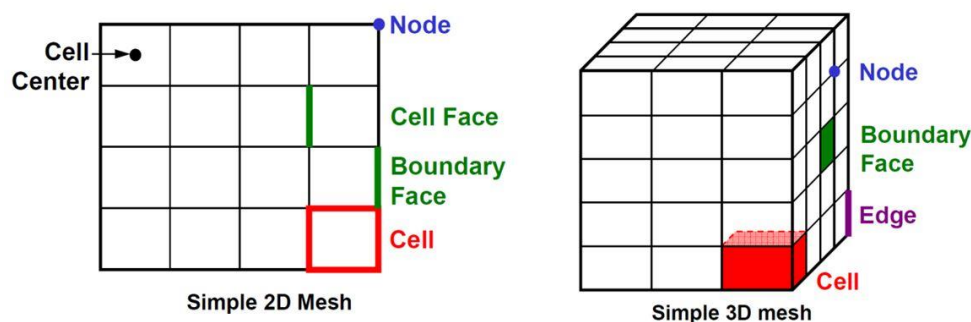


Figure III.6 : Maillage 2D-3D simple.

6.3. Les types de mailles

Dans ANSYS Fluent, les formes des volumes de contrôle sont déterminées par les capacités du solveur. Dans les écoulements 2D et 3D, les codes à grille structurée utilisent des quadrilatères et des hexaèdres, respectivement. Dans les solveurs à grille non structurée, les triangles ou les tétraèdres sont couramment utilisés dans les écoulements 2D et 3D respectivement, mais les algorithmes plus récents peuvent utiliser n'importe quel polyèdre [161]. Dans cette étude, le maillage est créé à l'aide d'une grille quadrilatérale uniforme. Ce maillage peut donner une bonne convergence et une haute résolution [161] [162].

6.3.1. Maillages structurées

Les grilles peuvent être de nature cartésienne ou curviligne (généralement adaptées au corps). Dans le premier cas, les lignes de la grille sont toujours parallèles aux axes de coordonnées. Dans le second cas, les surfaces de coordonnées sont courbées pour s'adapter aux limites, comme le montre dans la figure III.7.

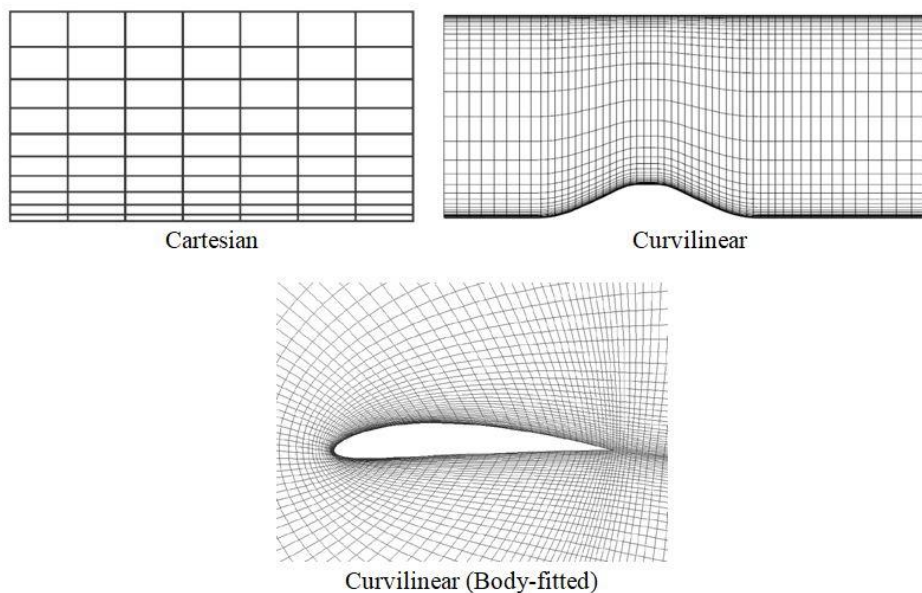


Figure III.7 : Les types de maillage structuré.

6.3.2. Maillages structurées en blocs :

Dans les maillages structurés multi-blocs, le domaine (groupe de zones de nœuds, de faces et de cellules) est décomposé en un petit nombre de régions. Le maillage dans chacune de ces régions le maillage est structuré, comme le montre dans la figure III.8.

- Les cellules correspondantes (matching cells) : Une disposition commune est que les lignes de la grille correspondent à l'interface entre deux blocs de sorte qu'il y a des sommets de cellule qui sont communs à deux blocs.
- Les cellules non correspondantes (non matching cells) : Dans certains cas, le nombre de cellules ne correspond pas à l'interface (cellules non concordantes). Les cellules non correspondantes doivent être évitées autant que possible, car elles ont pour but d'augmenter le temps de calcul.
- Les grilles de chimères : Certains solveurs prennent également en charge les blocs superposés, tels que les grilles de chimères, avec des sommets de cellules non alignés. L'interpolation est alors requise aux frontières des blocs.
- Les grilles de non-orthogonalité : est définie comme un angle entre une ligne reliant deux centres de cellules dans un maillage et un vecteur normal de face (figure III.8).

En général, les blocs multiples sont utiles pour maintenir une configuration de grille structurée autour de frontières complexes. Il n'y a pas de règles strictes, mais il est généralement souhaitable d'éviter les changements brusques dans la direction de la grille (qui conduisent à une précision moindre) dans les régions importantes et rapidement changeantes de l'écoulement, comme près des frontières solides. Il faut également s'efforcer de minimiser la non-orthogonalité de la grille [161].

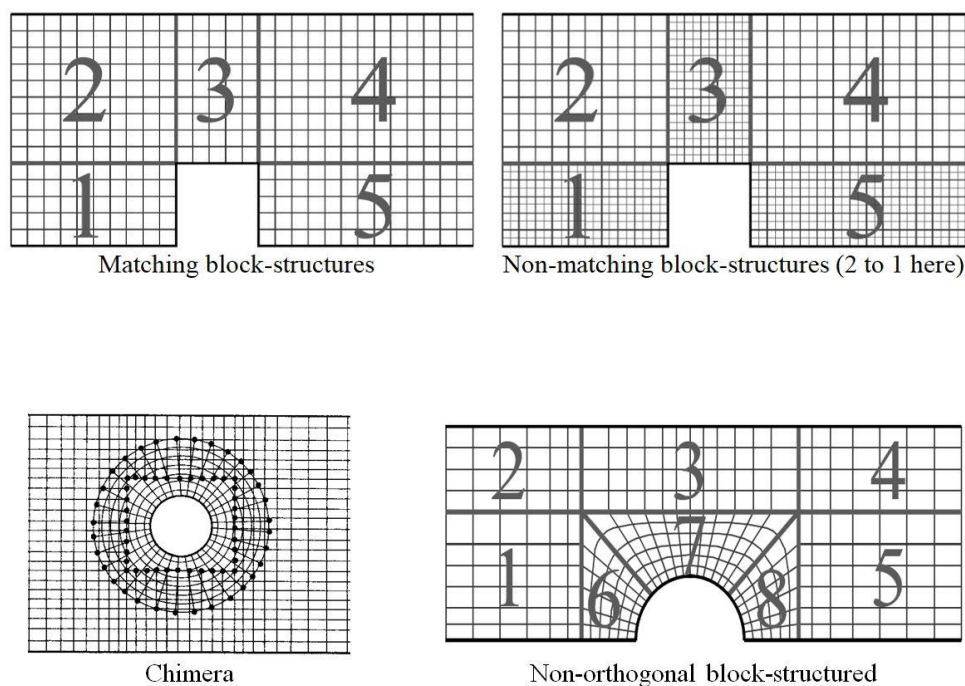


Figure III.8 : Les types de maillage structuré en blocs.

6.3.3. Maillages non structurés :

Les maillages non structurés, tels que le triangulaire (tétraédrique), le quadrilatère (hexaédrique), le polygone (polyédrique) et l'hybride, peuvent accueillir des géométries totalement arbitraires. Cependant, cette flexibilité a un coût important, tant en termes de structures de données et de connectivité que d'algorithmes de résolution. Les générateurs de grilles et les routines de traçage pour de tels maillages sont également très complexes [161].

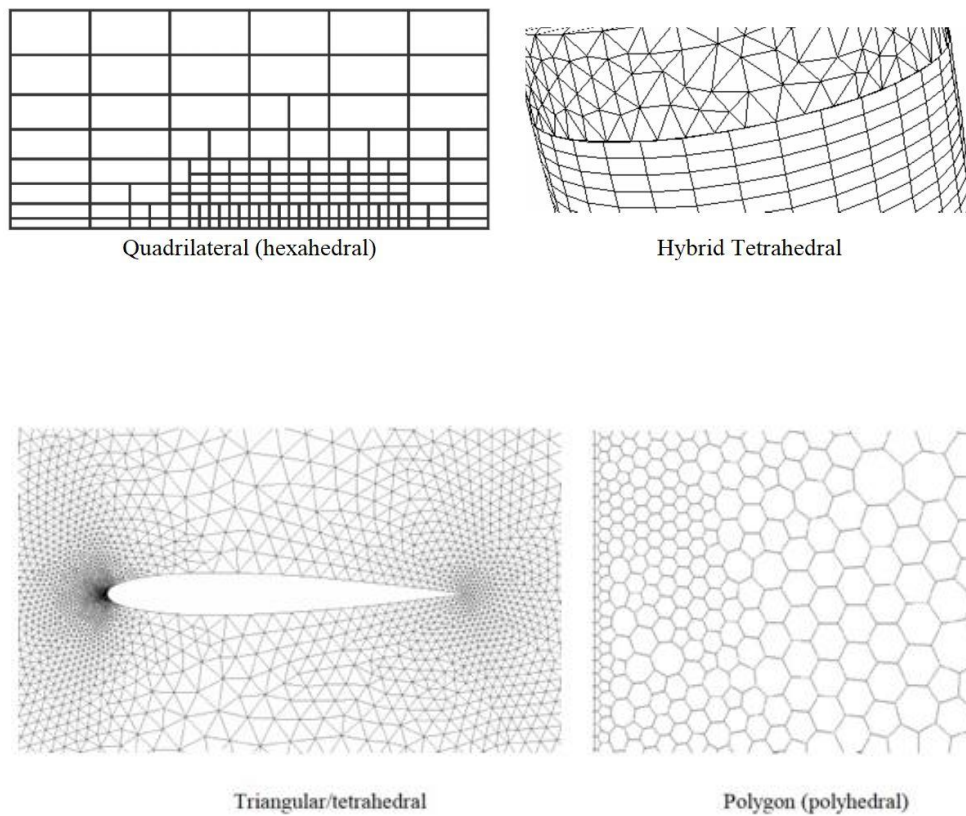


Figure III.9 : Les types de maillage non structurés.

7. Une étude du propulseur en 2D

L'étude 2D des deux propulseurs est réalisée à l'aide de la simulation CFD dans le logiciel ANSYS Fluent pour simuler l'écoulement du peroxyde d'hydrogène à l'intérieur du propulseur. Le modèle 2D est utilisé, car il est plus simple et nécessite moins d'itérations et plus rapides, ce qui réduit le coût global de calcul. Le processus global est divisé en deux parties : la première partie correspond au prétraitement, pour lequel le modèle doit être préparé avec la première génération de maillage. La deuxième partie est une solution numérique, comprenant la mise en place des conditions aux limites, les méthodes de discrétisation, le solveur et l'initialisation. La figure III.10 résume les étapes de base du processus.

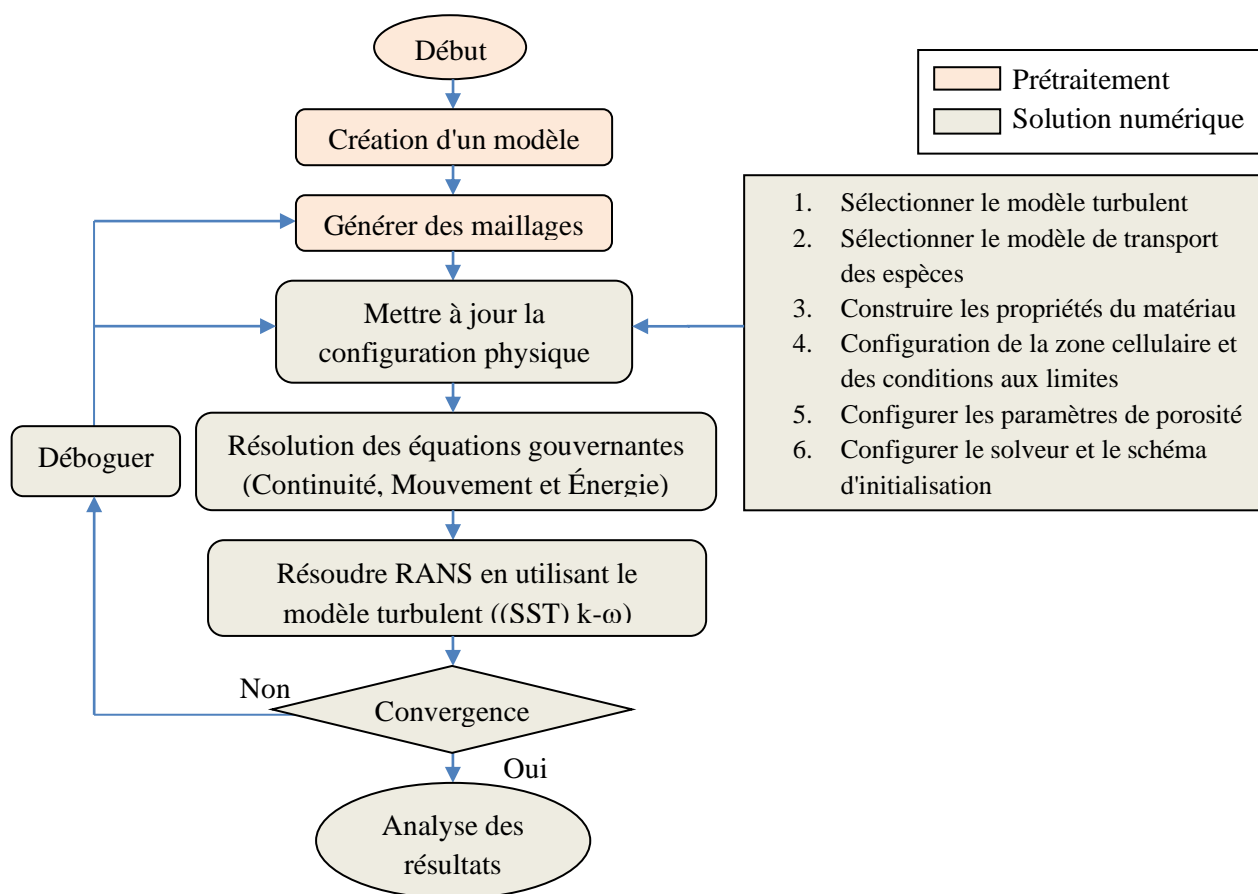


Figure III.10 : Le processus de CFD.

Cette étude a été effectuée comme une simulation en régime permanent (steady state simulation) avec un solveur basé sur la pression (pressure-based solver) pour une géométrie axisymétrique. L'équation d'énergie a été activée et l'écoulement turbulent dans le propulseur a été sélectionné avec le modèle de turbulence de transport de contrainte de cisaillement

(shear-stress transport) (SST) $k-\omega$ [163]. Dans l'option de transport d'espèces, un modèle de réaction volumétrique a été activé, en considérant que la réaction de décomposition du peroxyde d'hydrogène se produit uniquement dans le lit catalytique. L'interaction turbulente-chimique a utilisé le modèle de dissipation d'Eddy (Eddy Dissipation Model) (EDM), considérant que les taux de réaction sont supposés être contrôlés par la turbulence. Une vitesse superficielle a été utilisée dans la simulation pour assurer la continuité des vecteurs de vitesse à travers l'interface du milieu poreux, et ce calcul est basé sur le débit volumique.

La géométrie du propulseur est divisée en quatre zones différentes : l'injecteur, le milieu poreux, la tuyère et la partie ambiante, comme le montre dans la figure III.11. L'objectif principal de la simulation du propulseur est d'avoir une décomposition complète de H_2O_2 à la sortie du catalyseur afin de maximiser la poussée et d'obtenir la poussée requise.

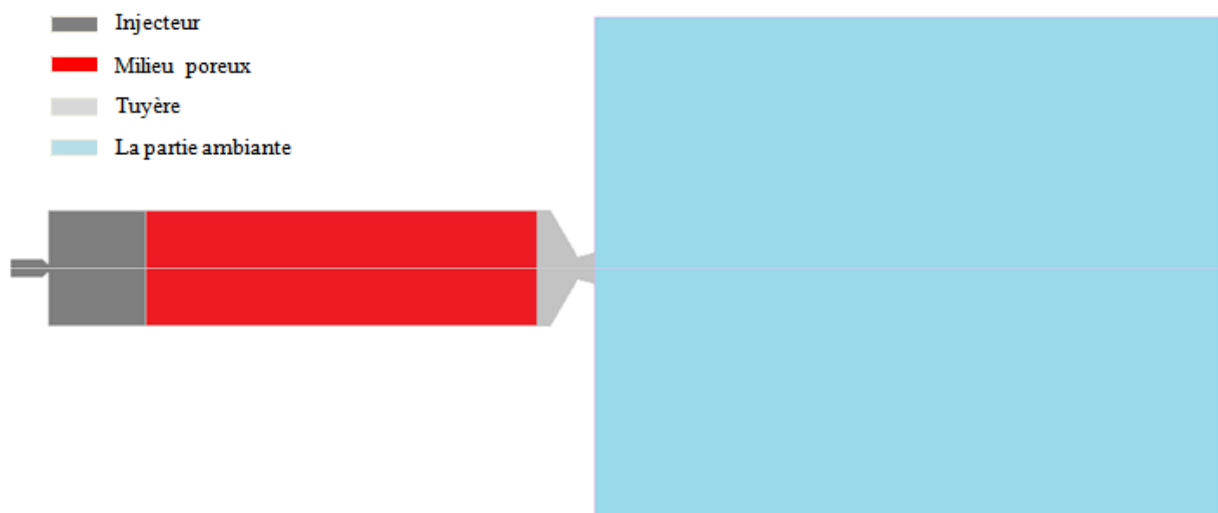


Figure III.11 : La géométrie du propulseur.

Le modèle maillé est d'abord configuré avec des conditions aux limites et des conditions de zone cellulaire, comme le montre dans la figure III.12. Généralement, les conditions aux limites consistent en une entrée de pression, une sortie de pression, des parois et un axe axisymétrique. Toutes les parois sont adiabatiques, avec un flux de chaleur nul, et ne possèdent pas de conditions de glissement. La région du lit catalytique est définie comme un milieu poreux. Dans les conditions limites, à l'entrée, le matériau du mélange peroxyde d'hydrogène-eau-air est fourni, avec une fraction massique de 0,875 pour le peroxyde d'hydrogène et 0,125 pour la fraction massique d'eau. Les valeurs de la pression et de la

température d'entrée sont respectivement de 17bar et 293,15K. Le tableau III.3 donne un aperçu des paramètres d'entrée pour les conditions limites, la zone cellulaire et les conditions de fonctionnement. Dans les méthodes de solution, un schéma couplé avec initialisation hybride a été utilisé pour simuler ce modèle. La convergence est assurée lorsque le maximum du résidu de toutes les variables atteint la valeur de 10^{-5} .

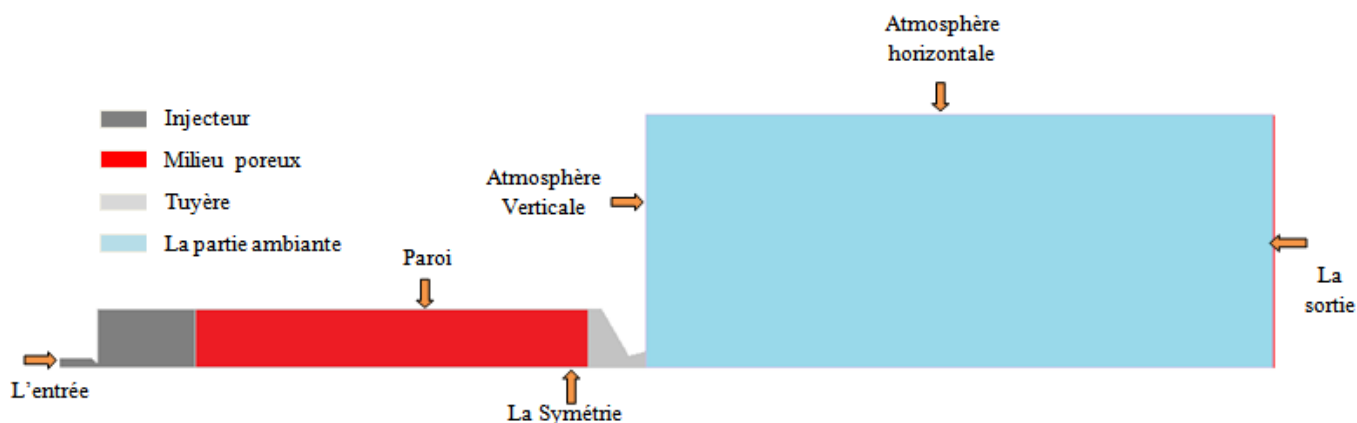


Figure III.12 : Les conditions aux limites et les conditions de zone cellulaire du modèle 2D.

Tableau III.3 : Les paramètres d'entrée pour la simulation.

Paramètre	Valeur
Pression absolue d'entrée, P_T	17 bar
Température d'entrée, T_e	293.15 K
Concentration de H_2O_2	87.5 wt%
Pression de fonctionnement, P	1.01325 bar
Porosité, ϵ (propulseur à 10N)	0.4022
Porosité, ϵ (propulseur à 20N)	0.4019

8. Conclusion

Ce chapitre décrit les étapes de l'analyse numérique de l'écoulement H_2O_2 à travers le propulseur (injecteur, lit catalytique et tuyère) à l'aide de la simulation de la dynamique des fluides computationnelle (CFD) dans Ansys Fluent, afin de garantir des solutions précises avec un degré de fiabilité raisonnable.

La méthode appliquée en CFD est la méthode des volumes finis, qui discrétise directement la forme intégrale des équations gouvernantes. Les méthodes CFD sont bien définies et se sont imposées comme une représentation précise du comportement des fluides. La contrainte majeure de toute méthode CFD appliquée à un milieu complexe est de définir une géométrie de calcul appropriée pour le domaine d'écoulement dans lequel le mouvement du fluide peut être analysé. Afin de résoudre les équations gouvernantes utilisées dans un solveur CFD, le domaine d'écoulement doit être discrétisé en petits volumes ou éléments, ce qui conduit à la résolution d'une équation différentielle partielle. Ce processus est appelé maillage ou génération de grille. Si un maillage approprié n'est pas produit, des problèmes de fidélité géométrique se posent en ce qui concerne la représentation du domaine de calcul. De plus, si un maillage de qualité appropriée n'est pas créé, des instabilités apparaissent lors de la résolution des équations gouvernantes.

Chapitre IV:

Résultats et Discussion

Introduction

Dans ce chapitre, nous allons présenter les résultats obtenus à partir de l'étude théorique et de la simulation CFD de l'écoulement à travers le propulseur qui a été conçu, avec l'utilisation du logiciel ANSYS fluent.

Après la configuration du modèle, incluant les détails du maillage, le modèle Fluent utilisés et les conditions aux limites sont présentés. Ensuite, les résultats sont présentés et comparés aux données de simulation CFD et aux calculs précédents. Enfin, ces résultats obtenus sont discutés en termes d'explication des disparités et de leur impact global sur l'étude.

Comme mentionné dans les chapitres 2 et 3, une combinaison de paramètres théoriques et de simulation CFD a été utilisée pour vérifier la précision du code pour toutes les configurations du propulseur. Pour ce faire, nous comparons les performances théoriques des deux propulseurs obtenues dans le programme MATLAB avec les résultats obtenus dans la simulation CFD, ce qui confirme finalement les bonnes performances des deux propulseurs.

1. Modélisation du système (Utilisation de programme Matlab)

Dans cette partie, les trois étapes importantes qui permettent d'atteindre la conception optimale du propulseur (les paramètres thermochimiques et les propriétés chimiques du propergol, les performances théoriques du propulseur et sa conception préliminaire du propulseur) sont calculées à l'aide du programme Matlab et fournies avec les informations nécessaires à la mise au point d'un propulseur.

1.1. Validation du programme

À partir des hypothèses identifiées dans le modèle d'analyse réalisé par le programme Matlab, les équations du programme sont dérivées ou tirées de la méthode des volumes afin d'obtenir les résultats souhaités.

Les résultats obtenus ont été validés à l'aide d'un modèle de propulseur à 20N, qui a été choisi parmi les travaux expérimentaux réalisés par Palmer sur le thème "Design, Build and Test of a 20N Hydrogen Peroxide monopropellant thruster" [88] [107]. Ensuite, nous avons appliqué ce programme pour étudier le modèle de propulseur de 10N afin de fournir des résultats réels et optimaux. Le tableau est présente les entrées et les sorties du modèle de cas étudié ainsi que l'étude menée par Palmer.

La plupart des paramètres de sortie du propulseur sont calculés et vérifiés à l'aide du code CEA (Chemical Equilibrium with Applications) de la NASA, développé par Gordon et McBride pour des raisons de simplicité [111]. Il donne les paramètres thermochimiques de la décomposition du H_2O_2 et les paramètres de performance liés au propulseur à monergol. Le code CEA nécessite les données d'entrée fournies dans le tableau IV.1, à l'exception de la poussée.

Tableau IV.1 : Une comparaison entre les données d'entrée et de sortie fournies par le cas étudié et l'étude de Palmer pour 20N.

		Modèle de cas étudié (examiné)	Modèle de Palmer	L'écart	
Entrée du Modèle	Poussée (F_T)	20 N	20 N	–	
	Concentration de H_2O_2 %	87.5 %	87.5 %	–	
	Pression de réservoir (P_r)	17 bars	17 bars	–	
Sortie du modèle	Les performances théoriques du propulseur	Impulsion spécifique (I_{sp})	119.57s	118.63 s	0.79 %
		Température de chambre (T_c)	968.34 K	927.17 K	4.44 %
		Coefficient de poussée (C_F)	1.2947	1.3003	0.43 %
		Vitesse caractéristique (C^*)	905.993 m/s	895.04 m/s	1.22 %
		Vitesse de sortie (V_s)	1173.02 m/s	1163.80 m/s	0.79 %
		Débit massique (\dot{m})	17.05 g/s	17.19 g/s	0.81 %
	Les dimensions du propulseur	Surface du col (A_t)	$1.4303 \times 10^{-5} \text{ m}^2$	$1.4242 \times 10^{-5} \text{ m}^2$	0.43 %
		Surface de sortie (A_s)	$3.2769 \times 10^{-5} \text{ m}^2$	$3.3927 \times 10^{-5} \text{ m}^2$	3.41 %
		Taux d'expansion (A_s/A_t)	2.2911	2.3822	3.82 %
		Diamètre du col (D_t)	4.3 mm	4.26 mm	0.94 %
Diamètre de sortie de la tuyère (D_s)		6.5 mm	6.58 mm	1.21 %	

Après la comparaison entre les données d'entrée et de sortie, nous constatons que les écarts entre les paramètres de performance de sortie sont faibles en moyenne. Le modèle d'étude de Palmer et le modèle du cas d'étude pour une poussée de 20 N ont été examinés en détail. Cette faible différence est principalement due à la fabrication de petits composants. En effet, chaque programme utilise une méthode de solution différente (le pas de température) en se basant sur les propriétés thermodynamiques de H_2O et O_2 (contenues dans les annexes A et B respectivement) du code CEA.

1.2. Résultats de la conception du propulseur

1.2.1. Les paramètres thermochimiques, les propriétés chimiques du propergol et les paramètres de performance théoriques du propulseur.

Tableau IV.2 : Les paramètres thermochimiques de la décomposition du H₂O₂.

Paramètre	Valeur
Température de chambre (T_c)	968.34 K
La chaleur spécifique (C_p)	1.6182×10^3 j/(kg.K)
Le rapport des chaleurs spécifiques (γ)	1.3053
La masse molaire moyenne des produits (M_{moy})	22 g/mol
La fraction massique de H ₂ O	0.5885
La fraction massique de O ₂	0.4115
La pression de la chambre (P_c)	10-12 bar

Tableau IV.3 : Les paramètres de performance théoriques des deux propulseurs.

Paramètre	Propulseur de 20N	Propulseur de 10N
Impulsion spécifique (I_{sp})	119.57 s	116.199 s
Coefficient de poussée (C_F)	1.2947	1.2582
Vitesse caractéristique (C^*)	905.993 m/s	905.993 m/s
Vitesse de sortie (V_s)	1173.02 m/s	1139.91 m/s
Débit massique (\dot{m})	17.05 g/s	8.8 g/s
Vitesse de col (V_t)	644.24 m/s	644.24 m/s
Nombre de Mach (M_s)	2.264	2.154

1.2.2. Les dimensions du propulseur

Après avoir évalué les performances théoriques, il est possible de déterminer la conception des composants du propulseur, à partir de la tuyère. Le type de tuyère conique a été choisi pour la présente étude en raison de ses avantages techniques et économiques. Une revue de la littérature indique que l'angle de divergence est de 30°, ce qui correspond à un demi-angle d'environ 15° et à un demi-angle convergent de 60°. Le tableau IV.4 présente certaines dimensions des deux propulseurs à monergol.

Tableau IV.4 : Les dimensions des propulseurs.

Paramètre	Propulseur de 20N	Propulseur de 10N
Surface du col (A_t)	$1.4303 \times 10^{-5} \text{ m}^2$	$8.8310 \times 10^{-6} \text{ m}^2$
Surface de sortie (A_s)	$3.2769 \times 10^{-5} \text{ m}^2$	$1.8106 \times 10^{-5} \text{ m}^2$
Taux d'expansion ($\varepsilon_t = A_s/A_t$)	2.2911	2.0503
Surface du lit du catalyseur (A_c)	$3.4458 \times 10^{-4} \text{ m}^2$	$2.4922 \times 10^{-5} \text{ m}^2$
Surface de l'injecteur (A_i)	$7.3346 \times 10^{-7} \text{ m}^2$	$3.7738 \times 10^{-7} \text{ m}^2$
Diamètre de col (D_t)	4.3 mm	3.4 mm
Diamètre de sortie de la tuyère (D_s)	6.5 mm	4.8 mm
Diamètre du lit du catalyseur (D_c)	21 mm	17.8 mm
Diamètre d'orifice d'injecteur (D_i)	0.96637 mm	1.4 mm
La longueur du lit du catalyseur (L_c)	68.1 mm	60 mm

2. Étude sur les propulseurs en 2D (Simulation CFD dans ANSYS fluent)

L'étude 2D des propulseurs est réalisée à l'aide d'une simulation CFD dans le logiciel ANSYS Fluent afin de résoudre les équations d'énergie, de continuité, de quantité de mouvement et de transport des espèces pour l'écoulement du peroxyde d'hydrogène dans le propulseur. L'approche du non-équilibre thermique local (LTNE) est largement utilisée pour modéliser le transfert de chaleur par convection dans un milieu poreux et pour étudier les interactions thermiques entre les phases fluides et solides. La cinétique des réactions chimiques a été calculée à l'aide de fonctions définies par l'utilisateur (UDF).

2.1. Test de Maillage

Le maillage est créé à l'aide d'une grille quadrilatérale uniforme (Figure IV.1), avec une géométrie axisymétrique (demi-géométrie), afin de modéliser et de réduire le nombre total d'éléments et, par conséquent, le temps de calcul. Le tableau IV.5 présente les paramètres de l'étude indépendante de la grille pour les deux modèles. Il montre que la température maximale mesurée au niveau du lit catalytique est de 980 K pour les deux modèles. On peut en conclure que les mailles 1 et 2 ne présentent pas de différences significatives de

température pour le modèle 1, et la même remarque s'applique aux pour les mailles 2 et 3 pour le modèle 2. Par conséquent, pour réduire le temps de calcul, un nombre total de 17 648 nœuds et 17 045 éléments a été utilisé pour le maillage 1 du modèle 1, et de 18 162 nœuds et 17 536 éléments pour le maillage 3 du modèle 2, a été utilisé sur la base d'une étude préliminaire de convergence du maillage. Le maillage 1 pour le modèle 1 et le maillage 3 pour le modèle 2 ont été choisis pour cette étude.

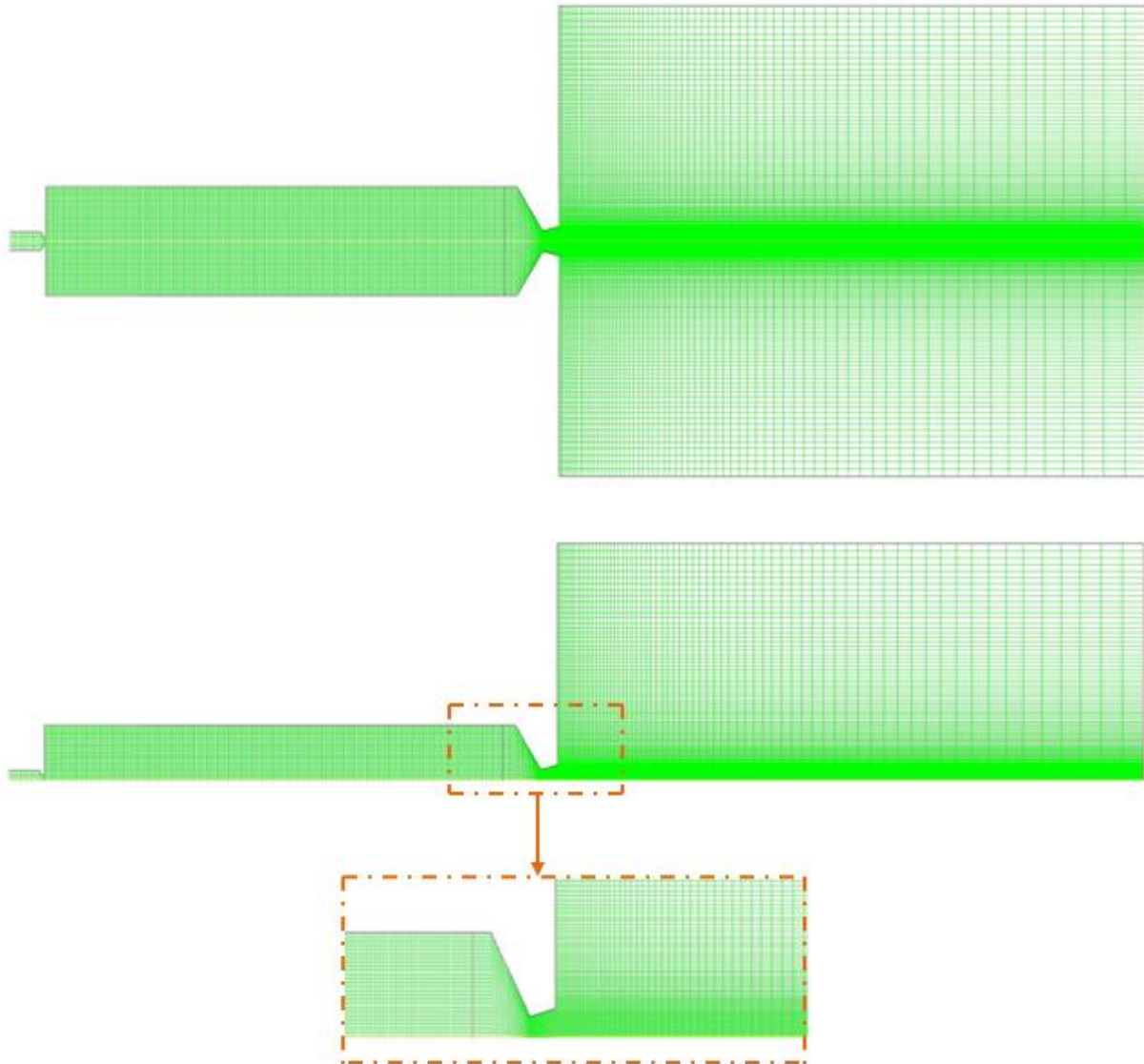


Figure IV.1 : Modèle 2D de maillage axisymétrique avec grille quadrilatérale, le maillage de la géométrie complète (au haut), et le maillage de géométrie axisymétrique (demi-géométrie).

Tableau IV.5 : Paramètres de l'étude indépendante de la grille.

Le modèle 1 (Propulseur 20N)			
maillages	Nombre de nœuds	Nombre d'éléments	Température maximale au niveau du lit du catalyseur [K]
maillage 1	17648	17045	968
maillage 2	18534	17913	968
maillage 3	22518	21822	980

Le modèle 2 (Propulseur 10N)			
maillages	Nombre de nœuds	Nombre d'éléments	Température maximale au niveau du lit du catalyseur [K]
maillage 1	23031	22313	980
maillage 2	19048	18404	969
maillage 3	18162	17536	969

2.2. Conditions aux limites

Tableau IV.6 : Les paramètres d'entrée pour la frontière, la zone cellulaire et les conditions de fonctionnement de la simulation Ansys Fluent.

Les modèles		Propulseur 10N	Propulseur 20N	
Conditions de fonctionnement	Pression de fonctionnement [Pa]	101325	101325	
Conditions aux limites	À l'entrée	Pression d'entrée [Pa]	1700000	1700000
		Supersonique /initial Pression nominale [Pa]	1598675	1598675
		Intensité de la turbulence [%]	5	5
		Taux de viscosité turbulente	10	10
		Température [K]	293.15	
		Fraction massique	H ₂ O ₂ = 0.875 H ₂ O= 0.125	H ₂ O ₂ = 0.875 H ₂ O= 0.125
	À la sortie	Pression de sortie [Pa]	0	0
		Température [K]	300	300
Conditions de la zone cellulaire	Milieu poreux	porosité	0.4022	0.4019
		La viscosité résistance [m ⁻²]	2.2898×10 ⁹	1.9554×10 ⁹
		Résistance inertielle [m ⁻¹]	53621	5520.5

2.3. Validation de la méthode numérique

Pour valider le modèle développé, une analyse comparative a été réalisée à l'aide des résultats numériques et expérimentaux obtenus par Muhammad et al [164], et Palmer [88] [107]. Comme le montre la figure IV.2, les résultats indiquent un excellent accord avec les résultats expérimentaux, avec une erreur maximale de température dans le propulseur inférieure à 1 %. De plus, les résultats numériques ont montré que l'erreur maximale n'excède pas 6 %.

2.4. Résultat de CFD simulation et interprétation

Dans cette étude, la simulation des propulseurs à monergol à peroxyde d'hydrogène est réalisée à l'aide d'un lit catalytique composé de particules d'argent sphériques identiques. Le processus de validation est effectué et comparé aux valeurs théoriques précédentes obtenues à l'aide de MATLAB, telles que la température du lit de catalyseur, la fraction massique des espèces, la pression et la vitesse de sortie, afin de s'assurer que le résultat de la simulation est justifié.

2.4.1. Analyse des paramètres thermodynamiques des propulseurs basés sur un lit catalytique constitué de particules d'argent sphériques.

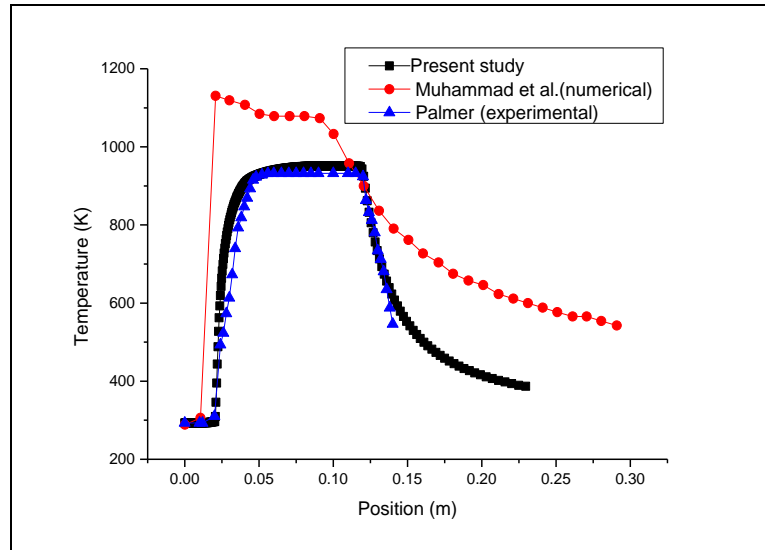
Pour optimiser les performances du lit catalytique, des particules d'argent sphériques de taille uniforme ont été utilisées comme milieu poreux pour la décomposition du peroxyde d'hydrogène, ce qui a permis d'obtenir une porosité calculée de 0,4022 pour le propulseur de 10N et de 0,4019 pour le propulseur de 20N sur la base de l'équation de Dixon [129]. La Figure IV.2 illustre la variation de la température sur la longueur du propulseur, avec un domaine externe montrant l'écoulement après la tuyère.

- *La température statique*

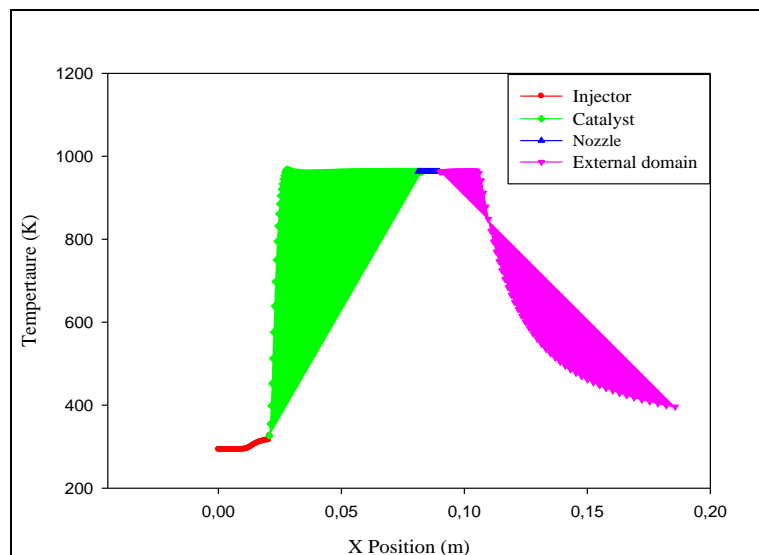
D'après la figure IV.2, les températures statiques les plus élevées obtenues sont de 969 K et de 968K. Par rapport au résultat théorique, les températures obtenues sont pratiquement les mêmes. La température reste relativement constante à l'intérieur du propulseur, du lit catalytique jusqu'à la sortie de la tuyère, comme le montre dans la figure IV.3.

L'écoulement transporte la chaleur de la réaction après la décomposition du peroxyde d'hydrogène dans la région du lit catalytique sous forme de gaz chaud, à travers la tuyère, puis

il passe à un écoulement supersonique après avoir traversé le col de la tuyère. La température du gaz compressible reste constante à la température de stagnation de l'écoulement fluide. Dans la région de la tuyère, la température de stagnation reste constante conformément aux principes de l'écoulement supersonique dans une tuyère [104]. Le flux de chaleur à l'extérieur du propulseur commence alors à diminuer à mesure que la distance par rapport au site de réaction augmente.

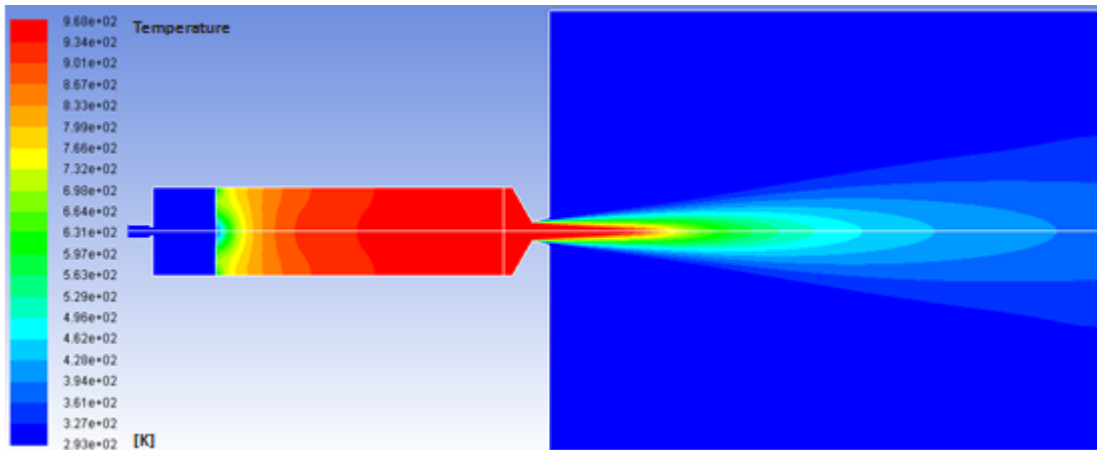


(a)

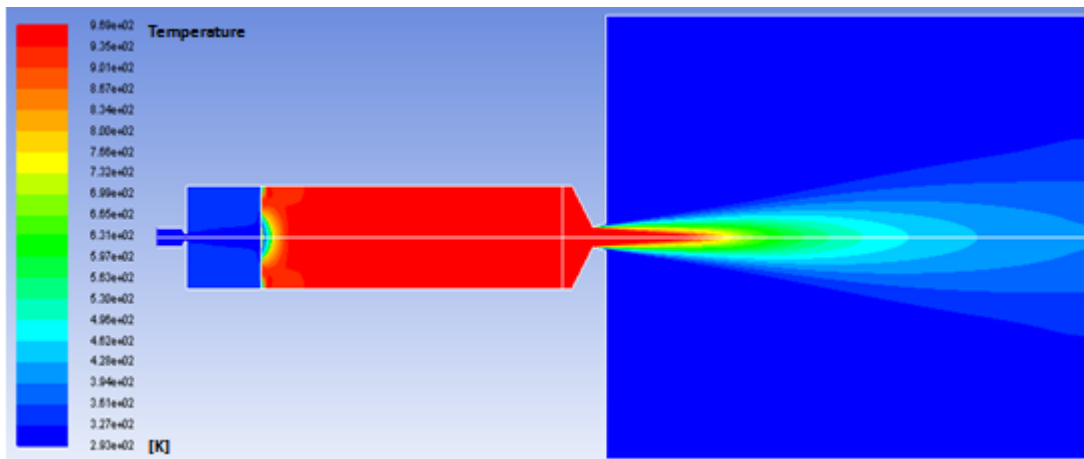


(b)

Figure IV.2 : La distribution de la température (a) pour Muhammad et al [164], et Palmer [88] [107] et la simulation numérique actuelle pour le propulseur de 20N, (b) pour le propulseur de 10N.



(a) Propulseur de 20N



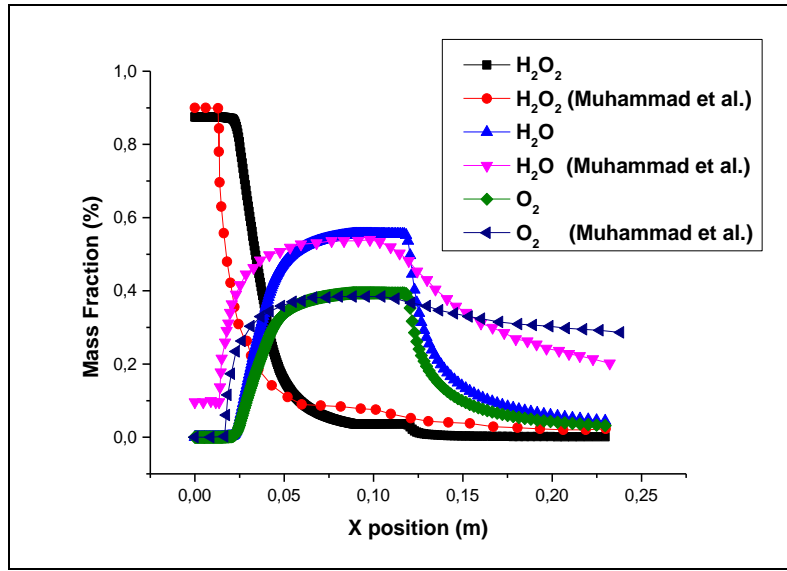
(b) Propulseur de 10N

Figure IV.3 : Contours de la température statique à l'intérieur des propulseurs.

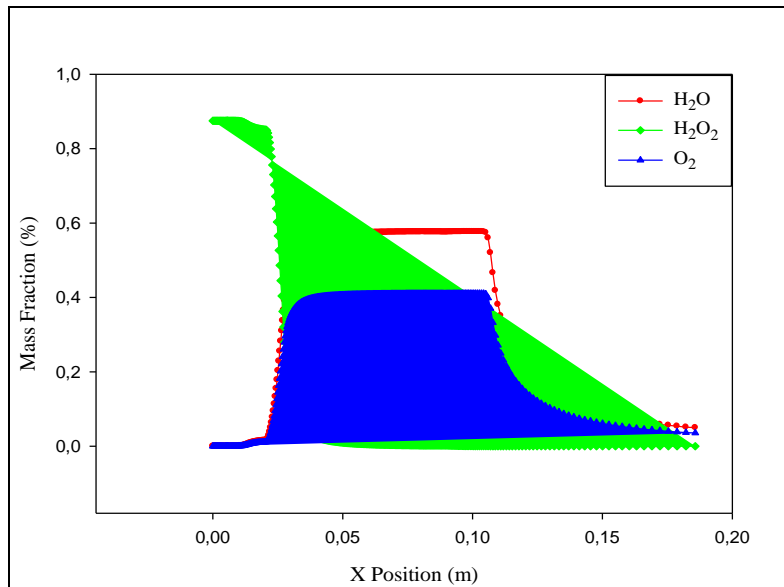
- *La fraction massique des espèces*

La température de décomposition élevée du peroxyde d'hydrogène joue un rôle important dans la performance optimale des systèmes de propulsion. Cela est dû à deux facteurs principaux : l'utilisation d'une concentration élevée de peroxyde d'hydrogène et la sélection d'un lit catalytique approprié. Le peroxyde d'hydrogène se décompose dans le lit catalytique, produisant de l'oxygène gazeux et de la vapeur d'eau. Figure IV.4 illustre la variation des fractions massiques des espèces H_2O_2 , H_2O et O_2 sur la longueur des propulseurs. Le H_2O_2 a commencé à une fraction massique de 0,875, puis a diminué de manière significative lorsqu'il a atteint le lit catalytique. Cela indique l'apparition d'une réaction conduisant à la formation d'oxygène gazeux et de vapeur d'eau et à une augmentation des fractions massiques de leurs espèces. Comme le montre dans Figure IV.5, la fraction massique de H_2O_2 diminue continuellement lorsque H_2O_2 est remplacé par H_2O et O_2 , jusqu'à ce que les deux valeurs

maximales stœchiométriques de fraction massique de 0,580 et 0,412, respectivement, soient atteintes.



(a)



(b)

Figure IV.4 : La fraction massique des espèces à travers les propulseurs, (a) pour Muhammad et al [164], et la simulation numérique actuelle pour le propulseur de 20N, (b) pour le propulseur de 10N.

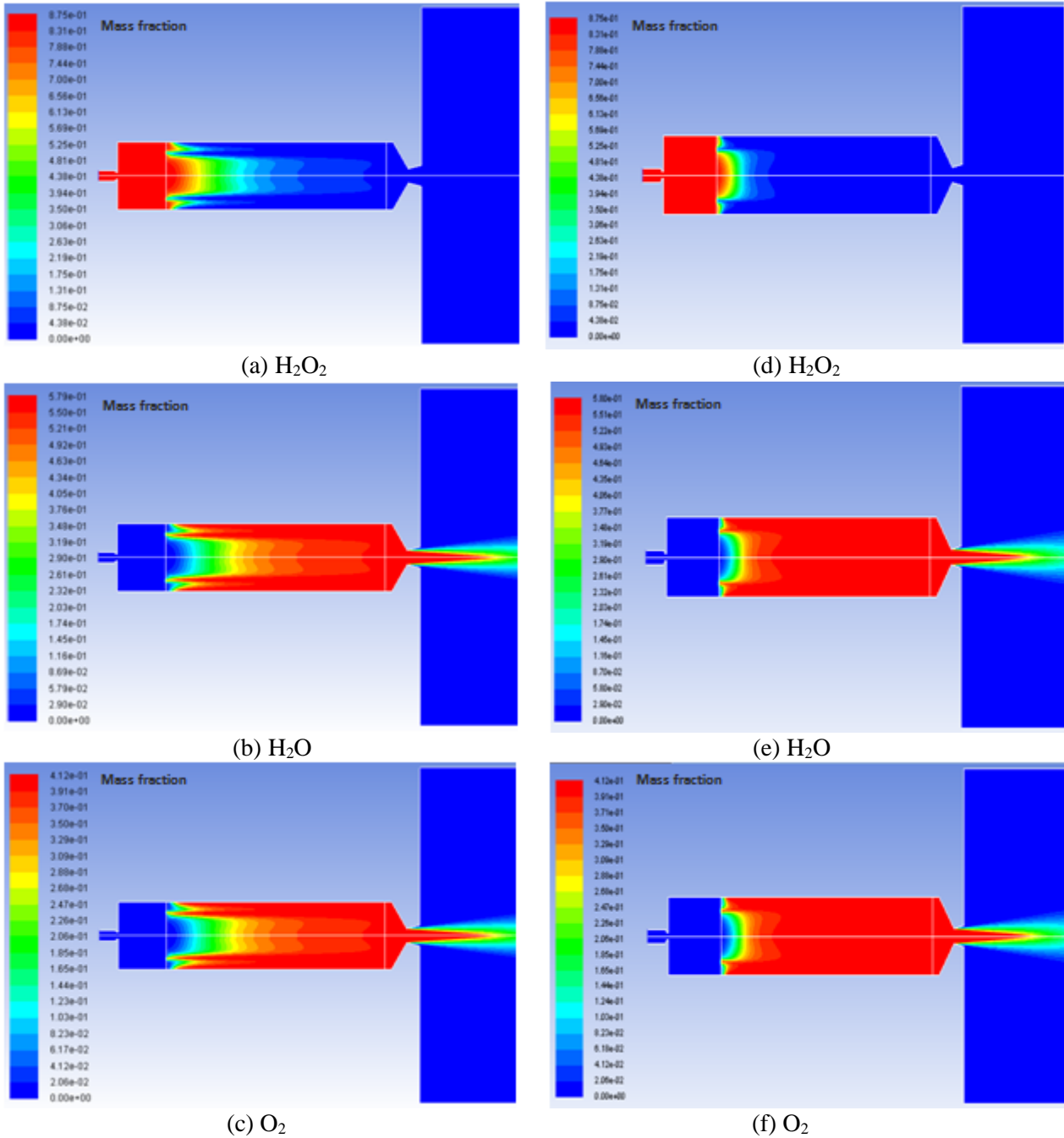
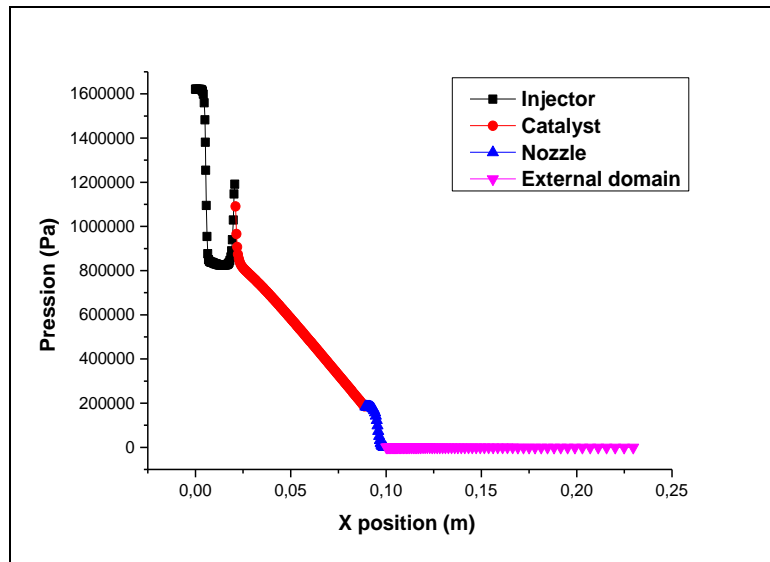


Figure IV.5 : Contours de la fraction massique des espèces à travers le propulseur ; (a), (b) et (c) pour le propulseur de 20N et (d), (e) et (f) pour le propulseur de 10N.

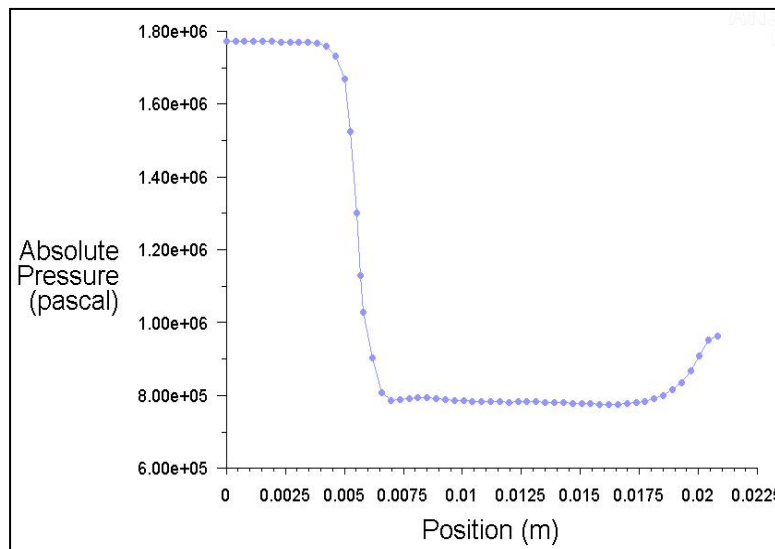
L'analyse des graphes des fractions massiques des espèces (Figure IV.4) le long du contour de la température (Figure IV.3) montre que le liquide subit la bonne réaction de décomposition, avec la chaleur générée par la réaction. Cette observation confirme la fiabilité des résultats de la simulation. Par rapport aux résultats théoriques, les fractions massiques obtenues sont pratiquement les mêmes.

• *La pression absolue*

Le contour de la pression absolue à l'intérieur du propulseur est illustré à la figure IV.7. D'après cette figure, la pression à l'entrée est d'environ 17bar. Il est clair que la pression a diminué dans la région du lit catalytique jusqu'à la sortie de la tuyère. La porosité du milieu catalytique affecte la chute de pression à travers le lit catalytique [131] (Figure IV.6). La pression diminue dans la partie divergente de la tuyère vers la sortie, comme le montre dans les contours, ce qui explique l'augmentation significative de la vitesse de sortie et de la force de poussée.



(a)



(b)

Figure IV.6 : La distribution de la pression absolue à l'intérieur des propulseurs, (a) 20N et (b) 10N.

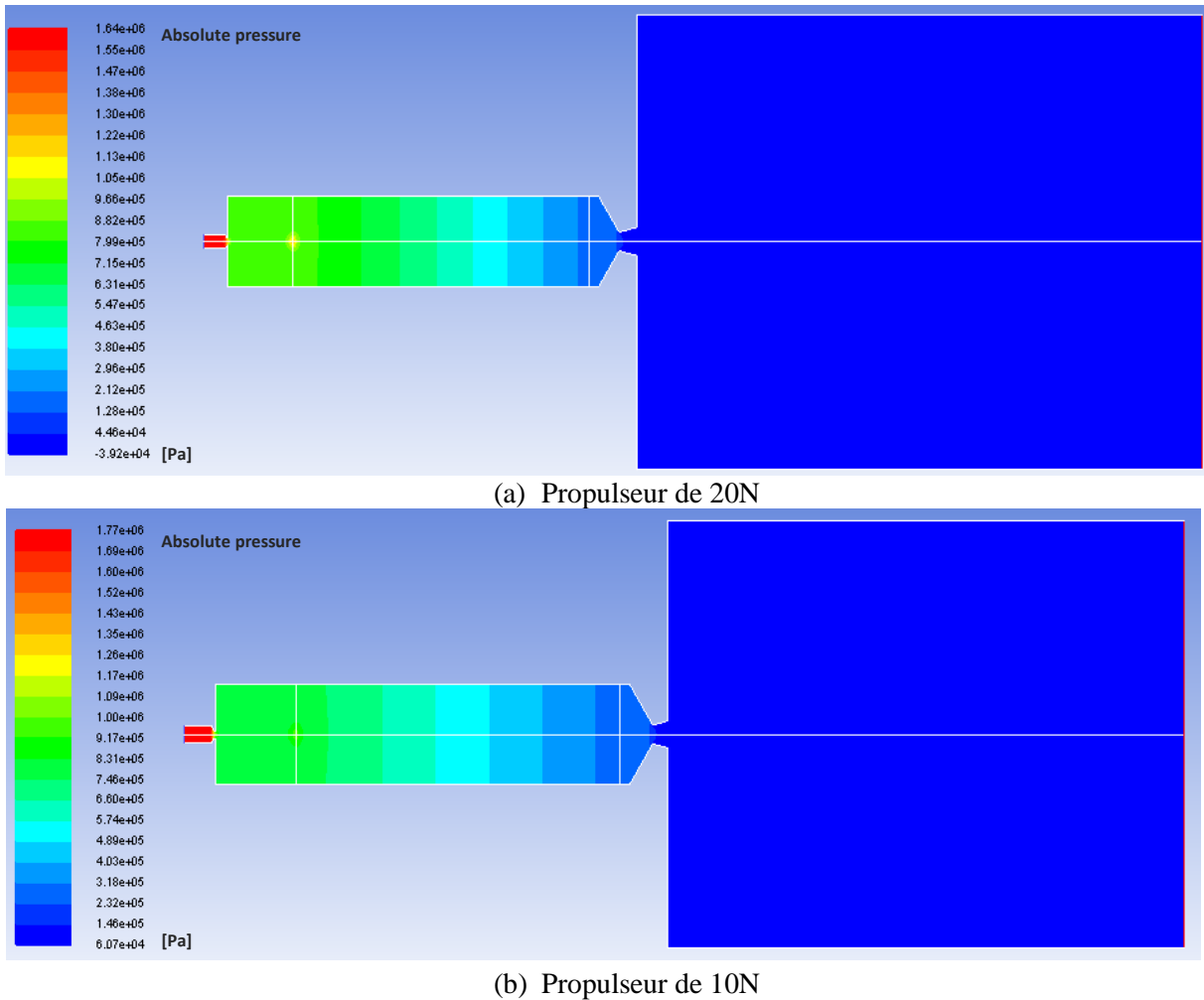
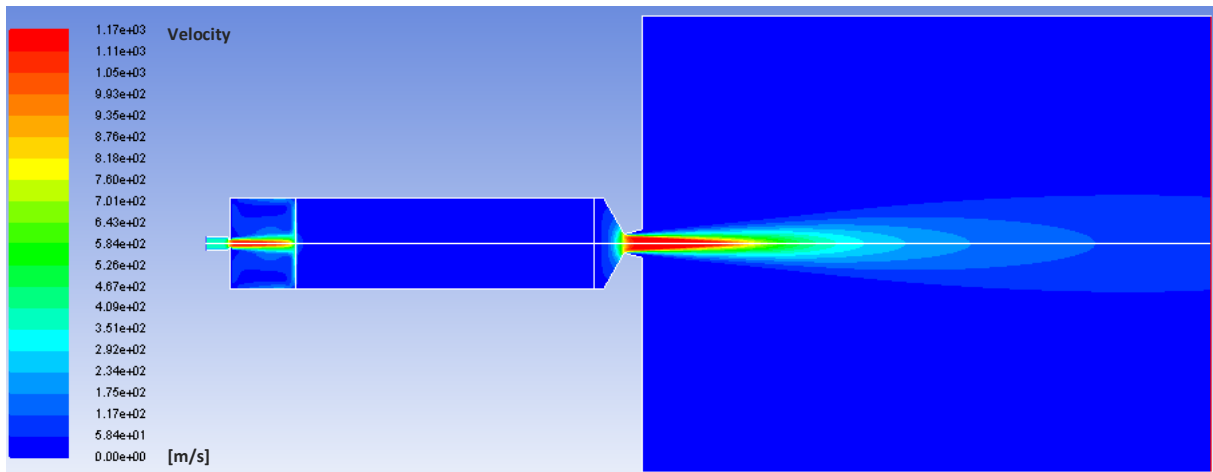


Figure IV.7 : Contours de la pression absolue à l'intérieur des propulseurs.

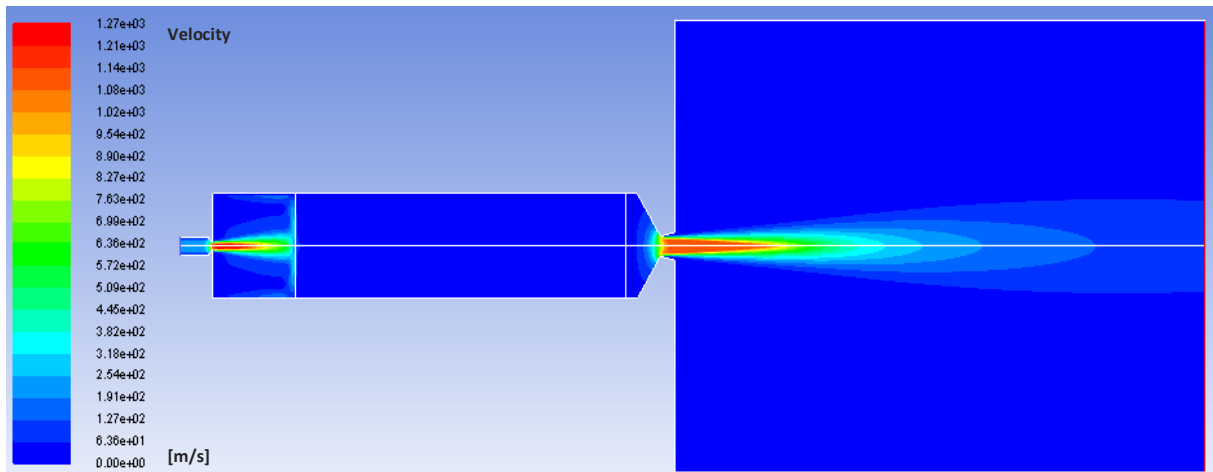
- *La vitesse*

La Figure IV.9 présente le profil de vitesse à travers le propulseur. La vitesse augmente dans la région de l'injecteur et de la tuyère divergente, à l'exception de la région du lit de catalyseur, où elle reste uniforme. Cette uniformité de la vitesse dans le lit catalytique est supposée assurer la continuité de l'écoulement, exprimée sous la forme d'un lit catalytique isotropique. La vitesse diminue considérablement dans la région du lit catalytique, et atteindre environ 58,4 m/s et 63,6 m/s pour les propulseurs de 20N et 10N, respectivement, lorsque le fluide entre en contact avec le milieu poreux. Le profil convergent-divergent (CD) de la tuyère accélère le débit de gaz d'une vitesse subsonique à une vitesse supersonique. Comme le montre dans la Figure IV.8, la vitesse de la partie divergente augmente progressivement et atteint une valeur maximale de $1,17 \times 10^3$ m/s et $1,14 \times 10^3$ m/s à la sortie de la tuyère pour les propulseurs de 20N et 10N, respectivement. Ces résultats sont cohérents avec la théorie des

tuyères convergentes-divergentes supersoniques [104] [165]. Par conséquent, les résultats confirment la possibilité d'atteindre une force de poussée de 20N ($17 \times 10^{-3} \text{kg/s} \times 1,17 \times 10^3 \text{m/s}$) et de 10N ($8,8 \times 10^{-3} \text{kg/s} \times 1,14 \times 10^3 \text{m/s}$) requise pour cette étude, ainsi qu'une impulsion spécifique d'environ 120s pour le propulseur de 20N et de 116s pour le propulseur de 10N, comme calculé à partir des équations (II.34) et (II.36), respectivement.

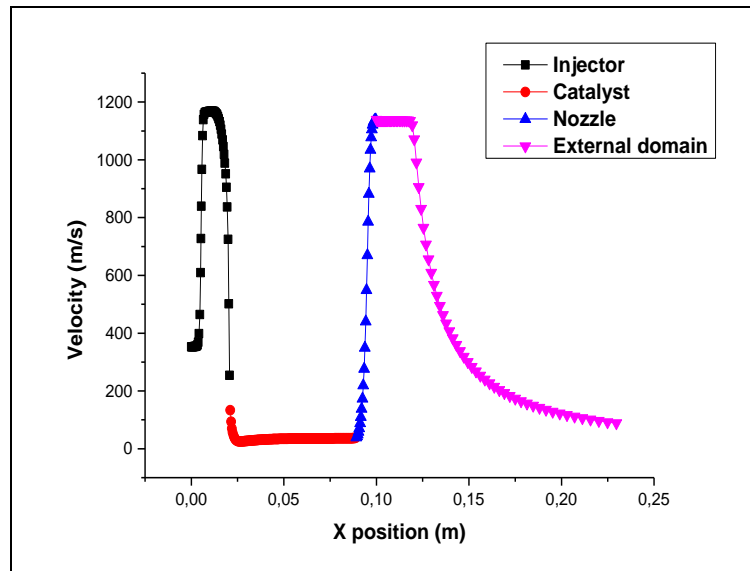


(a) Propulseur de 20N

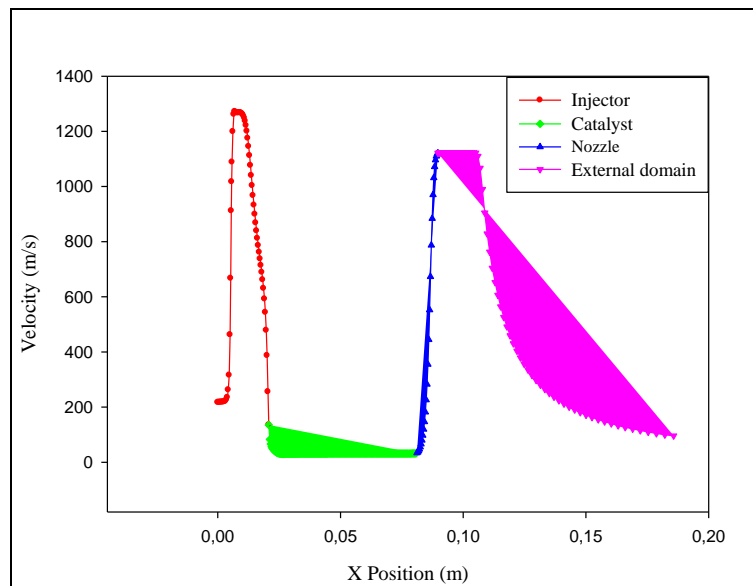


(b) Propulseur de 10N

Figure IV.8 : Contour de la vitesse à l'intérieur des propulseurs.



(a)

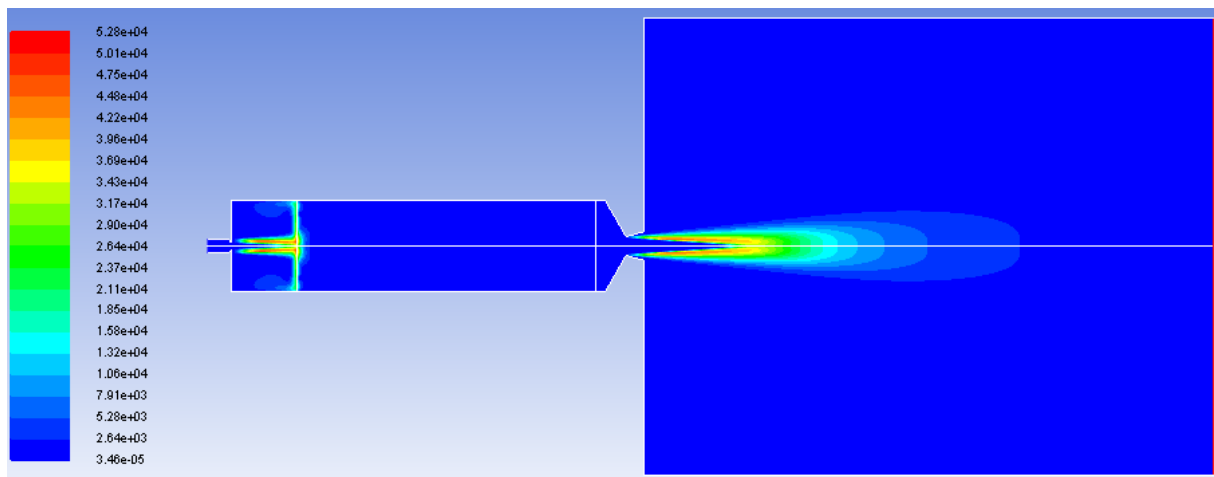


(b)

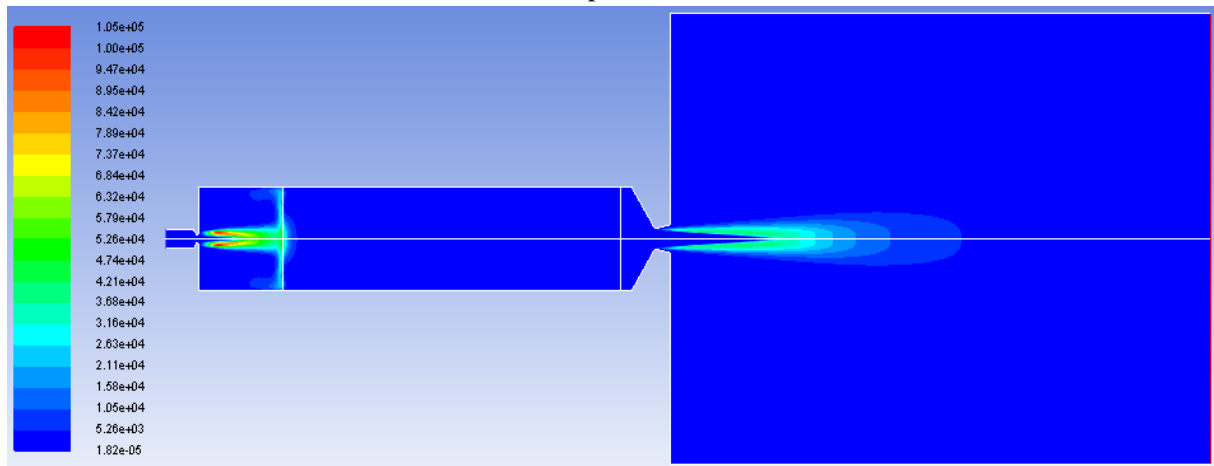
Figure IV.9 : La distribution de la vitesse des propulseurs, (a) 20N et (b) 10N.

- *La turbulence*

Comme le montrent dans les figures IV.10 et 11, l'énergie cinétique turbulente (TKE) et l'intensité turbulente sont les plus importantes à proximité de la limite du panache. En raison de la dissipation visqueuse, l'énergie cinétique turbulente est réduite plus en aval dans le panache. Cela s'explique par le fait qu'il n'y a pas de production de TKE dans le panache. En raison de la cascade d'énergie, où l'énergie est transférée des plus grandes échelles aux plus petites, les courants turbulents deviennent instables et se divisent en courants plus petits et moins énergétiques jusqu'à ce que les forces visqueuses soient dominantes et dissipent complètement le TKE [166]. La figure IV.12 le confirme, puisqu'elle montre que la viscosité turbulente devient plus dominante dans la région où le TKE est réduit.

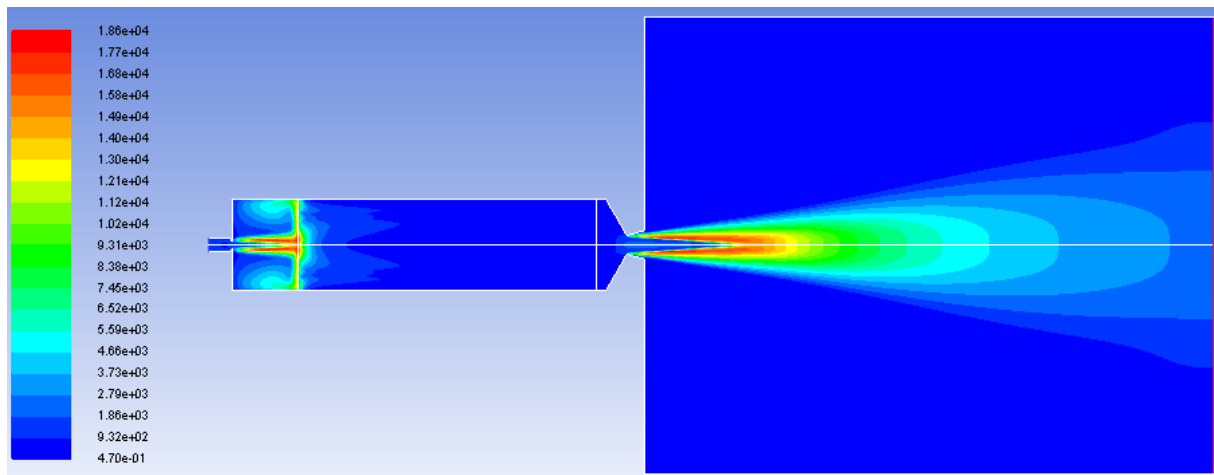


(a) Propulseur de 20N

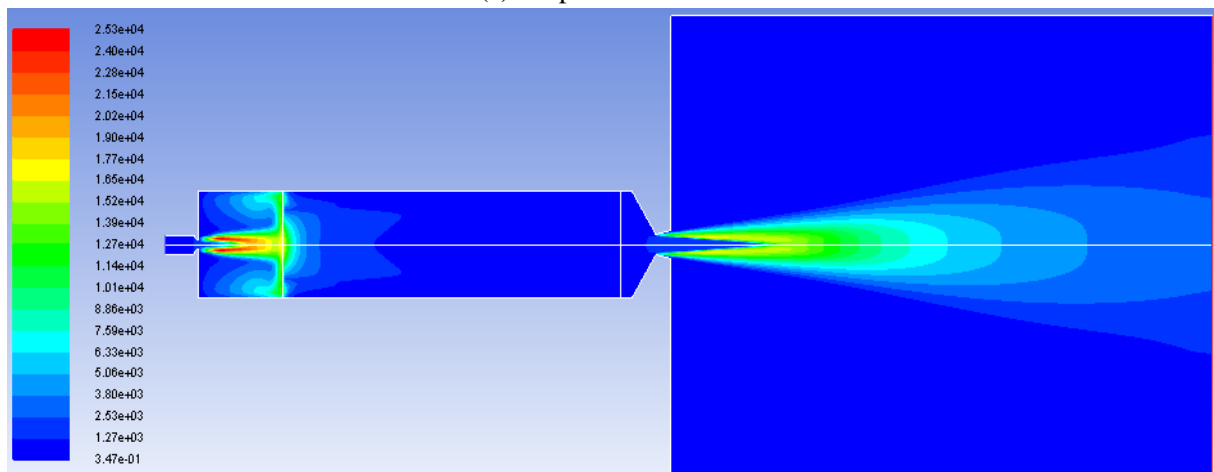


(b) Propulseur de 10N

Figure IV.10 : Contour de l'énergie cinétique turbulente en phase liquide (à gauche) et en phase gazeuse (à droite).



(a) Propulseur de 20N



(b) Propulseur de 10N

Figure IV.11 : Contour de l'intensité turbulente en phase liquide (à gauche) et en phase gazeuse (à droite).

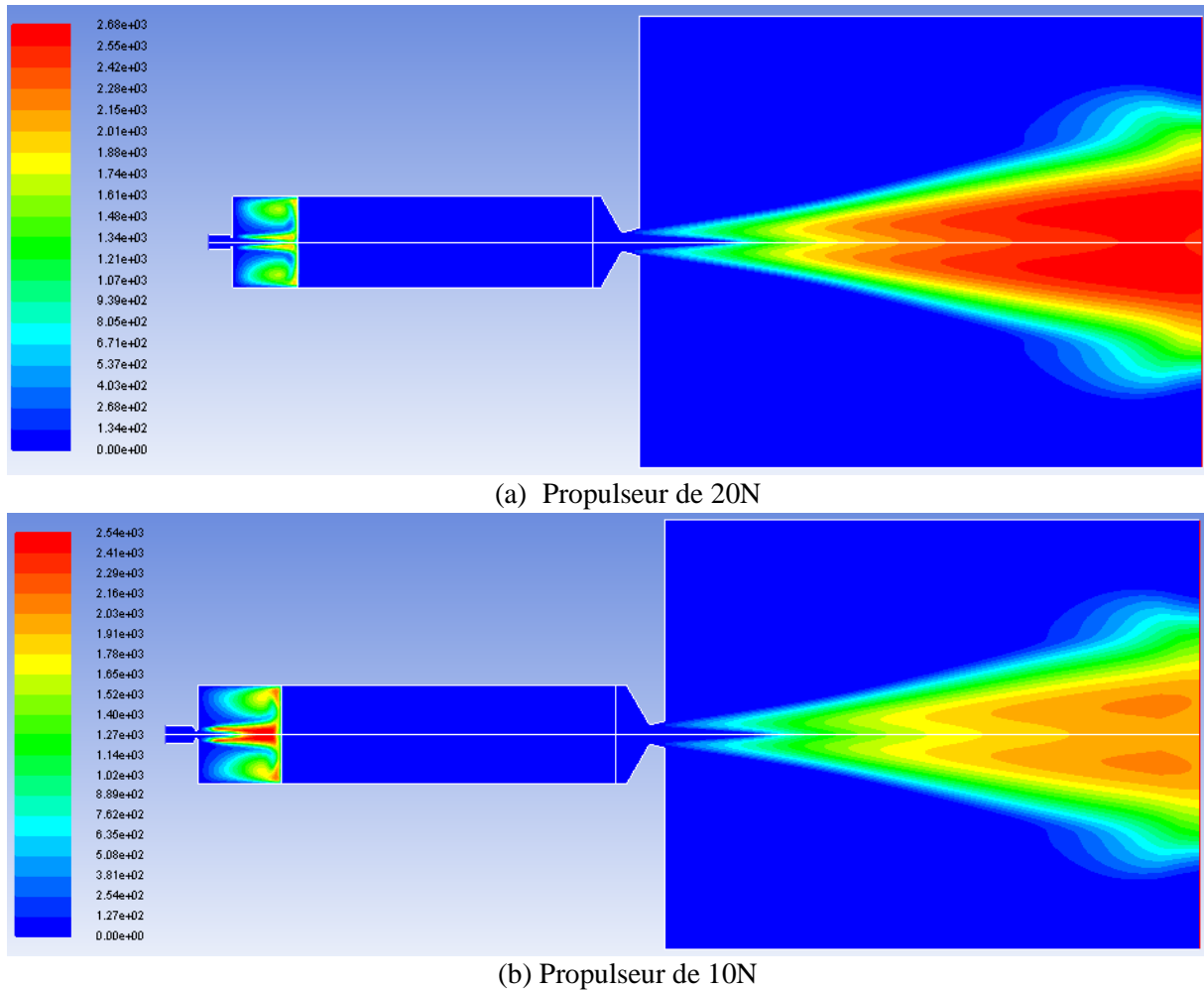


Figure IV.12 : Contour du rapport de viscosité turbulente en phase liquide (à gauche) et en phase gazeuse (à droite).

2.4.2. Effet du diamètre des particules du lit catalytique sur les performances du propulseur

Dans cette section, nous effectuerons une analyse approfondie du lit catalytique, en nous concentrant sur les particules d'argent sphériques de différents diamètres. Notre objectif est d'étudier l'impact de ces variations sur les phénomènes de décomposition, la vitesse de sortie et la force de poussée requise.

La température à l'intérieur du lit catalytique varie en fonction du diamètre des particules sphériques. Plus le diamètre est important, plus la température est élevée, jusqu'à atteindre une température maximale de 994 K à un diamètre de 1,2 mm. La Figure IV.13 illustre la relation entre la température et les différentes valeurs de diamètre.

En outre, la vitesse mesurée à la sortie de la tuyère présente un comportement similaire à celui de la température. Plus précisément, lorsque le diamètre des particules sphériques augmente, la vitesse augmente de façon pratiquement linéaire. Ce phénomène entraîne une augmentation correspondante de la force de poussée, comme le montre la Figure IV.13, la force de poussée passant de 17N à 22N.

Par conséquent, 0,65mm est le diamètre optimal pour obtenir des performances maximales en termes de température, de vitesse de sortie et de force de poussée requise de 20N.

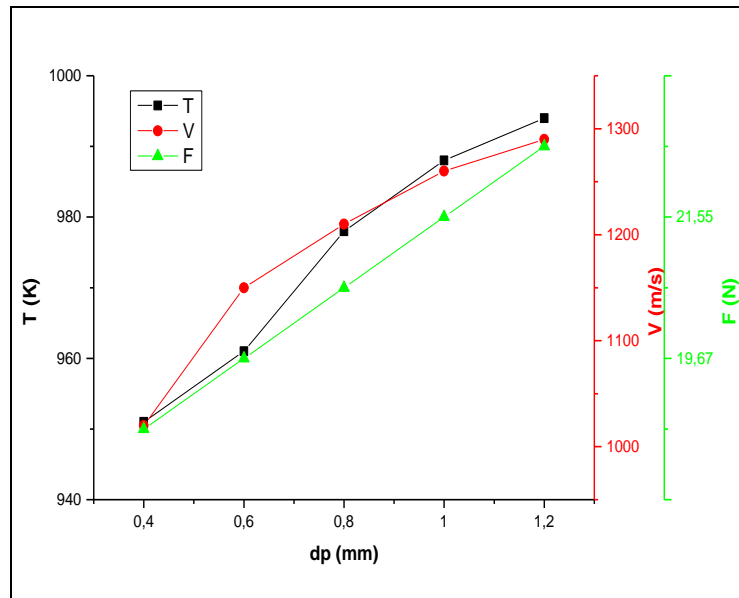


Figure IV.13 : Graphiques de la température du lit catalytique, de la vitesse de sortie et de la force de poussée en fonction du diamètre des particules sphériques d'argent du lit catalytique.

3. Conclusion

Le présent travail de thèse s'est focalisé sur la conception et la vérification au moyen de la méthode CFD d'un monergol à peroxyde d'hydrogène pour une application à faible poussée. Ce travail a été mené dans le but de développer un nouveau propulseur à monergol HTP comme système de propulsion vert pour les futures missions des satellites. Dans le cadre de cette étude, nous avons mené des études analytiques et numériques approfondies afin d'optimiser la conception des propulseurs à monergol capables de générer une poussée de 10N et 20N. Les propulseurs sont basés sur un peroxyde d'hydrogène comme propergol vert à haute concentration (87,5%) décomposé catalytiquement dans un catalyseur en argent pur composé de particules d'argent sphériques identiques.

La conception décrite au chapitre 2 a été réalisée, et un modèle mathématique a été calculé à l'aide de MATLAB et comparé à une étude 2D du propulseur, qui est réalisée à l'aide d'une simulation CFD dans le logiciel ANSYS Fluent pour simuler l'écoulement du peroxyde d'hydrogène dans le propulseur. L'étude du comportement thermique a été réalisée à l'aide du modèle de non-équilibre thermique local (LTNE). Une étude numérique a été menée pour analyser les réactions thermiques, les fractions de masse des espèces et les vitesses de sortie. Les simulations ont été validées et comparées aux données expérimentales et numériques.

Le milieu poreux affecte significativement la décomposition du propergol à l'intérieur du propulseur. En ce qui concerne la simulation du flux réactif, l'effet de la réaction sur les distributions de température a été analysé, révélant une augmentation de la température jusqu'à environ 968 K en raison de la réaction exothermique, ce qui était suffisant pour la décomposition du peroxyde d'hydrogène. Les résultats ont démontré que le lit catalytique permet une décomposition optimale de H_2O_2 .

Une simulation spécifique a été réalisée pour étudier l'effet du diamètre des particules sphériques d'argent et pour déterminer la valeur optimale. La simulation a porté sur une gamme de valeurs de diamètres allant de 0,4 à 1,2 mm. Les résultats de la simulation confirment que la décomposition optimale de H_2O_2 est obtenue en utilisant des particules d'argent sphériques d'un diamètre de 0,65 mm. Cette configuration présente des performances supérieures pour plusieurs paramètres critiques, notamment la température de réaction, la vitesse de sortie et la force de poussée requise de 10N et 20N avec une impulsion spécifique d'environ 116s et 120s.

Conclusion générale

Conclusion générale

La thèse présentée ici traite de la conception et de la simulation des deux propulseurs monergol à base de peroxyde d'hydrogène capables de produire une poussée de 10 N et une autre de 20 N, ainsi que de l'étude de la décomposition du peroxyde d'hydrogène à l'aide d'un lit catalytique constitué de particules d'argent sphériques identiques. Dans un premier temps, une revue de la littérature a été effectuée pour comprendre l'histoire de la propulsion spatiale ainsi que les différents modèles existants et leurs avantages et inconvénients. La deuxième partie de la thèse consiste en la conception géométrique des éléments du propulseur à l'aide de Matlab, en passant par l'analyse thermochimique et les performances théoriques du propulseur pour obtenir les dimensions exactes, la température de la chambre, la vitesse de sortie, le nombre de Mach de sortie et le débit massique. La troisième partie présente le fonctionnement de la simulation CFD dans le logiciel ANSYS Fluent, tandis que la quatrième partie présente les paramètres thermochimiques, les performances théoriques du propulseur et les dimensions géométriques des éléments du modèle, ainsi que les résultats de la simulation CFD.

Les résultats obtenus montrent que les deux propulseurs monergols à peroxyde d'hydrogène donnent de bonnes performances après une décomposition optimale dans un lit catalytique choisi (une impulsion spécifique de 116 s pour 10 N et d'environ 120 s pour 20 N), et peuvent donc fournir la poussée requise. En conclusion, cette thèse démontre l'opportunité et l'intérêt d'une telle approche pour la conception et la simulation de propulseurs avec l'utilisation d'un propergol vert H_2O_2 comme solution alternative pour les futurs satellites. Nous espérons que ce travail servira de base à d'autres développements progressifs des systèmes de propulsion utilisés dans le domaine spatial.

Références bibliographiques

Références bibliographiques

- [1] Hwang, C.H., Lee, S.N., Baek, S.W., Han, C.Y., Kim, S.K., & Yu, M.J. "Effects of Catalyst Bed Failure on Thermochemical Phenomena for a Hydrazine Monopropellant Thruster Using Ir/Al₂O₃ Catalysts." *Industrial & Engineering Chemistry Research*, 51, p. 5382-5393, 2012.
- [2] Monopropellant rocket engines., 02 August 2021.
- [3] Florczuk, W., & Rarata, G. P. "Performance evaluation of the hypergolic green propellants based on the HTP for a future next generation spacecrafts." *In 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, p. 4849, 2017.
- [4] Essa, K., Hassanin, H., Attallah, M., Adkins, N., Musker, A., Roberts, G., & Smith, M. "Development and testing of an additively manufactured monolithic catalyst bed for HTP thruster applications." *Applied Catalysis A: General*. 542: p. 125-135, 2017.
- [5] Salgado, M.C., Belderrain, C.M., & Devezas, T.C. "Space propulsion: A survey study about current and future technologies." *Journal of Aerospace Technology and Management*, 10, 2018.
- [6] Baek, S., Woosuk, J., Hongjae K., & Sejin, K. "Development of high-performance green monopropellant thruster with hydrogen peroxide and ethanol." *Journal of Propulsion and Power*, 34(5): p. 1256-1261, 2018.
- [7] Young, R.A., & Akhtar, M., "Environmentally Friendly Technologies for the Pulp and Paper Industry." *Wiley*, 1998.
- [8] <http://www.essentialchemicalindustry.org/chemicals/hydrogen-peroxide.html>. Last accessed 01/09/2014.
- [9] Armstrong, W.E., Morgan, C.Z., Ryland, L.B. & Voge, H.H. "Development of Catalysts for Monopropellant Hydrazine Decomposition." *Shell Development Company Report*, (No. S-13947, Contract NAS 7-97), 1964.
- [10] Musker, A.J., Rusek, J.J., Kappenstein, C. & Roberts, G.T. "Hydrogen peroxide-from bridesmaid to bride for space propulsion." *Proceedings of the 3rd International Conference on Green Propellants*, Poitiers, France, Sept. 2006.
- [11] Maia, F. F., Gouvea, L. H., Pereira, L. G. F., Vieira, R., & Costa, F. D. S. "Development and Optimization of Catalytic Thruster for Hydrogen Peroxide Decomposition." *Journal of Aerospace Technology and Management*, São José dos Campos, 6: p. 61-67, 2014.
- [12] Coxhill, I. "An investigation of a low cost HTP/kerosene 40 N thruster for small satellites." in *PhD thesis*, University of Surrey, UK, 2002.
- [13] Benzenine, F., Seladji, C., Darfilal, D., & Bendermel, O. "Optimization of 10 N Monopropellant High Test Peroxide Thruster for Space Applications." *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*, 100(2): p. 60-77, 2022.
- [14] An, S., & Kwon, S. "Scaling and Evaluation of Pt/Al₂O₃ Catalytic Reactor for Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster." *Journal of Propulsion and Power*, 25: p. 1041-1045, 2009.
- [15] Jang, D., Kang, S., & Kwon, S. "Preheating characteristics of H₂O₂ monopropellant thruster using manganese oxide catalyst." *Aerospace Science and Technology*, 41: p. 24-27, 2015.

- [16] Krejci, D., Woschnak, A., Scharlemann, C., & Ponweiser, K. "Structural impact of honeycomb catalysts on hydrogen peroxide decomposition for micro propulsion." *Chemical Engineering Research and Design*, 90(12): p. 2302–2315, 2012.
- [17] Mueller, J., Hofer, R., & Ziemer, J. "Survey of propulsion technologies applicable to cubesats.", In *Joint Army-Navy-NASA-Air Force (JANNAF)* Colorado, May 3, 2010.
- [18] Benzenine, F., Seladji, C., Darfilal, D. & Bendermel, O. "Effect of Spherical Silver Particles Size of the Catalyst Bed on Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster Performance." *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 17(9): p. 1981-1992, 2024.
- [19] Slater, C., Lamce, O., & Creaghan, M. "Six-Axis Monopropellant Propulsion System for Picosatellites." *Worcester Polytechnic Institute*, 2016.
- [20] Adami, A., Mortazavi, M., & Nosratollahi, M. "Multidisciplinary design optimization of hydrogen peroxide monopropellant propulsion system using GA and SQP." *International Journal of Computer Applications*, 113(9): p. 14–21, 2015.
- [21] Adami, A., Mortazavi, M., & Nosratollahi, M. "A new approach in multidisciplinary design optimization of upper-stages using combined framework." *Acta Astronautica*, 114: p. 174–183, 2015.
- [22] Cai, G., Sun, W., Fang, J., Li, M., Cong, Y., & Yang, Z. "Design and performance characterization of a sub-Newton N₂O monopropellant thruster." *Aerospace Science and Technology*, 23(1): p. 439-451, 2012.
- [23] Anflo, K., & Crowe, B.J. "In-space demonstration of high performance green propulsion and its impact on small satellites." *Proceedings of the 25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2011.
- [24] Lee, S., & Lee, C.W. "Performance characteristics of silver catalyst bed for hydrogen peroxide." *Aerospace Science and Technology*, 13(1): p. 12-17, 2009.
- [25] Hwang, C.H., Lee, S.N., Baek, S.W., Han, C.Y., Kim, S.K., & Yu, M.J. "Effects of Catalyst Bed Failure on Thermochemical Phenomena for a Hydrazine Monopropellant Thruster Using Ir/Al₂O₃ Catalysts." *Industrial & Engineering Chemistry Research*, 51: p. 5382–5393, 2012.
- [26] Djamal, D., & Mohamed, K. "Modelling design & thermochemical analysis of a 10 N monopropellant High Test Peroxide-HTP-thruster for space applications." In *2017 8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), IEEE*, p. 459-464, 2017.
- [27] Space, A.D.a., *400N chemical monopropellant hydrazine thruster*, 2003.
- [28] Space, A.D.a., *Galileo - europe's global navigation satellite system*, 2015.
- [29] Wucherer, E.J., Cook, T., Stiefel, M., Humphries, R., and Parker, J. "Hydrazine Catalyst Production - Sustaining S-405 Technology." *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Huntsville, Alabama, USA, 2003.
- [30] As, M.S.C.S.D.f.I.o.H. & a.S.o.V.H.C.B.o.i.C. "Properties." *European Chemicals Agency*, May 2011.
- [31] EUROPA, E.a.I.t.s.o., Reach - registration, evaluation, authorisation and restriction of chemicals, Accessed 21.11.2015.
- [32] Gohardani, A. S., Stanojev, J., Demairé, A., Anflo, K., Persson, M., Wingborg, N., & Nilsson, C. "Green space propulsion: opportunities and prospects. Progress in Aerospace Sciences." 71: p. 128–149, 2014.

- [33] Rarata, G.G. "Near Future Green Propellant for Space Transportation." *VIII International Scientific Conference Development Trends in Space Propulsion Systems*, Warsaw, 2013.
- [34] Communities, E., "GRASP—green advanced space propulsion: let's make spacecraft green." accessed on December 2009.
- [35] Wucherer, E., Christofferson, S., & Reed, B. "Assessment of High Performance HAN Monopropellants." *AIAA, 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Huntsville, Alabama, p. 3872, 2000.
- [36] Schoeyer, H., Korting, P. A. O. G., Veltmans, W., Louwers, J., van der Heijden, A. E. D. M., Keizers, H., & van der Berg, R. "An Overview of the Development of HNF and HNF-based Propellants." *AIAA, 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Huntsville, Alabama, p. 3184, 2000.
- [37] Anflo, K., Gronland, T., & Wingborg, N. "Development and testing of ADN-based monopropellants in small rocket engines." *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, ARC, USA, p. 3162, 2000.
- [38] Rarata, G., Surmacz, P. and Florczuk, W., "Potential Risk Concerning the Use of Hydrogen Peroxide." *NATO AVT-210 Specialists' Meeting Risk and Reliability Assessment and Validation for Small Spacecraft, Conference Proceeding*, Karlstad, 05/2013.
- [39] Rarata, G., Rokicka, K., & Surmacz, P. "Hydrogen peroxide as a high energy compound optimal for propulsion applications." *Central European Journal of Energetic Materials*, 13(3): p. 778–790, 2016.
- [40] Rarata, G., Florczuk, W., & Smetek, J. "Research on preparation and propulsive applications of highly concentrated hydrogen peroxide." *Journal of Aerospace Science and Technology*, p. 1:41–47, 2016.
- [41] Ventura, M., Mullens, P. "The use of hydrogen peroxide for propulsion and power." *In 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Los Angeles, CA, p. AIAA 1999-2880, June 1999.
- [42] Ventura, M., Wernimont, E. "Review of Hydrogen Peroxide Material Safety Data Sheets." *AIAA-2002-3850. 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Indianapolis, 2002.
- [43] Wernimont, E., "System Trade Parameter Comparison of Monopropellants: Hydrogen Peroxide, Hydrazine and Others." *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Joint Propulsion Conferences*, p. 5236, 2006.
- [44] Ventura, M., Wernimont, E., Heister, S., and Yuan, S, "Rocket Grade Hydrogen Peroxide (RGHP) for Use in Propulsion and Power Devices Historical Discussion of Hazards." *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA, p. 5468, 2007.
- [45] Chan, Y., Liu, H., Tseng, K., & Kuo, T. "Preliminary Development of a Hydrogen Peroxide Thruster." *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, 7(7): p. 1546-1553, 2013.
- [46] Technologies, U., Hydrogen Peroxide Boiling Points and Freezing Points. Retrieved on 2 Oct. 2019.
- [47] Evonik Industries AG, About hydrogen peroxide-calculations. Accessed (2016).

- [48] Technologies, U., Viscosity of Hydrogen Peroxide Solutions. Retrieved on 2 Oct. 2019.
- [49] Biblarz, G.S.a.O., "Rocket Propulsion Elements." Wiley, New York, 8th edition edition, 2010.
- [50] Gohardani, A. S., Stanojev, J., Demairé, A., Anflo, K., Persson, M., Wingborg, N., & Nilsson, C. "Green space propulsion: Opportunities and prospects." *Progress in Aerospace Sciences*, 71: p. 128–149, 2014.
- [51] Wertz, W.J.L.a.J.R., "Space Mission Analysis and Design." Second Edition, Microcosm, Inc, 1992.
- [52] An, S., Jungkun, J., Lee, J., Jo, S., Park, D., & Kwon, S. "Chugging instability of H₂O₂ monopropellant thrusters with reactor aspect ratio and pressures." *Journal of Propulsion and Power*, 27 (2): p. 422–427, 2011.
- [53] Koopmans, R.-J, Shrimpton, J. S., Roberts, G. T. and Musker, A. J. "Dependent of pellet shape and size on pressure drop in H₂O₂ thrusters." *Journal of Propulsion and Power*, 30(3): p. 775–789, 2014.
- [54] Mungas G, V.M., Rishikof B, Strack D, London A, Fryer J, et al, "NOFBX monopropulsion overview." In: *The 14th annual FAA commercial space transportation conference*, February 9; 2011.
- [55] Schoyer, H.F., Welland-Veltmans, W.H., Louwers, J., Korting, P., Heijden, A.E., Keizers, H.L., & Berg, R.P. "Overview of the development of hydrazinium nitroformate." *Journal of Propulsion and Power*, 18: p. 131–7, 2002.
- [56] Association, R.E.S.A., accessed on May 2013.
- [57] Oommen, C., Rajaraman, S., Chandru, R. A., & Rajeev, R. "Catalytic decomposition of hydroxylammonium nitrate monopropellant." *International Conference on Chemistry and Chemical Process*, 10: p. 656–667, 2011.
- [58] Jankovsky, R., "HAN-based monopropellant assessment for spacecraft." In: *The 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference*, Lake Buena Vista, FL, USA, p. 96-2863, July 1–3, 1996.
- [59] Meinhardt, D., Brewster, G., Christofferson, S., & Wucherer, E. "Development and Testing of new, HAN-based monopropellants in small rocket thrusters." In: *The 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference and Exhibit*, Cleveland, OH, USA,; p. 4006, July 13–15, 1998.
- [60] Meinhardt, D., Christofferson, S., Wucherer, E., & Reed, B. "Performance and life testing of small HAN thrusters." In: *The 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference*, Los Angeles, CA, USA, p. 2881, June 20–24, 1999.
- [61] Mittendorf, D., Facinelli, W., Sarpolus, R., Mittendorf, D., Facinelli, W., & Sarpolus, R. "Experimental development of a monopropellant for space propulsion systems." In: *The 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference and Exhibit*, Seattle, WA, USA, p. 2951, 1997.
- [62] Masse, R., Allen, M., Spores, R., & Driscoll, E. A. "AF-M315E Propulsion System Advances and Improvements." *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2016.
- [63] Corporation, B.A.a.T., "Green propellant infusion mission (gpim)." Accessed 13.06.2016.

- [64] Thakre, P., Duan, Y., & Yang, V. "Modeling of ammonium dinitramide (ADN) monopropellant combustion with coupled condensed and gas phase kinetics." *Combustion and Flame*, 161: p. 347-362, 2014.
- [65] Batonneau, Y., Brahmi, R., Cartoixa, B., Farhat, K., Kappenstein, C., Keav, S., ... & Scharlemann, C. "Green propulsion: Catalysts for the european fp7 project grasp." *Topics in Catalysis*, 57(6): p. 656–667, 2014.
- [66] Rarata G., Surmacz P. "The safe preparation of HTP and concentrated H₂O₂ samples." *Warsaw. Technical report*, Institute of Aviation, Warsaw, December 2011.
- [67] Wernimont, E.J., Ventura, M.C., Garboden, G., & Mullens, P. "Past and Present Uses of Rocket Grade Hydrogen Peroxide." *Technical report, General Kinetics, LLC* Aliso Viejo, CA 92656, 2005.
- [68] Andrews, D., "The Industrial History of the Ansty Rocket Departmentt." *1967 to 1971*. July 26, 1998.
- [69] [https://military.wikia.org/wiki/Black_Knight_\(rocket\)](https://military.wikia.org/wiki/Black_Knight_(rocket)).
- [70] <https://discovery.nationalarchives.gov.uk/>.
- [71] Hill, C. N. "A Vertical Empire History of the British Rocketry Programme." *chapter13.2nd edition.Imperial College Press*. Formerly Charterhouse, UK, 2011.
- [72] Donald, C. "Reaction control system thrusters for space shuttle orbiter." California. 2021.
- [73] Jarvis, C.R., & Lock, W.P. "Operational experience with the X-15 reaction control and reaction augmentation systems." *NASA TN D-2864*, 1965.
- [74] Chemical and Material Sciences Department Research Division. *Hydrogen Peroxide Handbook*, July 1967.
- [75] Advanced Space Transportation Program: Paving the Highway to Space. NASA. <https://www.nasa.gov/centers/marshall/news/background/facts/astp.html>.
- [76] Tseng, K. C., Liu, H. J., Pai, C. K., Kuo, T. C., & Chan, Y. A. "Development of Satellite Propulsion Components for Hydrogen Peroxide Propellant." *Reaserch Gate*, May 2016.
- [77] Rarata, G., Rokicka, K., & Surmacz, P. "One-stage method for production of HTP for propulsion applications and system for production thereof." Description 12.07.2016.
- [78] Othman, N., Krishnan, S., Wan Ali, W. K., & Mohd Jaafar, M. N. "Design and Testing of a 50N hydrogen peroxide Monopropellant rocket thruster." *Jurnal Mekanikal*, 33(2): p. 70-81, December 2018.
- [79] Köhler, J., Moerel, J.P., Halswijk, W.H., Baker, A., Hebden, R., & Stenmark, L. "Detailed design of Monopropellant Microrocket Engin Using MEMS Technology." *in Proceedings of The 4th International Workshop on Micro and Nanotechnology for Power Generation and Energy Conversion Application (Power MEMS'04)*, Kyoto, Japan, 2004.
- [80] 150 lbf 90% H₂O₂ Rocket Engine P/N: GK-PD033-201-001. *General Kinetics Inc.*
- [81] S. Krishnan, S. K., Hee, A. S., & Won, L. C. "Design and development of a hydrogen peroxide rocket engine facility. Jurnal Mekanikal." 30: p. 24-36, 2018.
- [82] Sungyong An, S.K., "Scaling and Evaluation of Pt/Al₂O₃ Catalytic Reactor for Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster." *Journal of Propulsion and Power*, 25(5): p. 1041-1045, 2009.

- [83] Pasini, A., Torre, L., Romeo, L., Cervone, A., & d'Agostino, L. "Endurance Tests on Different Catalytic Beds for H₂O₂ Monopropellant Thrusters." *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, p. 5472, 2009.
- [84] Haq, N. U., Khan, R. A., & Mehmood, R. "Design, Development and Testing of IN Hydrogen Peroxide Thruster." *14th International Bhurban Conference on Applied Sciences & Technology (IBCAST), IEEE*, pp. 599-607, 2017.
- [85] Amri, R., D.Gibbon, D., & Rezoug, T. "The design, development and test of one newton hydrogen peroxide monopropellant thruster." *Aerospace Science and Technology*, 25: p. 266–272, 2013.
- [86] Pasini, A., Torre, L., Romeo, L.M., Cervone, A., d'Agostino, L., Musker, A.J., & Saccoccia, G. "Experimental Characterization of a 5 N Hydrogen Peroxide Monopropellant thruster prototype." in *43nd AIAA/ASME/ASEE joint Propulsion Conference & Exhibit*, p. 5465, 2007.
- [87] Cervone, A., Torre, L., d'Agostino, L., Musker, A. J., Roberts, G. T., Bramanti, C., & Saccoccia, G. "Development of Hydrogen Peroxide Monopropellant Rockets." *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Joint Propulsion Conferences*, p. 5239, 2006.
- [88] Palmer, M. J., Roberts, G.T., & Musker, A. J. "Design, Build and Test of a 20N Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster." *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, p. 5697, 2011.
- [89] Krejci, D., Woschnak, A., Scharlemann, C., & Ponweiser, K. "Hydrogen Peroxide Decomposition for Micro Propulsion: Simulation and Experimental Verification." *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, p. 5855, 2011.
- [90] Ryan, C., Fonda M. A. P., Roberts, G., Lear, A., Fletcher, E., Giles, L., Palmer, M., & Gibbon, D. "Experimental Validation of a 1 Newton Hydrogen Peroxide Thruster." 2020.
- [91] Surmacz, P., & Gut, Z. "The Experimental Investigation of a 98% Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster Comprising the Metal-Foam-Supported Manganese Oxide Catalyst." *Aerospace America*, 10(3): p. 215, 2023.
- [92] An, S., Brahmi, R., Kappenstein, C., & Kwon, S. "Transient Behavior of H₂O₂ Thruster: Effect of Injector Type and Ullage Volume." *Journal of Propulsion and Power*, 25(6): p. 1357-1360, November–December 2009..
- [93] Satterfield, C. N. "Heterogeneous Catalysis in Industrial Practice." 2nd ed., McGraw–Hill, Singapore., 1993.
- [94] Scott Fogler, H. "Elements of Chemical Reaction Engineering." Prentice Hall, 5th edition, 2016.
- [95] Farsi, A., Xiang, J., Latham, J., Carlsson, M., Stitt, E.H., & Marigo, M. "Packing simulations of complex-shaped rigid particles using FDEM: An application to catalyst pellets." *Powder Technology*, 380: p. 443-461. 2021.
- [96] 17% Inert Ceramic Balls for Tower Packing. *Pingxiang Xingfeng Chemical Packing Co., Ltd.* Manufacturer/Factory & Trading Company, China, 2017.
- [97] Bonifacio, S. "Analysis and Design of a Multi-phase Catalytic Reactor for the Decomposition on Hydrogen Peroxide in Space Propulsive System." *Ph.D theses. Dissertation Napoli University*, 2006.

- [98] Kappenstein, C., Brahmi, R., Amariei, D., Batonneau, Y., Rossignol, S., & Joulin, J. P. "Catalytic decomposition of energetic compounds-Influence of catalyst shape and ceramic substrate." *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2006.
- [99] Baharudin, L., & Watson, M. J. "Monolithic substrate support catalyst design considerations for steam methane reforming operation." *Reviews in Chemical Engineering*, 34(4), 481-501, 2018.
- [100] Fogler, H. S. "Elements of Chemical Reaction Engineering." Third edition Prentice Hall USA, 1999.
- [101] Davis, N.S., & James C. M. "Design of catalyst packs for the decomposition of hydrogen peroxide." *Liquid Rockets and Propellants*, 1960.
- [102] Gauthier, W., J. P.T., Severinne, R., Claire, M., Marc J. L., & Cuong P. H. A. "Beta zeolite supported on a -SiC foam monolith: A diffusionless catalyst for fixed-bed Friedel–Crafts reactions." *Journal of Molecular Catalysis A: Chemical*, 248: p. 113–120, 2006.
- [103] Stevens, T., & Hobart, H. M. "Steam Turbine Engineering," *MacMillan*. 1906.
- [104] White, F.M., *Fluid Mechanics*. McGraw-Hill, New York, USA, 7th edition edition, 2006.
- [105] Cassese, S.F., Gallo, G., Mungiguerra, S., Cecere, A., & Savino, R. "Preliminary design and study of 5N HTP monopropellant thruster for small satellites." *Acta Astronautica*, 202(20): p. 94-103, 2022.
- [106] Berke, Ö. "Development of a Hydrogen Peroxide Monopropellant Micro-Thruster," *Master's thesis*, 2019.
- [107] Palmer, M. "Experimental evaluation of hydrogen peroxide catalysts for monopropellant attitude control thrusters," *PhD theses*, 2014.
- [108] Pasini, A., Torre, L., Romeo, L., Cervone, A., & d'Agostino, L. "Testing and characterization of a hydrogen peroxide monopropellant thruster." *Journal of Propulsion and Power*, 24(3): p. 507–515, 2008.
- [109] Robles, R.A. "Thermochemical Analysis Of Hydrogen Peroxide With Applications To Rocket Design." Diss. San Jose State University, 2002.
- [110] Tayeb, I., & Boufraine, F. "Étude d'un propulseur pour satellite de 20N fonctionnant Aux H₂O₂." in *Master's thesis, University of technology. Mechanical engineering. Tlemcen. Algeria* 2016.
- [111] Gordon, S., & Bonnie, J. M. "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions, rocket performance, incident and reflected shocks, and Chapman-Jouget detonations." *Technical Report NASA SP-273, NASA Lewis Research Center*, no. 03, 1976.
- [112] Perez, L. J. "Modélisation et diagnostics d'un propulseur à effet Hall." in *Diss. Université de Toulouse, Université Toulouse III-Paul Sabatier*, 2008.
- [113] Long, M., & Rusek, J. "The characterization of the propulsive decomposition of hydrogen peroxide." *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2000.
- [114] Delery, J. "Tuyères et arrières corps." *Polycopié du cours, ENSAE*, 1998.

- [115] Humble, R.W., Henry, G.N. and Larson, W.J. "Space Propulsion Analysis and Design." *McGraw-Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering*, 1995.
- [116] Characteristic Velocity Written By Jerry Ratzlaff. Posted In Classical Mechanics, 05 April 2020.
- [117] Benarous, A., "Prédiction Numérique des Performances d' une Tuyère de Propulsion. Congrès français de mécanique." *AFM, Maison de la Mécanique*, 39/41 rue Louis Blanc, 92400 Courbevoie, France (FR), 2013.
- [118] Whitehead, J. "Hydrogen peroxide propulsion for smaller satellites." 1998.
- [119] Hill, P.G., & Carl, R. P. "Mechanics and thermodynamics of propulsion." Reading 1992.
- [120] Sutton, G.P., & Oscar, B. "Rocket propulsion elements." John Wiley & Sons, 2016.
- [121] Santi, M., Dorgnach, I., Barato, F., & Pavarin, D. "Design and Testing of a 3D Printed 10 N Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster." *AIAA Propulsion and Energy*, 2019.
- [122] Krejci, D., Woschnak, A., Scharlemann, C., & Ponweiser, K. "Structural impact of honeycomb catalysts on hydrogen peroxide decomposition for micro propulsion." *Chemical Engineering Research And Design*, 90(12): p. 2302–2315, 2012.
- [123] Baker, M. J. "CFD simulation of flow throughpacked beds using the finite volume technique." *Ph.D theses*, University of Exeter, UK, 2011.
- [124] Calis, H. P. A., Nijenhuis, J., Paikert, B. C., Dautzenberg, F. M., & van den Bleek, C. M. "CFD modelling and experimental validation of pressure drop and flow profile in a novel structured catalytic reactor packing." *Chemical Engineering Science*, **56**: p. 1713-1720, 2001.
- [125] Freund, H., Zeiser, T., Huber, F., Klemm, E., Brenner, G., Durst, F., & Emig, G. "Numerical simulations of single phase reacting flows in randomly packed fixed-bed reactors and experimental validation." *Chemical Engineering Science*, 58(3-6): p. 903–910, 2003.
- [126] Mueller, G., "Angular Porosity Distributions in Fixed Packed Beds of Low Diameter Aspect Ratio." *The Canadian Journal Of Chemical Engineering*, 75: p. 677-683, 1997.
- [127] Kaviany, M., "Principles of Heat Transfer in Porous Media." *Springer-Verlag*, 1991.
- [128] Merwe, V.D., & Stephanus, W.J. "Analysis of flow through cylindrical packed beds with small cylinder diameter to particle diameter ratios." in *the Potchefstroom Campus of the North-West University*, 2014.
- [129] Dixon, A. G. "Correlations for Wall and Particle Shape Effects on Fixed Bed Bulk Voidage." *The Canadian Journal of Chemical Engineering*, 66(5), 705-708., 1988.
- [130] Theuerkauf, J., Witt, P., & Schwesig, D. "Analysis of particle porosity distribution in fixed beds using the discrete element method." *J.Powder Technology*, 165(2): p. 92–99, 2006.
- [131] BEAR, J. "Dynamics of Fluids in Porous Media. Courier Dover Publications." New York, 1972.
- [132] Dias, R.P., Teixeira, J.A., Mota, M., & Yelshin, A. "Tortuosity variation in a low density binary particulate bed. Separation and Purification Technology." 51(2): p. 180–184, 2006.

- [133] Sobieski, W., & Lipiński, S. "The analysis of the relations between porosity and tortuosity in granular beds." *Technical Sciences*, 20(1): p. 75–85, 2017.
- [134] Bruggeman, D. A. G. "Berechnung verschiedener physikalischer Konstanten von heterogenen Substanzenn. I. Dielektrizitätskonstanten und Leitfähigkeiten der Mischkörper aus isotropen Substanzen." *Ann. Phys*, 416: p. 636-664, 1935.
- [135] Liu, S., Afacan, A., & Masliyah, J. "Steady incompressible laminar flow in porous media." *Chemical Engineering Science*, 49(21): p. 3565–3586, 1994.
- [136] Costa, U., Jr, J., Makse, H.A & Stanley, H.E. "The role of inertia on fluid flow through disordered porous media." *Physica A*, 266: p. 420–424, 1998.
- [137] Macini, P., Mesini, E., & Viola, R. "Laboratory measurements of non-darcy flow coefficients in natural and artificial unconsolidated porous media." *Journal of Petroleum Science and Engineering*, 77(3-4): p. 365–374, 2011.
- [138] Ewis, K. M. "Analytical Solution of Modified Bingham Fluid Flow through Parallel Plates Channel Subjected to Forchheimer Medium and Hall Current Using Linearized Differential Transformation Method." *Journal of Advanced Research in Numerical Heat Transfer*, 4(1): p. 14-31, 2021.
- [139] Ergun, S. "Fluid flow through packed columns." *Chemical Engineering Progress*, 48(2): p. 89–94, 1952.
- [140] Carman, P. C. "Fluid flow through granular beds." *Transactions*, Institution of Chemical Engineers, London, 15: p. 150-166, 1937.
- [141] Burke, S. P., & Plummer, W. B. "Gas flow through packed columns." *Industrial & Engineering Chemistry*, 20(11): p. 196–1200, 1928.
- [142] ANSYS Fluent, *Release 16.2, Help System, Theory Guide*. Ansys, Inc. ,
- [143] Amiri, A., & Vafai, K. "Transient Analysis of Incompressible Flow Through a Packed Bed." *Int. J. Heat Mass Transf*, 41: p. 4259–4279, 1998.
- [144] Hwang, G.J., Wu, C. C., & Chao, C. H. "Investigation of NonDarcian Forced Convection in an Asymmetrically Heated Sintered Porous Channel." *ASME J. Heat Transfer*, 117: p. 725–732, 1995.
- [145] Dixon, A.G., & Cresswell, D. L. "Theoretical Prediction of Effective Heat Transfer Parameters in Packed Beds." *AIChE J*, 25: p. 663–676, 1979.
- [146] Kuznetsov, A.V. "Thermal Non-equilibrium, Non-Darcian Forced Convection in a Channel Filled With a Fluid Saturated Porous Medium—A Perturbation Solution." *Appl. Sci. Res*, 57: p. 119–131, 1997.
- [147] Vafai, K., & Amiri, A. "Non-Darcian Effects in a confined Forced convective Flows." *Transport phenomena in porous media*, 1, 313-329, 1998.
- [148] Abenbach, E. "Heat and flow characteristics of packed beds." *Experimental Thermal and fluid Science*. 10(1): p. 17-27, 1995.
- [149] Hwang, G. J., & Chao, C. H. "Heat Transfer Measurement and Analysis for Sintred Porous Channels." *ASME Journal Of Heat Transfer*: p. 456-464, 1994.
- [150] Villafán-Vidales, H. I., Abanades, S., Caliot, C., & Romero-Paredes, H. "Heat transfer simulation in a thermochemical solar reactor based on a volumetric porous receiver." *Applied Thermal Engineering*, 31(16): p. 3377-3386, 2011.

- [151] Amiri, A.M., & Vafai, K. "Analysis of dispersion effects and non-thermal equilibrium, non-darcian, variable porosity incompressible flow through porous media." *Int J Heat Mass Transfer*, 37: p. 939-954, 1994.
- [152] Alazmi, B., & Vafai, K. "Analysis of Variable Porosity, Thermal Dispersion and Local Thermal Nonequilibrium on Free Surface Flows Through Porous Media." *ASME J. Heat Mass Trans*, 126: p. 389–399, 2004.
- [153] Moukalled, F. & Mangani, L., Darwish, M. "The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics." *Fluid Mechanics and Its Applications*, 113, 2015.
- [154] Patankar, S. "Numerical heat transfer and fluid flow: CRC press." 1980.
- [155] Davidson, P. "Turbulence - An introduction for Scientists and Engineers." Oxford University Press, 2nd edition edition, 2015.
- [156] ANSYS Fluent, *Release 16.2, Help System, User's Guide*. Ansys, Inc.,
- [157] Balabel, A., Hegab, A. M., Nasr, M., & El-Behery, S. M. "Assessment of turbulence modeling for gas flow in two-dimensional convergent–divergent rocket nozzle." *Applied Mathematical Modelling*, 35(7): p. 3408–3422, 2011.
- [158] Zulkurnai, F.F., Mahmood, W.M., Taib, N.M., & Mansor, M.R. "Simulation of Combustion Process of Diesel and Ethanol Fuel in Reactivity Controlled Compression Ignition Engine." *CFD Letters*, 13(2): p. 1-11, 2021.
- [159] <https://simutechgroup.com/why-is-meshing-important-for-fluid-simulations>.
- [160] Bakker, A. "Lecture 7-Meshing Applied Computational Fluid Dynamics." 2002.
- [161] <https://www.manchestercfd.co.uk/post/all-there-is-to-know-about-different-mesh-types-in-cfd>.
- [162] https://www.cfd-online.com/Wiki/Mesh_classification.
- [163] Menter, F. R. "Two-Equation Eddy-Viscosity. Turbulence Models for engineering Application." *AIAA Journal*, 32: p. 1598–1605,1994.
- [164] Shahrin, M.S., Othman, N., Mohd, N.A., Wahid, M.A., & Zain, M.Z. "Porosity Effect of the Silver Catalyst in Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster." *Journal of CFD Letters*, 13(12): p. 1-20, 2021.
- [165] Yaacob, I. N. M., Singh, B., Mazlan, N., Gires, E., Basri, A. A., Ismail, O., Salleh, N. A., Shahedi, S., & Ahmad, K. A. "Numerical Study of the AP/Al/HTPB Composite Solid Propellant based Combustion Process in a Small Retro Roket Motor." *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*, 96(2): p. 98-114, 2022.
- [166] Pope, S. B. "Turbulent flows." Cambridge University Press, 2000.

Annexe A

THERMODYNAMIC FUNCTIONS CALCULATED FROM COEFFICIENTS FOR H2O

T deg-K	Cp J/mol-K	H-H298 kJ/mol	S J/mol-K	-(G-H298)/T J/mol-K	H kJ/mol	delta Hf kJ/mol	log K
0	0.	-9.904	0.	INFINITE	-251.730	-238.922	INFINITE
300	33.596	0.062	189.037	188.830	-241.764	-241.844	39.7840
320	33.696	0.735	191.208	188.911	-241.091	-242.044	37.1512
340	33.815	1.410	193.254	189.107	-240.416	-242.245	34.8262
360	33.950	2.088	195.191	189.392	-239.738	-242.446	32.7579
380	34.101	2.768	197.031	189.746	-239.058	-242.647	30.9057
400	34.265	3.452	198.784	190.154	-238.374	-242.847	29.2374
420	34.440	4.139	200.460	190.605	-237.687	-243.046	27.7267
440	34.625	4.830	202.066	191.090	-236.996	-243.244	26.3522
460	34.818	5.524	203.610	191.601	-236.302	-243.440	25.0962
480	35.019	6.222	205.096	192.133	-235.604	-243.634	23.9440
500	35.225	6.925	206.529	192.680	-234.901	-243.827	22.8831
520	35.436	7.631	207.915	193.239	-234.195	-244.017	21.9030
540	35.653	8.342	209.257	193.808	-233.484	-244.205	20.9948
560	35.873	9.057	210.557	194.383	-232.769	-244.392	20.1509
580	36.097	9.777	211.820	194.963	-232.049	-244.576	19.3646
600	36.324	10.501	213.047	195.545	-231.325	-244.758	18.6301
620	36.554	11.230	214.242	196.129	-230.596	-244.937	17.9425
640	36.787	11.964	215.406	196.713	-229.862	-245.115	17.2974
660	37.022	12.702	216.542	197.297	-229.124	-245.290	16.6910
680	37.259	13.444	217.651	197.879	-228.382	-245.462	16.1198
700	37.499	14.192	218.734	198.460	-227.634	-245.632	15.5809
720	37.741	14.944	219.794	199.038	-226.882	-245.800	15.0716
740	37.985	15.702	220.831	199.613	-226.124	-245.965	14.5895
760	38.231	16.464	221.848	200.185	-225.362	-246.127	14.1325
780	38.478	17.231	222.844	200.753	-224.595	-246.287	13.6986
800	38.728	18.003	223.821	201.317	-223.823	-246.444	13.2862
820	38.979	18.780	224.781	201.878	-223.046	-246.598	12.8936
840	39.232	19.562	225.723	202.435	-222.264	-246.749	12.5195
860	39.486	20.349	226.649	202.987	-221.477	-246.897	12.1625
880	39.741	21.142	227.560	203.535	-220.684	-247.043	11.8216
900	39.998	21.939	228.456	204.079	-219.887	-247.185	11.4957
920	40.255	22.742	229.338	204.619	-219.084	-247.325	11.1837
940	40.514	23.549	230.206	205.154	-218.277	-247.462	10.8849
960	40.773	24.362	231.062	205.685	-217.464	-247.596	10.5983
980	41.032	25.180	231.905	206.211	-216.646	-247.727	10.3233
1000	41.291	26.003	232.737	206.733	-215.823	-247.855	10.0592
1020	41.546	26.832	233.557	207.251	-214.994	-247.981	9.8053
1040	41.803	27.665	234.366	207.765	-214.161	-248.104	9.5610
1060	42.060	28.504	235.165	208.274	-213.322	-248.224	9.3258
1080	42.317	29.348	235.953	208.780	-212.478	-248.341	9.0993
1100	42.574	30.197	236.732	209.281	-211.629	-248.456	8.8808
1120	42.830	31.051	237.502	209.778	-210.775	-248.568	8.6701
1140	43.085	31.910	238.262	210.271	-209.916	-248.677	8.4667
1160	43.339	32.774	239.014	210.760	-209.052	-248.783	8.2702
1180	43.592	33.643	239.757	211.245	-208.183	-248.887	8.0803
1200	43.843	34.518	240.491	211.727	-207.308	-248.988	7.8966
1220	44.092	35.397	241.218	212.204	-206.429	-249.087	7.7189
1240	44.339	36.281	241.937	212.678	-205.545	-249.182	7.5469
1260	44.583	37.171	242.648	213.148	-204.655	-249.276	7.3802
1280	44.826	38.065	243.352	213.614	-203.761	-249.367	7.2187
1300	45.065	38.964	244.049	214.077	-202.862	-249.455	7.0622
1320	45.303	39.867	244.739	214.537	-201.959	-249.541	6.9103
1340	45.538	40.776	245.422	214.993	-201.050	-249.625	6.7629
1360	45.770	41.689	246.099	215.445	-200.137	-249.706	6.6198
1380	46.000	42.606	246.768	215.894	-199.220	-249.785	6.4807
1400	46.226	43.529	247.432	216.340	-198.297	-249.862	6.3457
1420	46.450	44.455	248.089	216.783	-197.371	-249.936	6.2143

1440	46.672	45.387	248.740	217.222	-196.439	-250.009	6.0866
1460	46.890	46.322	249.386	217.658	-195.504	-250.079	5.9624
1480	47.106	47.262	250.025	218.091	-194.564	-250.147	5.8415
1500	47.318	48.206	250.659	218.521	-193.620	-250.213	5.7237

THEMODYNAMIC FUNCTIONS CALCULATED FROM COEFFICIENTS FOR O2

T deg-K	Cp J/mol-K	H-H298 kJ/mol	S J/mol-K	-(G-H298)/T J/mol-K	H kJ/mol	delta Hf kJ/mol	log K
0	0.	-8.680	0.	INFINITE	-8.680	0	INFINITE
300	29.388	0.054	205.331	205.150	0.054	0	0
320	29.498	0.643	207.231	205.221	0.643	0	0
340	29.629	1.234	209.023	205.393	1.234	0	0
360	29.777	1.828	210.721	205.642	1.828	0	0
380	29.940	2.426	212.335	205.952	2.426	0	0
400	30.115	3.026	213.875	206.310	3.026	0	0
420	30.299	3.630	215.349	206.706	3.630	0	0
440	30.491	4.238	216.763	207.131	4.238	0	0
460	30.688	4.850	218.123	207.579	4.850	0	0
480	30.889	5.466	219.433	208.046	5.466	0	0
500	31.092	6.086	220.698	208.527	6.086	0	0
520	31.295	6.709	221.922	209.019	6.709	0	0
540	31.497	7.337	223.106	209.519	7.337	0	0
560	31.698	7.969	224.256	210.025	7.969	0	0
580	31.896	8.605	225.371	210.535	8.605	0	0
600	32.090	9.245	226.456	211.048	9.245	0	0
620	32.280	9.889	227.511	211.562	9.889	0	0
640	32.466	10.536	228.539	212.076	10.536	0	0
660	32.646	11.187	229.541	212.590	11.187	0	0
680	32.821	11.842	230.518	213.103	11.842	0	0
700	32.990	12.500	231.472	213.615	12.500	0	0
720	33.153	13.162	232.404	214.124	13.162	0	0
740	33.310	13.826	233.314	214.630	13.826	0	0
760	33.461	14.494	234.204	215.133	14.494	0	0
780	33.606	15.165	235.075	215.634	15.165	0	0
800	33.745	15.838	235.928	216.130	15.838	0	0
820	33.879	16.514	236.763	216.623	16.514	0	0
840	34.007	17.193	237.581	217.113	17.193	0	0
860	34.130	17.875	238.383	217.598	17.875	0	0
880	34.248	18.558	239.169	218.079	18.558	0	0
900	34.361	19.244	239.939	218.557	19.244	0	0
920	34.471	19.933	240.696	219.030	19.933	0	0
940	34.578	20.623	241.438	219.499	20.623	0	0
960	34.681	21.316	242.167	219.963	21.316	0	0
980	34.783	22.011	242.884	220.424	22.011	0	0
1000	34.883	22.707	243.587	220.880	22.707	0	0

1020	34.983	23.406	244.279	221.332	23.406	0	0
1040	35.077	24.106	244.959	221.780	24.106	0	0
1060	35.167	24.809	245.628	222.224	24.809	0	0
1080	35.252	25.513	246.286	222.663	25.513	0	0
1100	35.333	26.219	246.934	223.099	26.219	0	0
1120	35.411	26.926	247.571	223.530	26.926	0	0
1140	35.486	27.635	248.199	223.957	27.635	0	0
1160	35.558	28.346	248.817	224.381	28.346	0	0
1180	35.628	29.058	249.425	224.800	29.058	0	0
1200	35.695	29.771	250.024	225.215	29.771	0	0
1220	35.760	30.486	250.615	225.627	30.486	0	0
1240	35.824	31.201	251.197	226.035	31.201	0	0
1260	35.886	31.918	251.771	226.439	31.918	0	0
1280	35.946	32.637	252.336	226.839	32.637	0	0
1300	36.006	33.356	252.894	227.235	33.356	0	0
1320	36.064	34.077	253.444	227.628	34.077	0	0
1340	36.121	34.799	253.987	228.018	34.799	0	0
1360	36.177	35.522	254.523	228.404	35.522	0	0
1380	36.233	36.246	255.051	228.786	36.246	0	0
1400	36.288	36.971	255.573	229.165	36.971	0	0
1420	36.342	37.697	256.088	229.540	37.697	0	0
1440	36.395	38.425	256.597	229.913	38.425	0	0
1460	36.448	39.153	257.099	230.282	39.153	0	0
1480	36.501	39.883	257.595	230.647	39.883	0	0
1500	36.553	40.613	258.086	231.010	40.613	0	0

Annexe B

- **Coefficient h de la Structure du lit à garnissage**

```

#include "udf.h"
DEFINE_PROFILE(Heat_Transfer_coef, t, i)
{ cell_t c;
real rho = 1378.5;
real cp = C_CP(c,t);
real dp = 0.0006;
real kf = 0.00899775;
real mu = 0.00000983;
real U;
real x_vel = C_U(c,t);
real y_vel = C_V(c,t);
real Re;
real hv;
real Pr;
U=sqrt((x_vel*x_vel)+(y_vel*y_vel));
Re = (U*dp*rho)/mu;

```

```
Pr= cp*mu/kf;  
begin_c_loop(c, t)  
{ hv = (kf*(2+1.1*pow(Pr,0.333)*pow(Re,0.6)))/dp;  
C_PROFILE(c, t, i) = hv;  
}  
end_c_loop(c, t)  
}
```

Annexe C

Dessin Solid Works :

