

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université Abou Bekr BELKAID Tlemcen

Faculté de Technologie



Mémoire Pour l'Obtention du Diplôme de Master en Génie Mécanique

Spécialité : Génie Thermique et Énergies Renouvelables

Sujet

Étude d'un propulseur pour satellite de 20N fonctionnant aux H₂O₂

Soutenu le Jeudi 16 Juin 2016 par :

TAYEB Imad

BOUFRAINE Farid

Devant le jury composé de :

M. ALIANE Abdenour

Président

M. SELADJI Chakib

Directeur

M. BRAKNA Habib

Examineur

M. SEBBANE Omar

Examineur

Remerciements

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

En second lieu, nous remercions tous les enseignants qui ont participé de près et/ou de loin à l'aboutissement de ce travail et à ce titre :

À nos encadreurs :

M. SELADJI Chakib

M. DARFILALE Djamel

Pour leurs disponibilités, leurs savoir-faire et leurs soutiens qui nous a
jamais fait défaut.

Mes remerciements s'adressent à monsieur le président ALIANE Abdenour et les membres de jury M. BRAKNA Habib et M. SEBBANE Omar pour leur disponibilité et leurs soutiens, et l'honneur qu'ils me font en acceptant d'évaluer ce travail.

Ainsi que tous les enseignants depuis le cycle primaire jusqu'aux études supérieures. Car si nous soutenons aujourd'hui, c'est grâce à leurs fonctions éminentes dans notre réussite, la transmission de leurs connaissances et leur savoir-faire.

Dédicaces

D'abord je remercie le Bon Dieu de m'avoir permis de faire ce parcours très passionnant et de m'avoir donné la capacité d'écrire et de réfléchir, et d'aller jusqu'au bout.

Je dédie ce modeste travail :

À mes très chers et sublimes parents qui m'ont soutenu, aidé et qui m'ont encouragé au long de mes études pour tous les sacrifices et les efforts que vous avez fourni pour moi, veuillez trouver dans cet ouvrage l'expression de ma gratitude et de mon amour.

À mes deux frères Mohamed et Benamar qui m'ont aidé dans les moments difficiles.

À mon aimable tante et sœur et tout à ma vie Zoubida qui m'a encouragé durant la préparation de ce projet

Ainsi ;

À mon chère ami mon binôme « Imad » qui a partagé avec moi de bons moments.

À toute ma famille paternelle et maternelle.

Dédicaces Spécialement à mes chers amis : Hocine, Aissa, Fouad, Yasser, Mouadh, Ismail, Amine, Mohamed,

Ainsi à toute ma promo en lui souhaitant un avenir très brillant.

BOUFRANE Farid

Dédicaces

Louange à Dieu qui m'a donné la force, le courage, et l'espoir nécessaire pour accomplir ce travail et surmonter l'ensemble des difficultés.

Je dédie ce modeste travail :

À Ma très chère et douce mère, Mon très cher père pour l'éducation qu'ils m'ont prodigué; avec tous les moyens et au prix de tous les sacrifices qu'ils ont consentis à mon égard, pour le sens du devoir qu'ils m'ont enseigné depuis mon enfance.

À ma précieuse sœur Aicha, les mots ne peuvent résumer ma reconnaissance et mon amour à ton égard.

À mes chers frères que j'aime tant.

Ainsi ;

À mon cher ami, mon binôme, Farid chez qui m'a supporté durant ces quatre dernières années et chez qui j'ai trouvé l'entente dont j'avais besoin,

À mes adorables amis, Fouad, Mohamed, Amine, Mouad pour leur fidélité,

À tous mes amis avec lesquels j'ai partagé mes moments de joie et de bonheur

À toutes la promotion de 5 ème année Génie Thermique et Énergies Renouvelables :
2015/2016.

Résumé

Commençant avec quelques essentiels aux systèmes de la propulsion spatiale tel que la thermochimie de la propulsion, les différents types de la propulsion, en s'approfondissant sur la propulsion monopropergol utilisant la décomposition catalytique avec le peroxyde d'hydrogène (H_2O_2) comme agent propulsif, ce travail s'explique suite à une modélisation et validation des résultats obtenus ; l'optimisation puis la conception de propulseur de 20 Newtons dans l'application de faible poussée. Le modèle informatique traite les performances thermochimiques du peroxyde d'hydrogène et propose des dimensions de propulseur pour des performances optimales.

Mots clés : Propulsion spatiale, monopropergol, décomposition catalytique, peroxyde d'hydrogène, propulseur, poussée, impulsion spécifique.

Abstract

Beginning with a few basic systems of propulsion tell the thermochemical propulsion, the different types of propulsion, in deepening the monopropellant propulsion using the catalytic decomposition of hydrogen peroxide (H_2O_2) as propellant, it work explains; following a modeling and validation of the results obtained; optimization then design propeller 20 Newtons in the low-thrust application. The computer model treats the performance thermochemical hydrogen peroxide propellant and offers of dimensions for optimal performance.

Keywords : Propulsion, monopropellant , catalitic decomposition, hydrogen peroxide, propeller, thrust, specific impulse.

تلخيص

بدءاً من عدد قليل من النظم الأساسية للدفع على سبيل الذكر الدفع حراري، وأنواع مختلفة من الدفع، ثم نتعمق في الدفع الوحيد باستخدام التحلل الحفاز لبيروكسيد الهيدروجين (H_2O_2)؛ يشرح هذا العمل بعد النمذجة و التحقق من النتائج التي تم الحصول عليها؛ تحسين ثم تصميم داسرة 20 نيوتن تستخدم في دافعة منخفضة. نموذج جهاز الكمبيوتر يعامل الأداء الحراري الكيميائي لبيروكسيد الهيدروجين وعرض أبعاد الداسرة لتحقيق الأداء الأمثل.

الكلمات المفتاحية : الدفع الوحيد، التحلل الحفاز، بيروكسيد الهيدروجين، داسرة، دافعة منخفضة.

NOMENCLATURE

Variables

a	Accélération	[m/s ²]
A	Surface	[m ²]
c	Vitesse sonique locale	[m/s]
C^*	Vitesse caractéristique	[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	Diamètre	[m]
$\Delta_R H$	Enthalpie de réaction	[kJ/mol]
$\Delta_f H$	Enthalpie standard de formation	[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]
h	Enthalpie	[j/mol]
I_{sp}	Impulsion spécifique	[s]
J	Impulsion	[N.s]
LF	Facteur de décharge	[kg/s/m ²]
m	Masse	[kg]
\dot{m}	Débit massique	[kg/s]
M	Masse molaire	[kg/mol]
n	Nombre de mole	[mol]
p	Quantité du mouvement	[N]
P	Pression	[Pa]
Q	Quantité de chaleur	[kJ]
r	Constante spécifique des gaz parfaits	[j/kg.K]
R	Constante des gaz parfaits	[j/K.mol]
t	Temps	[s]
T	Température	[K]
T	Poussée	[N]
\tilde{v}	Volume spécifique	[m ³ /kg]
\vec{V}	Vitesse	[m/s]

Symboles grecs

ρ	Masse volumique	[kg/m ³]
ν	Coefficient stoechiométrique	[mol]
γ	Rapport des chaleurs spécifiques	
λ	Facteur de correction de la tuyère	
α	Demi-angle du divergent	
β	Demi-angle du convergent	
ε	Taux d'expansion	
ζ_d	Coefficient de correction de décharge	
ζ_F	Coefficient de correction de poussée	
ζ_v	Coefficient de correction de vitesse	

Indices

s	Sortie
c	Chambre
p	Produits
disp	Disponible
moy	Moyenne
t	Col
i	Idéal
ext	Extérieure
r	Réservoir
cat	Catalyseur
inj	Injecteur

Sommaire

Remerciements

Dédicaces

Dédicaces

ملخص

Sommaire

Introduction générale	1
Chapitre I: Compréhension basique du système de propulsion	3
Introduction	4
1.1 Principe de propulsion et l'équation de fusée	5
1.1.1 Principe de propulsion	5
1.1.2 Équation de fusée	5
1.2 Paramètres propulsifs	8
1.2.1 Poussée F_T	8
1.2.2 Impulsion J	9
1.2.3 Impulsion spécifique I_{sp}	10
1.3 Types de propulsion	12
1.3.1 Propulsion chimique	14
1.3.1.1 Propulsion chimique liquide	15
1.3.1.1.a Propulsion monopropergol	15
1.3.1.1.b Propulsion bipropergol	16
1.3.1.2 Propulsion chimique solide.....	17
1.3.1.3 Propulsion chimique à gaz froid.....	18
1.3.2 Propulsion électrique	19
1.3.2.1 Propulseurs électrothermiques.....	20
1.3.2.2 Propulseurs électrostatiques.....	20
1.3.2.3 Propulseurs électromagnétiques.....	21
1.4 Propulsion verte	21
1.5 Utilisation de peroxyde d'hydrogène H_2O_2 dans le domaine de la propulsion spatiale	22
1.6 Compatibilité des matériaux avec H_2O_2	23

1.7	Enquête sur les systèmes H ₂ O ₂ monopropergol existants	24
	Conclusion.....	27
	Chapitre II : M o d é l i s a t i o n	28
	Introduction.....	29
2.1	Spécification de conceptions	30
2.2	Propriétés chimiques du propergol et analyse thermochimique	31
2.2.1	Enthalpie de réaction	31
2.2.2	Chaleur disponible et la température des produits	32
2.2.3	Propriétés chimiques des produits	33
2.3	Performances théoriques du système	34
2.3.1	Caractéristiques du moteur propulseur à partir des propriétés thermochimiques...34	
2.3.2	Paramètres de la chambre	38
2.4	Dimensionnement du propulseur	40
2.5	Performances prévues	42
	Conclusion.....	44
	Chapitre III : Validation, Résultats et discussion	45
	Introduction.....	46
3.1	Validation du programme avec l'article de Math Palmer	47
3.2	Résultats et Interprétation	48
3.2.1	Effet de la concentration sur le pourcentage des gaz produits	48
3.2.2	Effet de la concentration sur la température de la chambre	49
3.2.3	Effet de la concentration sur l'impulsion spécifique	50
3.3	Contours et dimensions de la chambre de poussée.....	51
	Conclusion.....	53
	Conclusion générale.....	54
	Bibliographique.....	56
	Annexe.....	60

LISTE DES FIGURES

Chapitre 1 : Compréhension basique du système de propulsion

- Fig. 1 Etapes simplifiées d'un satellite ou d'une sonde
- Fig. 2 Principe de conservation de quantité de mouvement pour un engin spatial lors de l'éjection du gaz propulsif
- Fig. 3 Principe d'un système propulsif avec gravitation
- Fig. 4 Variation de force en fonction de temps
- Fig. 5 Consommation d'ergol en fonction de vitesse d'éjection
- Fig. 6 Système de propulsion liquide
- Fig. 7 Schématique de système à la propulsion monergol
- Fig. 8 Schématique de propulsion bipropergol
- Fig. 9 Schématique de propulsion solide
- Fig. 10 Schéma du système de fusée à gaz froid
- Fig. 11 Schéma fonctionnement d'un arcjet
- Fig. 12 Schéma de fonctionnement d'un propulseur à grille
- Fig. 13 Schéma d'un propulseur magnétodynamique (PMD)

Chapitre 2 : M o d é l i s a t i o n

- Fig. 14 Système de propulsion monopropergol
- Fig. 15 Dimensions de la partie tuyère
- Fig. 16 Géométrie du lit catalytique

Chapitre 3 : Validation, Résultats et discussion

- Fig. 17 Effet de concentration sur la fraction molaire des produits
- Fig. 18 Effet de concentration sur la température de chambre
- Fig. 19 Effet de la concentration sur l'impulsion spécifique

LISTE DES TABLEAUX

Chapitre 1 : Compréhension basique du système de propulsion

- Tab. 1 Impulsion spécifique du différent type de propulsion spatiale
- Tab. 2 Pourcentage d'ergol solide d'Ariane 5 et Space shuttle
- Tab. 3 Différents matériaux compatibles avec H_2O_2
- Tab. 4 exemples des systemes HTP existants

Chapitre 2 : M o d é l i s a t i o n

- Tab. 5 Résumé des données d'entrée et de sortie idéale fournies par le modèle de conception

Chapitre 3 : Validation, Résultats et discussion

- Tab. 6 Comparaison des données d'entrée et de sortie fournie par le modèle de conception et de l'article "20N"
- Tab. 7 Résultats de sortie à l'effet de changement de la concentration
- Tab. 8 Exemple des données d'entrée
- Tab. 9 Performances théoriques et dimensionnement du propulseur

Introduction Générale

Système de propulsion au niveau du satellite, généralement mentionné comme système de contrôle de la réaction (R.C.S.), est conçu pour fournir des impulsions totales pour les opérations de correction d'orbite, le transfert d'orbite et de l'entretien de l'orbite. Le système de monopropergol est le plus connu en utilisant l'hydrazine, car il a une impulsion spécifique élevée et la fiabilité cependant, le propulseur et le lit de catalyseur ne sont pas faciles d'accès. Propulsions verts utilisés pour les engins spatiaux ou pour le satellite deviennent attrayants au cours des dernières années, en raison de préoccupations croissantes concernant l'environnement, et de la nécessité d'exigences non-toxiques et faibles de la protection de la sécurité; il y a eu un intérêt important pour propergols liquides stockables. Un des propergols verts, la solution à haute concentration de peroxyde d'hydrogène ($H_2O_2 \geq 85\%$ de concentration), souvent connu sous le nom de haut test peroxyde (HTP), est considéré parce qu'il est moins cher, haute densité et facile à fabriquer.

L'ambition de cette thèse est bien réalisée moyennant un modèle mathématique pour définir une architecture de propulseur optimal grâce notamment à un effort de modélisation et simulation multi-physique en se basant sur la convergence des deux thématiques dédiées à l'ergol et aux matériaux, vise à mettre au point un propulseur adapté à l'utilisation de ce monergol vert. L'optimisation de l'ensemble chambre-tuyère aura pour contraintes la garantie de performances maximales et la tenue du matériau en fonctionnement.

La démarche que nous ferons comporte deux phases. ; la première phase compris trois étapes; premièrement études thermo-chimiques du système comprend l'hypothèse que l'écoulement isentropique et la décomposition du H_2O_2 est complète, et les produits de cette dernière se comportent comme un gaz parfait, la deuxième étape, étude théorique aux

paramètres du système et enfin nous calculons le dimensionnement et la conception de propulseur en s'appuyant sur un code Matlab, développé au CNES et basé sur un algorithme d'optimisation génétique, dont un portage vers un niveau CFD pourra être réalisé . La deuxième phase est basée sur la validation de nos résultats obtenue en premier phase avec un article : *Design, Build and Test of a 20N Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster*. On vérifie alors que les performances n'ont pas trop changée.

Finalement, nous concluons sur le travail effectué, sur les résultats de modélisation d'un système de propulsion.

Chapitre 1: Compréhension basique du système de propulsion

Introduction :

Isaac Newton écrivait au XVII^{ème} siècle : « pour chaque action, il y a une réaction opposée et égale » [2]. Plus de siècle plus tard, c'est toujours ce phénomène qui semble pourtant évident, mais que Newton fut le premier à découvrir, qui nous permet d'envoyer des fusées et des satellites dans l'espace. Aujourd'hui, le domaine de la propulsion est en expansion constante, afin de permettre d'atteindre plus vite et plus facilement l'espace. Cette analyse des techniques de propulsion spatiale a donc pour but d'expliquer les principaux phénomènes et techniques qui font décoller nos fusées.

Une mission spatiale peut tout de même être décrite de façon schématique en trois étapes pour un satellite terrestre et quatre étapes pour une sonde interplanétaire [3]. Ces étapes sont illustrées sur la Figure 1. La première étape est la mise en orbite provisoire de la Charge par le lanceur, vient, ensuite, le passage de l'orbite provisoire à l'orbite finale. Cette étape est souvent divisée en changements successifs d'orbites plutôt qu'un seul changement d'orbite. Pour un satellite, une fois en orbite, il suffit de maintenir son orbite et son orientation. Pour une sonde, après la mise en orbite d'extraction terrestre vient l'étape de croisière puis la rentrée en orbite d'insertion. Chaque partie de la mission a des besoins particuliers en termes de propulsion. Après la mise en orbite, les corrections de trajectoire ultérieures et les corrections de position et d'orientation nécessaires s'effectuent au moyen d'une petite poussée par des moteurs embarqués. Cette poussée est assurée par la décomposition d'ergols liquides (dans le cas de la propulsion chimique liquide), produisant des gaz à très haute température et très forte pression. Cette décomposition peut être interrompue ou redémarrée au moment désiré [4].

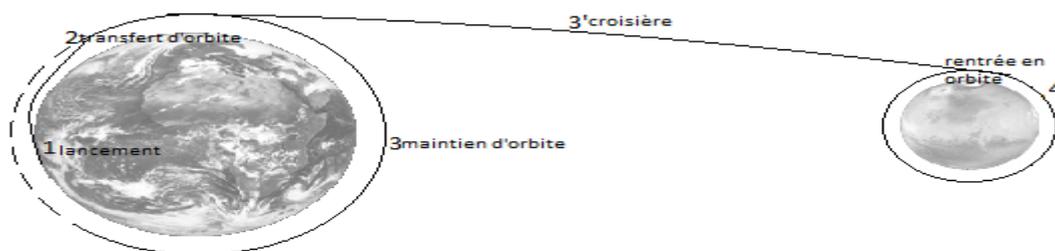


Figure 1 Étapes simplifiées d'un satellite ou d'une sonde [3]

1.1 Principe de propulsion et l'équation de fusée :

1.1.1 Principe de propulsion :

Pour expliquer le principe physique de la propulsion, il faut directement faire appel au principe newtonien de l'action et de la réaction, qui affirme que dans un système pseudo-isolé, la somme des forces qui s'exercent sur un mobile à vitesse nulle ou à vitesse constante est égale à 0 [3]. En effet, pour un système isolé telle qu'une fusée dans l'espace (pour modéliser ce système, l'espace sera considéré comme système pseudo-isolé, et l'on négligera les forces extérieures telles que les forces de gravitation des astres environnants), la somme des forces(intérieures) s'exerçant sur les différentes parties du système est nulle.

Si l'on souhaite considérer séparément les différentes parties du mobile et indépendantes de la fusée (la structure principale sans les gaz éjectés), on peut affirmer que les forces intérieures au système (fusée)[5], c'est-à-dire (structure + gaz éjectés) sont en fait des forces extérieures pour chaque partie indépendante (structure) et (gaz éjectés).

1.1.2 L'équation de fusée :

Pour un système à n objets distinctes, chacun avec certaine masse, vitesse et quantité de mouvement; on a :

$$\sum \vec{F}_{\text{ext}} = \vec{0} \quad (1.1)$$

On considère ensuite la structure de la fusée d'une part, les gaz éjectés d'autre part. On peut donc aussi bien appliquer le principe fondamental de la dynamique aussi bien à la structure qu'aux gaz éjectés d'où:

$$\sum \vec{F}_{\text{ext}} = m\vec{a} \quad (1.2)$$

Ou :

$$\sum \vec{F}_{\text{ext}} = \frac{d\vec{p}}{dt} \quad (1.3)$$

Avec \vec{p} vecteur quantité de mouvement.

On peut donc écrire :

$$\sum \frac{d\vec{p}_{\text{de n parties}}}{dt} = \vec{0} \quad (1.4)$$

C'est-à-dire :

$$\sum \vec{p}(t)_{\text{de n partie}} = \text{constante} \quad (1.5)$$

Le principe de la propulsion s'énonce grâce à la conservation de la quantité de mouvement [2].

Si on considère que la fusée a une masse initiale m et de vitesse V , et une petite partie de masse dm est séparée avec une vitesse relative à celle de la fusée de V_e :

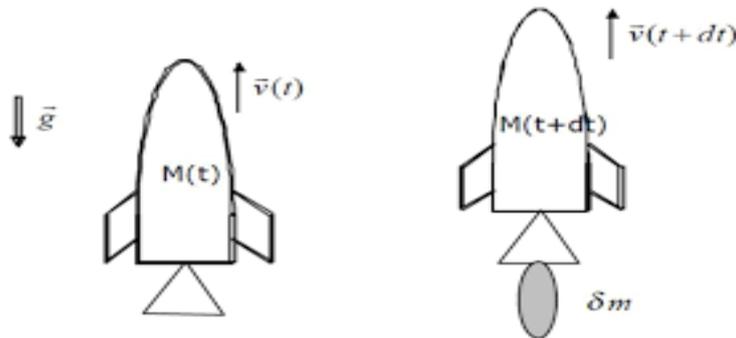


Figure 2 Principe de conservation de quantité de mouvement pour un engin spatial lors de l'éjection du gaz propulsif [5]

A l'instant t :

$$p = mV \quad (1.6)$$

A l'instant $t+dt$, à la vitesse $V+dV$, on a toujours conservation de quantité de mouvement donc [2] :

$$mV = (m - dm)(V + dV) + dm(V + dV - V_s) \quad (1.7)$$

On obtient :

$$mdV = -V_s dm \quad (1.8)$$

Si on dérive chaque membre par dt , on obtient :

$$-\frac{dm}{dt} = V_s m \frac{dV}{dt} \quad (1.9)$$

A gauche nous avons $\frac{dm}{dt}$ le taux de diminution de la masse de fusée (positif) multipliée la vitesse relative V_s . Et à droite, on a la masse multipliée par l'accélération du fusée ; sa c'est la 2^{ème} loi de newton à cause de l'éjection de gaz, donc l'équation (1.9) devient :

$$\vec{F}_T = m\vec{a} \quad (1.10)$$

(1^{ère} équation de fusée)

Selon l'équation (1.3), on a :

$$\vec{dV} = -\vec{V}_s \frac{dm}{m} \quad (1.11)$$

En intégrant de chaque côté et en supposant que V_s est constant, on obtient :

$$\int_{\vec{v}_i}^{\vec{v}_f} \vec{dV} = -\vec{V}_s \int_{m_i}^{m_f} \frac{dm}{m} \quad (1.12)$$

Où : m_i c'est la masse initiale de la fusée, et m_f est sa masse finale. L'évaluation de ces intégrales donne alors :

$$V_f - V_i = V_s \ln \frac{m_i}{m_f} \quad (1.13)$$

(2^{ème} équation de fusée)

En considérant la gravité, on obtient :

$$\Delta V = V_s \ln \frac{m_i}{m_f} + g \cos(\theta)t$$

Avec t : durée de la phase d'accélération

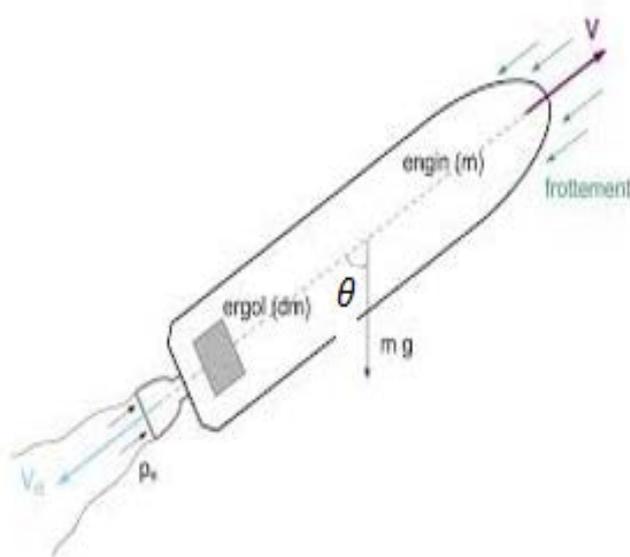


Figure 3 Principe d'un système propulsif avec gravitation [6]

1.2 Paramètres propulsifs :

1.2.1 La poussée F_T :

Les fusées brûlent du combustible pour accélérer et pour aller dans une certaine direction en éjectant à grande vitesse de gaz [2]. Et c'est grâce à la 3^{ème} loi de Newton dite de l'action et de la réaction, la fusée va aller dans le sens contraire de l'éjection des gaz ... on appelle ceci la poussée.

La poussée correspond à la masse de gaz éjecté (kg/s) par le moteur chaque seconde multipliée par la vitesse d'éjection (m/s) [6]. Il s'agit d'une force et l'unité de mesure pour une force le Newton. Pour être plus parlant, la poussée est souvent exprimée en (kg), un kgf est égal à 9,81 Newton.

L'expression (1.4) nous permet d'introduire la notion de poussée, c'est-à-dire la force caractérisant la force d'un moteur qui contient la quantité du membre droite $\mathbf{m} \frac{d\mathbf{v}}{dt}$ est homogène à une force. La quantité $\frac{dm}{dt}$ est appelée débit massique de la fusée.

La poussée s'exprime plus généralement sous la forme :

$$\vec{F}_T = \dot{m} \vec{V}_g \quad (1.14)$$

Avec \vec{V}_g : vitesse d'éjection des gaz ; \dot{m} : débit massique

1.2.2 Impulsion J :

L'impulsion \vec{J} Unité(N.s) est juste la différence de la quantité de mouvement avant et après, ou bien c'est l'intégrale de la force nette en fonction de temps :

$$\vec{J} = \vec{p}_f - \vec{p}_i = \Delta \vec{p} \quad (1.15)$$

L'impulsion est une grandeur vectorielle de même unité que la quantité de mouvement.

Son sens est déterminé par la *variation* de la quantité de mouvement. On peut établir une relation entre l'impulsion et la force résultante agissant sur la particule à l'aide de la 2^{ème} loi de Newton sous la forme $\vec{F}_T = \frac{d\vec{p}}{dt}$. Comme $\Delta \vec{p} = \int d\vec{p} = \int \vec{F}_T dt$; on a :

$$\vec{J} = \int_{t_i}^{t_f} \vec{F}_T dt \quad (1.16)$$

Cette équation est valable pour tout intervalle de temps $\Delta t = t_f - t_i$ mais on l'utilise le plus souvent dans le cas des forces que l'on qualifie d'impulsive (voir Figure 4).

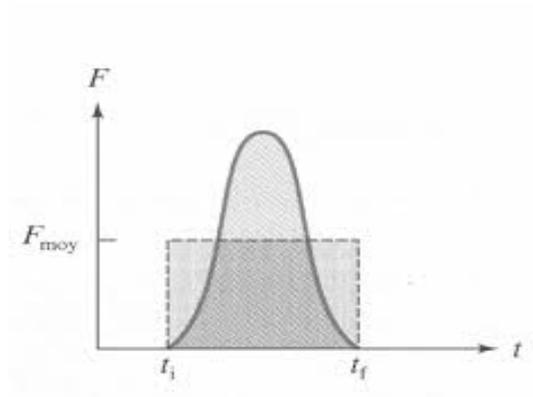


Figure 4 Variation de force en fonction de temps [3]

Les forces impulsives agissent durant un intervalle de temps très court et sont très grandes par rapport aux autres forces en présence. On dispose en général de peu de renseignements sur la variation de la force impulsive en fonction du temps, il est donc commode de définir la force moyenne agissant sur la particule par :

$$\vec{J} = \Delta\vec{p} = \vec{F}_{moy}\Delta t \quad (1.17)$$

1.2.3 Impulsion spécifique I_{sp} :

L'impulsion spécifique I_{sp} est un paramètre à chaque ensemble propulsif (propergols, tuyères, chambre de combustion) et permet de comparer l'efficacité des propergols dans des conditions de combustion similaire. Donc, plus cette valeur est grande, plus la quantité nécessaire du carburant est faible pour générer la poussée.

$$\text{Impulsion} = \int \vec{F}_T dt = \int m dV \quad (1.18)$$

Impulsion spécifique est donc :

$$\vec{J} = \Delta\vec{p} = \vec{F}_{moy}\Delta t \quad (1.19)$$

Compréhension basique du système de propulsion

En régime permanent :

$$g_0 I_{sp} = \frac{F_T dt}{dm} \quad (1.20)$$

Donc :

$$g_0 I_{sp} = \frac{F_T}{\dot{m}} \quad \text{en m/s} \quad (1.21)$$

On peut aussi voir que l' I_{sp} par unité de masse, le propulseur a fourni à l'unité de masse consommée et éjectée :

$$g_0 I_{sp} \approx \frac{dm V_{\text{éjection}}}{dm} \approx V_{\text{éjection}} \approx \text{vitesse moyenne d'éjection de la masse en m/s}$$

Usuellement, elle se calcule par le rapport de la poussée délivrée par un moteur fusée, exprimée en Newton, par le débit massique de propergol éjectée [7].

Elle s'exprime en secondes et représente le temps durant un kilogramme de propergol est capable de produire une force de 9,81 Newton.

$$I_{sp} = \frac{F_T}{g_0 \dot{m}} = \frac{V_e}{\dot{m}} \quad (1.22)$$

Une bonne impulsion spécifique a une valeur élevée, avec une poussée bien répartie dans le temps, et non « explosive » [2]. Ce facteur permet ainsi de comparer différents propergols.

Tableau 1 Impulsion spécifique des différents type de propulsion spatiale [8]

Type d'agent propulseur	I_{SP} (s)
Propergol à gaz froid	30 - 150
monopropergol liquide	150 - 290
bipropergol liquide	290 - 460
propulsion électrique	450 - 3000

1.3 Types de propulsion :

Il existe actuellement une multitude de systèmes de propulsion (chimique, électrique...) adaptés à une utilisation précise : certaines produiront une forte poussée pendant une durée limitée (pour échapper à la gravité de la Terre, par exemple), tandis que d'autres produiront une poussée modérée mais sur de très longues périodes (voyages interplanétaires) [9]. Donc la propulsion spatiale est de deux grands types :

- Propulsion chimique :

- forte poussée : $1 - 10^8$ N

- faible I_{sp} : 200 - 400 s

- courte durée d'utilisation ~ mn

- stockage aisé de l'ergol

Elle se divise en deux propulsions solide et liquide :

Propulsion chimique liquide : H_2O_2 (cryogénique), N_2H_4 kérosène, méthane...

Propulsion chimique solide : Moteur à poudre (booster avec Al)

- Propulsion électrique :

- faible poussée : 0.1 N

- grande I_{sp} : 450 - 3000 s

- long temps de tir : ~ mois

➤ **Concepts fondamentaux** :

a/ Consommation d'ergol :

Variation de la masse d'ergol au cours d'une manœuvre montre l'importance de l'impulsion spécifique pour les systèmes des propulsions. Une valeur élevée de l'impulsion spécifique traduit par une réduction de la masse à embarquer sur les satellites comme le montre la relation suivante :

$$\Delta m_e = m_0 \left(1 - \exp \left(-\frac{\Delta V}{v_e} \right) \right) = m_0 \left(1 - \exp \left(-\frac{\Delta V}{g I_{sp}} \right) \right) \quad (1.23)$$

où ΔV représente la vitesse nécessaire pour une mission spatiale quelconque (vols interplanétaires, maintiens de satellites sur une orbite, etc.), m_0 est la masse initiale et Δm_e la masse consommée au cours d'une manœuvre d'autant plus faible que l'impulsion spécifique est grande.

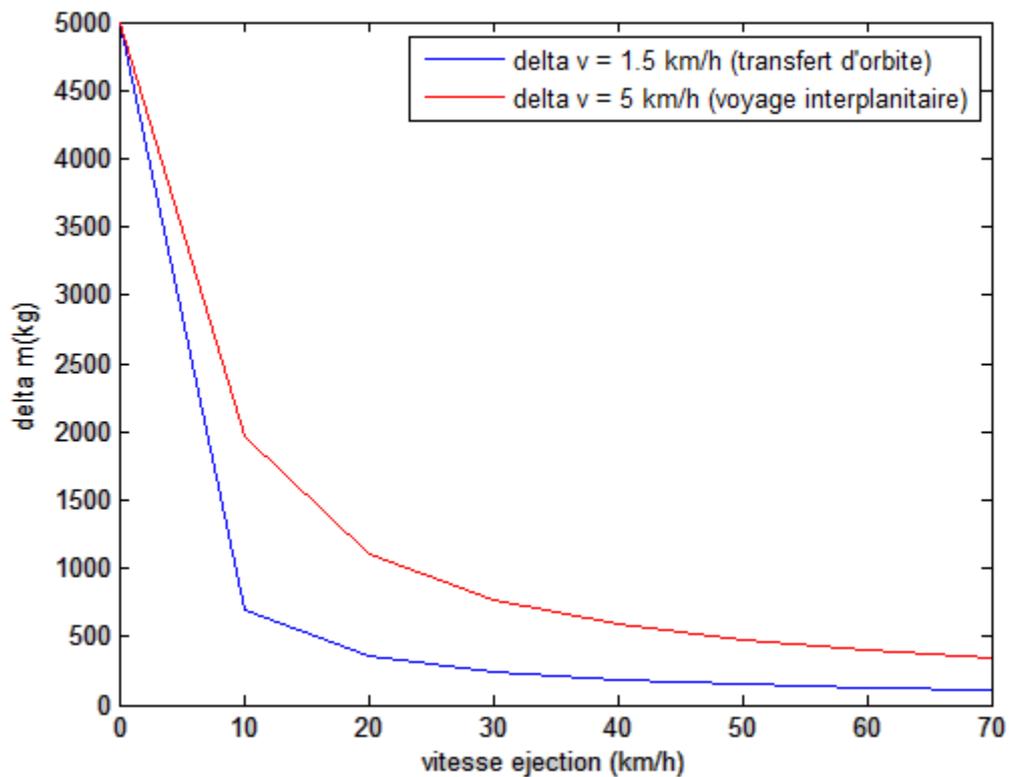


Figure 5 Consommation d'ergol en fonction de vitesse d'éjection [6]

b/ La vitesse et le temps final :

La durée d'une mission spatiale dépend de la poussée et des contraintes externes

On néglige les forces extérieures (gravitation, vent solaire) [6].

Equation fondamentale de la dynamique :

$$F(t) = m(t) \frac{dV(t)}{dt} \quad (1.24)$$

Soit :

$$dV(t) = \frac{F(t)}{m(t)} dt \quad (1.25)$$

On suppose :

$$\left\{ \begin{array}{l} - F \text{ est constante} \\ - \text{le débit d'ergol } \dot{m} \text{ est constant} \\ - \text{la masse initiale du véhicule est } m_i \\ - \text{la vitesse est nulle à } t = 0 : V(0) = 0 \end{array} \right\}$$

$$V(t) = \int_0^t \frac{F}{m_0 - \dot{m}t} dt \quad (1.26)$$

La vitesse du vaisseau à l'instant t est donnée par :

$$V(t) = \frac{F}{\dot{m}} \ln \left(\frac{m_0}{m_0 - \dot{m}t} \right) \quad (1.27)$$

Le temps nécessaire pour effectuer une manœuvre nécessitant ΔV est donné par :

$$t = \frac{m_0}{\dot{m}} \left(1 - \exp \left(\frac{\Delta V}{V_e} \right) \right) \quad (1.28)$$

Si l'on néglige les forces extérieures (gravitation, vent solaire...)

1.3.1 La propulsion chimique :

La propulsion chimique des satellites est généralement assurée par la décomposition ou la combustion d'un ou plusieurs combustibles; produisant ainsi des gaz à très haute température

et très forte pression. Les niveaux de poussée réalisables (de 0,5N à plusieurs centaines de Newton) et la versatilité de fonctionnement (mode puisé ou fonctionnement continu) permet de couvrir tous les besoins d'une manœuvre de transfert d'Orbite et ceux du contrôle d'attitude et d'orbite. Les ergols peuvent être de type monopropergols ou bipropergols [8]. Elle se convertit de l'énergie chimique (liaisons) en thermique puis en énergie cinétique. Elle joue le rôle de détente les gaz produisent à travers une tuyère de Laval.

1.3.1.1 La propulsion chimique liquide :

Ergol stocké dans un réservoir

Injection dans une chambre de combustion

Refroidissement : Circulation d'ergol

Pulvérisation interne sur les parois

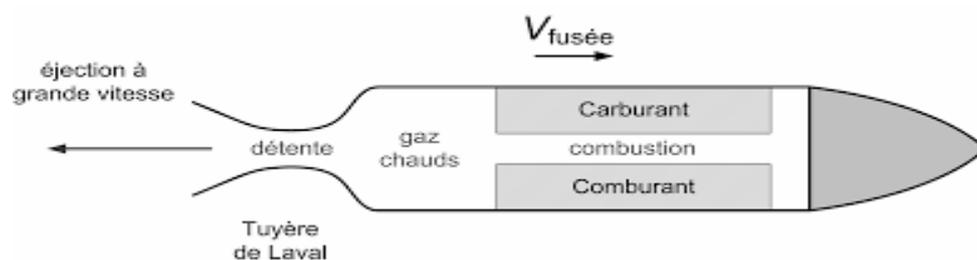


Figure 6 Système de propulsion liquide [6]

Les ergols peuvent être dévisés en deux types :

1.3.1.1.a. propulsion monopropergol :

La propulsion monopropergol constitue la seconde technologie la plus utilisée sur satellites, consiste à utiliser un ergol métastable passée dans un lit catalytique de façon exothermique, ce qui produit une décomposition appelée dismutation, avec émission d'un gaz, par la suite éjectée à haute température. On peut citer l'hydrazine (N_2H_4) ou l'eau oxygénée (H_2O_2). Cette dernière est utilisée pour des applications spatiales est d'un grand intérêt en raison de la plus

faible toxicité et l'impact environnemental de ce composé par rapport à des agents propulseurs conventionnels tels que ceux à base d'hydrazine [8]. Le monergol s'adresse à petite poussée (1 à 10N), comme par exemple le contrôle d'attitude d'un satellite ou d'un véhicule spatial.

Exemples de réactions :

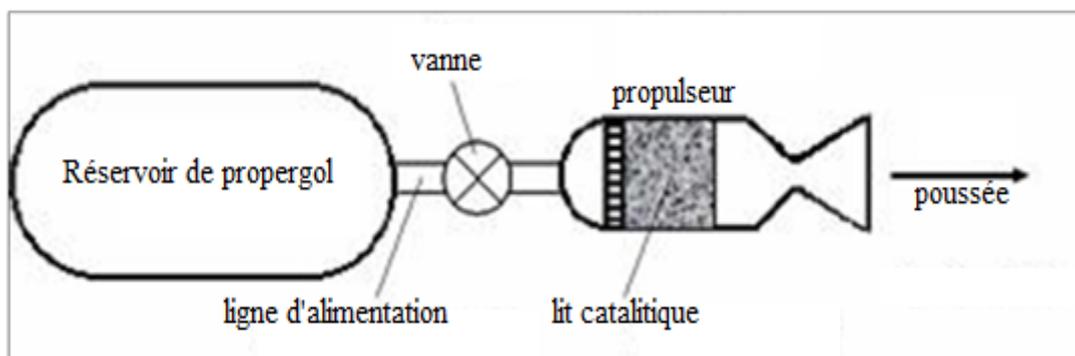


Figure 7 Schématique de système à la propulsion monergol [5]

1.3.1.1.b propulsion bipropergol :

La propulsion bipropergol est sans conteste l'une des deux technologies les plus utilisées de nos jours, en particulier sur satellites. Son grand volume d'utilisation s'explique notamment par son adoption sur satellites de télécommunication, de masses élevées, ou les poussées mises en jeu sont de gamme supérieure (10 à 400N) [2].

Systèmes bipropergols besoin d'au moins deux réservoirs d'ergols, un pour le comburant et l'autre pour le combustible, ainsi qu'un réservoir d'hélium à haute pression avec un régulateur de pression. Les propulseurs sont constitués par des

soupapes de commande d'écoulement (pour contrôler l'oxydant et le débit de carburant), injecteurs, une chambre de combustion et une tuyère.

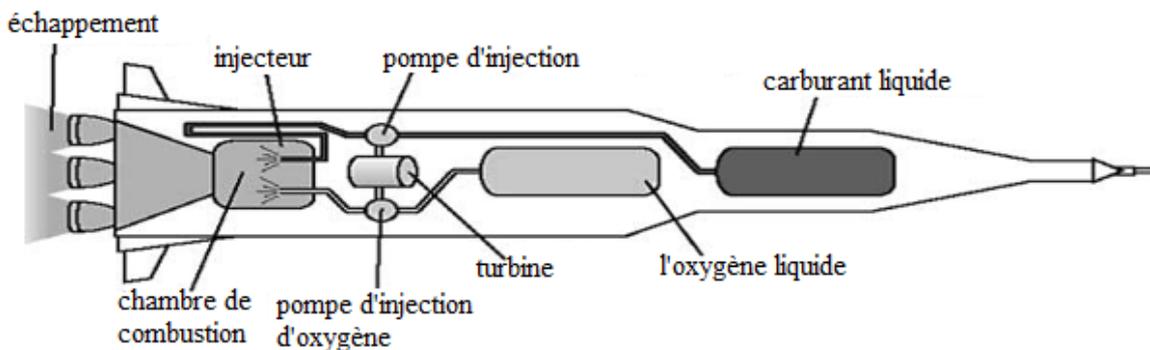


Figure 8 Schématique de propulsion bipropulseur [5]

1.3.1.2 La propulsion chimique solide :

Les propulseurs utilisant des propergols solides ont joué un rôle beaucoup plus réduite pour les satellites ou des sondes. C'est ce type d'ergol qui est apparu en premier, principalement à cause de la facilité de stockage et de fabrication. On l'appelle également couramment mais improprement « poudre ». En réalité, les ergols solides constitués de grains de sels minéraux à caractère oxydant (comburant) et réducteur (combustibles), le tout est dispersé dans une masse de polymère appelé liant.

On utilise surtout pour les propulseurs dite « d'appoints », comme les boosters de la navette spatiale américaines (Perchlorate d'ammonium / Aluminium). Ils sont très fiables à stocker et permettent de développer en très peu de temps une poussée importante. Cependant un inconvénient est qu'ils ne permettent pas le rallumage du moteur [2].

Tableau 2 Pourcentage d'ergol solide d'Ariane 5 et Space shuttle [2]

Composé	ARIANE 5	SPACE SHUTTLE
$4\text{NH}_4 \text{ClO}_4$	68%	70
Al	18%	16
PBHT	14%	14

Exemples des réactions :

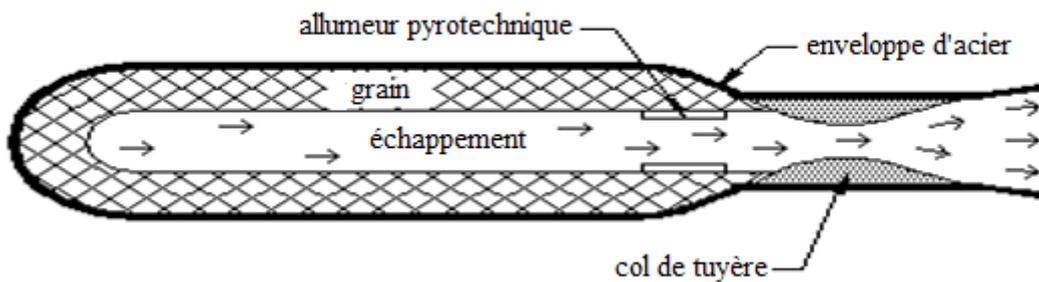
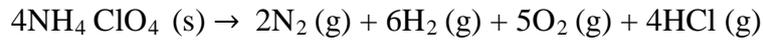


Figure 9 Schématique de propulsion solide [5]

1.3.1.3 La propulsion chimique à gaz froid :

C'est le système le plus simple et économique. non toxiques stockées dans un réservoir sous haute pression sont utilisés, usuellement de l'azote ou de l'hélium, détendu à travers d'un détendeur-régulateur de pression et éjecté dans la tuyère. Les limitations de ces systèmes sont :

Une faible Impulsion Spécifique (~50 s) [7],

Une poussée réduite (< 5 N),

Une impulsion totale basse compatible d'une masse système raisonnable. La figure 10 présente un schéma simplifié d'écoulement constitué d'un réservoir de gaz, régulateur de pression et propulseurs de gaz froid.

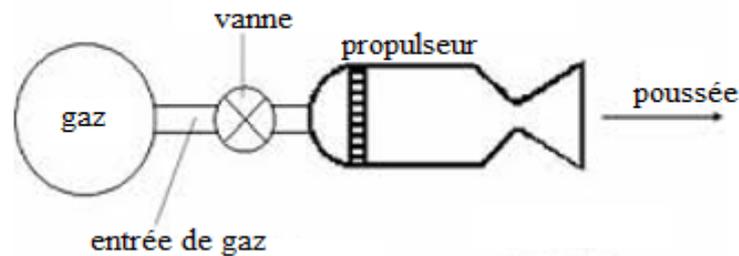


Figure 10 Schéma du système de propulsion à gaz froid [3] [5]

1.3.2 La propulsion électrique :

Le principe de la propulsion électrique a d'abord été imaginé par Tsiolkovsky en 1903. Après plus d'un siècle, cette technologie n'a pas encore pu s'imposer dans l'industrie spatiale. L'explosion de l'industrie spatiale pendant la guerre froide a tout de même permis le développement d'un grand nombre de propulseurs électriques pour satellites et sondes. Dans un propulseur électrique, c'est l'énergie électrique qui est transformée en énergie cinétique [3]. Soit on utilise cette énergie électrique pour chauffer un mélange éjecté par une tuyère (propulseurs électrochimiques), soit on l'utilise pour accélérer directement des particules chargées (propulseurs électriques au sens strict).

Les propulseurs électriques peuvent être effectués par un plasma qui est la quatrième étape de la matière, à la phase ionisée de la matière, généralement gazeuse, composée d'ions, d'électrons, d'atomes et/ou de molécules et de photons, dont la conductivité électrique est suffisamment élevée pour que des courants se développent et pour que le milieu réagisse à des champs électriques et magnétiques [6].

1.3.2.1 propulseurs électrothermiques (ou électrochimiques) :

L'électricité est utilisée pour chauffer le fluide combustible qui est ensuite éjecté par une tuyère [3], le chauffage peut être effectué grâce à un plasma de l'arcjet qui fait partie de cette famille de propulseurs. Son principe est illustré sur la Figure 11.

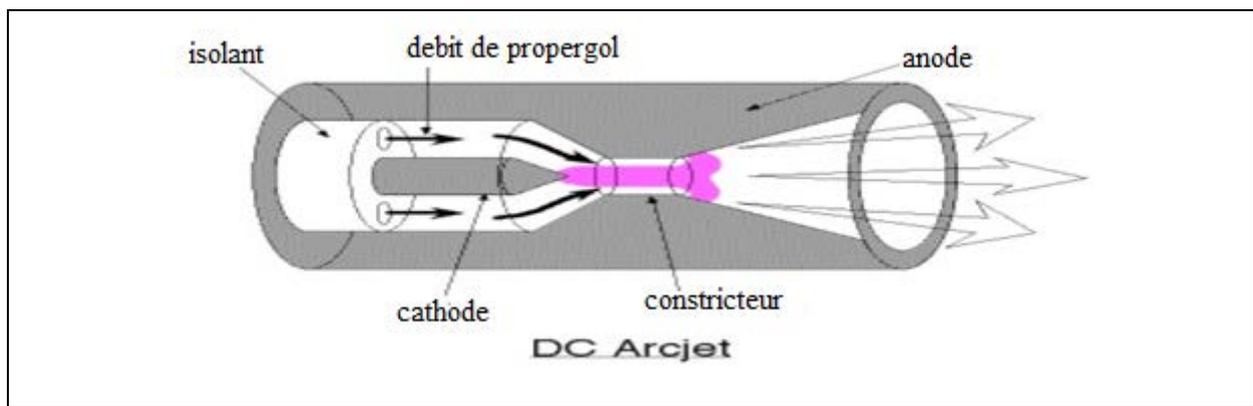


Figure 11 Schéma de fonctionnement d'un arcjet [3]

1.3.2.2 propulseurs électrostatiques(ou ionique) :

La plupart des propulseurs électrostatique sont des propulseurs à grilles, le fonctionnement d'un propulseur à grille est décrit sur la Figure 12. Des ions sont extraits d'une source de plasma froid puis accélérés par un champ électrique [3], ce qui crée la poussée. Le gaz (souvent du xénon) est injecté dans une source Kaufman constituée d'aimants permanents.

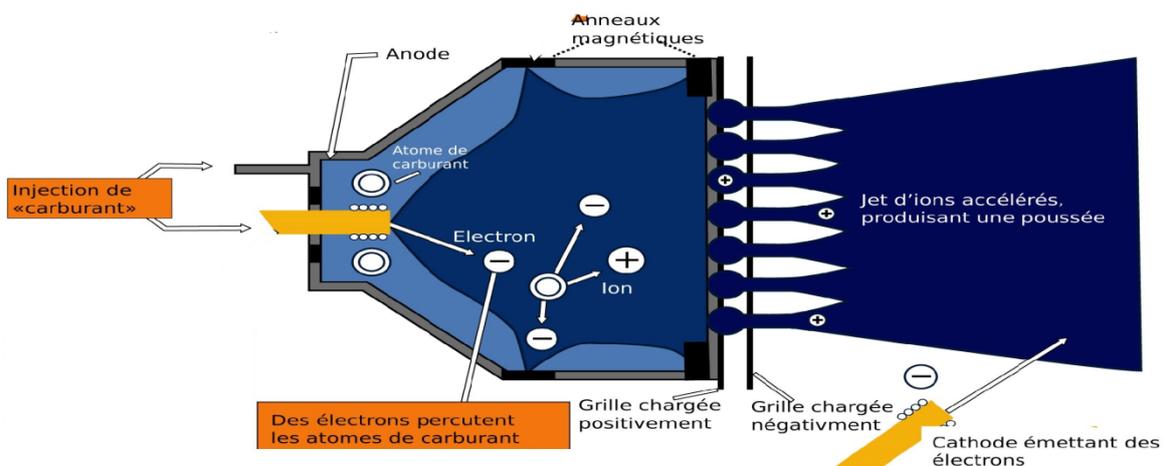


Figure 12 Schéma de fonctionnement d'un propulseur à grille [5]

1.3.2.3 propulseurs électromagnétiques :

Ils sont basés sur l'utilisation de la force de Lorentz générée par la Combinaison d'un champ électrique et d'un champ magnétique, qui est capable d'accélérer un plasma et de fournir la poussée. Dont les plus connus sont les propulseurs magnétodynamiques (MPD).

Leur structure est expliquée sur la figure 13. Le combustible, souvent de l'hydrazine ou de l'argon, est injecté dans la chambre principale pour être ionisé par le champ électrique appliqué entre la cathode interne et l'anode. Le courant parcourant le plasma créé entre la cathode et l'anode induit un champ magnétique, perpendiculaire au champ électrique, à l'origine de la force de Lorentz.

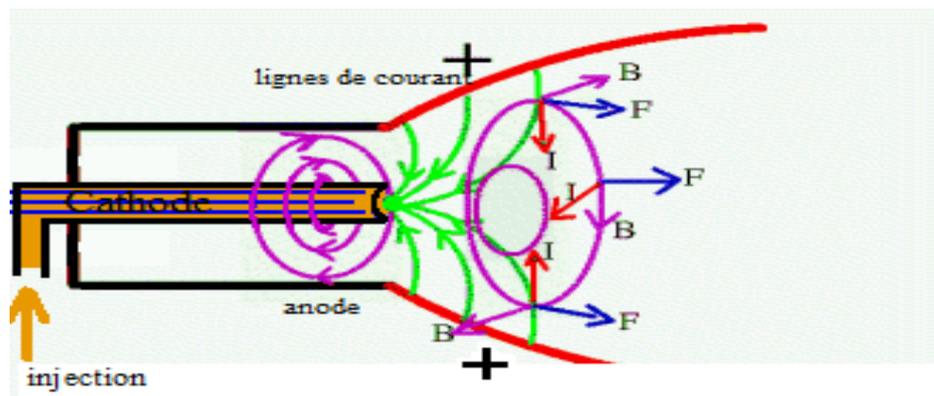


Figure 13 Schéma d'un propulseur magnétodynamique (MPD) [3]

1.4 La propulsion verte :

La toxicité de l'hydrazine pure conduit à la recherche des propergols moins toxique. Les substituts les plus couramment étudiées sont des mélanges ioniques aqueux énergétiques contenant un oxydant et un combustible. Les propergols proposés sont HAN (nitrate d'hydroxy ammonium, $\text{NH}_3\text{OH}^+\text{NO}_3^-$), l'ADN (dinitramide d'ammonium, $\text{NH}_4^+\text{N}(\text{NO}_2)^{-2}$) ou de HNF (Le nitroformiate d'hydrazinium, $\text{N}_2\text{H}_5^+\text{C}(\text{NO}_2)^{-3}$) [10], cependant le défi actuel est de développer un catalyseur qui est actif à basse température et est en mesure de maintenir les températures élevées des gaz produits. Des résultats importants de nombreuses études sur plusieurs composés énergétiques (monergols) proposés pour le remplacement d'hydrazine et

parmi les candidats possibles. On trouve le protoxyde d'azote N_2O ainsi que le retour du peroxyde d'hydrogène et l'apparition de nouveaux composés énergétiques nommés propergols verts [11]; ce congrès a fait une part particulièrement importante aux aspects environnementaux.

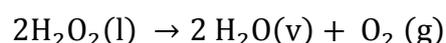
La notion de « propulsion verte », et donc la problématique du remplacement des hydrazines par des produits moins toxiques, cette propulsion contient deux types :

- Propulseurs monopropulseurs : Ils ont un faible niveau de poussée et sont essentiellement utilisés pour le contrôle d'attitude des satellites. Ils assurent de multiples impulsions de poussée de durée et à intervalles variés.
- Propulseurs bipropulseurs : Ils assurent également de multiples créneaux ou impulsions de poussée à des intervalles de temps variés. Ils sont utilisés pour les transferts d'orbite et la propulsion des sondes d'exploration spatiale. Ils sont nettement plus complexes mais beaucoup plus performants que les moteurs à hydrazine.

1.5 L'utilisation de peroxyde d'hydrogène H_2O_2 dans le domaine de la propulsion spatiale :

Le peroxyde d'hydrogène (l'eau oxygénée, H_2O_2) figure parmi les premiers propergols liquides utilisés dans la propulsion. Il a été découvert par L.J. Thenard en 1818 [11], et a été disponible dans le marché par une variété de processus depuis, environ, 1885. Mais la première personne à reconnaître son potentiel pour la propulsion des fusées était Hellmuth Walter, qui a créé sa propre entreprise dans le but de développement du système de propulsion en 1935. Il a étudié la décomposition catalytique du peroxyde d'hydrogène à 80 % (T-Stoff) par l'injection simultanée des solutions aqueuses de sels de permanganate (équation 1.25) [12].

Première application d'une fusée d'avion était sur le Heinkel He 176, volée en 1938 qui a utilisé une poussée de 5783N par la décomposition de peroxyde d'hydrogène.



Après la seconde guerre mondiale, plusieurs programmes portant sur la décomposition du peroxyde d'hydrogène ont été développés. Au Royaume-Uni, l'étude a porté sur la

combustion de kérosène avec l'oxygène obtenu par la décomposition de l'eau oxygénée H_2O_2 à 90 % en présence de catalyseurs à base d'argent ou d'argent supporté sur nickel (Sprite, Black Knight, Black Arrow) [12]. Aux États-Unis, les chercheurs ont étudié la décomposition du peroxyde d'hydrogène à 90 % en présence de billes de carbure de silicium imprégnées avec une solution aqueuse de permanganate de calcium comme catalyseur. En 1994, la première ligne de qualité industrielle de H_2O_2 de production a commencé en Pologne (Puławy) [11].

Au cours des dernières années il y a une croissance nette de l'intérêt pour l'utilisation de H_2O_2 très concentré (HTP) pour les fusées à toutes les échelles. Il est le plus attrayant pour de nouvelles applications de propulsion [11]. Ce qui est cohérent avec l'aide de peroxyde d'hydrogène sur les satellites comme un monopropérol, HTP offre une capacité de stockage élevée ($> 1300\text{kg/m}^3$) et une impulsion spécifique à vide, près de 150s [13].

D'autre part, le peroxyde d'hydrogène H_2O_2 a été considéré comme propérol verte prometteuse pour les applications base et moyenne poussée [14]. Donc le peroxyde d'hydrogène est un produit chimique sûr et polyvalent, monopropérol et oxydant si manipulés et entreposés correctement [15] [12]. Avec les bons matériaux de construction, bien préparés en laboratoire et climatisés, le produit chimique est très stockable, normalement se décomposer à des tarifs extrêmement bas.

1.6 La compatibilité des matériaux avec H_2O_2 :

Les effets associés aux matériaux en contact avec du peroxyde d'hydrogène peuvent varier considérablement, donc une méthode standard de classification selon le rendement probable en service a été conçu comme suit :

Classe 1: les matériaux qui sont entièrement compatibles avec le peroxyde d'hydrogène et approprié pour contact prolongé telles que les réservoirs de stockage.

Classe 2: les matériaux qui sont satisfaisantes pour des contacts répétés à court terme avec du peroxyde d'hydrogène avant le stockage ou l'utilisation. Le temps de contact doit être assez court avant le stockage. Le temps de contact ne doit pas dépasser quatre heures à 71°C ou une semaine à 21°C avant de l'utiliser [11].

Classe 3: les matériaux qui conviennent à contact court terme seulement, avant d'inciter l'utilisation.

Tableau 3 Les différents matériaux compatibles avec H_2O_2 [16], [17], [18], [4].

Catégorie	Matériaux	L'utilisation
A	Aluminium [Al 99.5 ; Al 5254 ; Al [5652], Plastique [HDPE], Polypropylène [C3H6],.....	<u>Utilisation illimitée</u>
B	Inox [316], Aluminium [Al-Mg3], Plastique [PTFE],....	<u>Utilisation courte durée</u>
C	Argent [Ar], Permanganate de calcium [Ca(MnO ₄) ₂], Oxyde de manganèse [MnOx], Platine [Pt], ions ferriques [Fer III], Catalase, Pentoxyde de vanadium [V ₂ O ₅], céramique monolithique,	<u>Utilisation comme catalyseur</u>

1.7 Enquête sur les systèmes H_2O_2 monopropergol existants :

H_2O_2 à haute concentration est appelée HTP (High Test Peroxide). Il peut être utilisé soit en tant que monopropergol ou en tant que composant oxydant d'une fusée bipropellant. Utilisation comme monopropergol de la décomposition de 70 à 98 % de concentration du peroxyde d'hydrogène en vapeur d'eau et d'oxygène. Le propulseur est injecté dans une chambre de réaction dans laquelle un catalyseur, généralement un écran d'argent ou de platine, provoque la décomposition, produire de la vapeur à plus de 600 ° C (1112 ° F), qui est expulsé à travers une buse, génère une poussée. H_2O_2 monopropergol produit généralement une impulsion spécifique (I_{sp}) inférieure à 250 s (2,5 kN.s / kg).

Tableau 4 exemples des systemes HTP existants

Programme	Concentration du HTP (%)	Poussée (N)	I_{sp} (s)	Masse (Kg)	Reference
Faculty of Mechanical Engineering,	90	50	113	-	[19]

Universiti Teknologi Malaysia,					
ALTA S.p.A. - Via Gherardesca, 5 - 56121 and DELTACAT Limited, Lee on Solent,	87,5	5N et 25 N	140	-	[16]
General Kinetics Inc., Huntington Beach, CA 92649	98	0,445 N	192	-	[20]
formerly Austrian Institute of Technology – AIT	87,5	1	240	-	[18]
MEMS – based monopropellant microrocket engine	90	$200 \cdot 10^{-3}$	100-300	-	[21].
the European Space Agency, ALTA S.p.A. (Italy) and DELTACAT Ltd (United Kingdom)	87,5	5	265	-	[22]
General Kinetics Inc	90	667	144	-	[23]
The development and test of a hydrogen peroxide monopropellant microrocket engine using MEMS technology : a team comprising ASTC, SSTL, TNO and QinetiQ	90	15	300	-	[24]
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – São José dos Campos-Brazil	90	2	106	-	[25]
The hydrogen peroxide rocket reaction-control systems for the X-1B research airplane	90	Left and right roll (each) : 89 N	Left and right roll (each) : 104	-	[26]

The hydrogen peroxide rocket reaction-control systems for the X-1B research airplane	90	Left and right yaw (each) :187 N	Left and right yaw (each) :118	-	[26]
European Commission under the FP7 Program	87,5	20	115,1	-	[1]
ALTA's Green Propellant Rocket Test Facility	90	6,5	132	-	[27]
Boeing Rocketdyne and Thiokol	90	100	113	-	[28]
The National Space Organization (NSPO) in Taiwan cooperation with the National Cheng Kung University	90	0,85	123,1	-	[29]
Multidisciplinary design optimization (MDO) techniques and All At Once (AAO)	85	230,3	169,5	-	[30]
Multidisciplinary design optimization (MDO) techniques and All At Once (AAO)	95	18,63	171,3	-	[30]

Conclusion :

La fusée s'appuie donc sur un principe simple des actions réciproques en accélérant et éjectant derrière elle de la matière, à l'aide d'un ou plusieurs moteurs fusées. Mais la propulsion est un domaine extrêmement complexe, voire dangereux, ou la moindre erreur peut conduire au désastre.

Les avancées dans le domaine de la propulsion spatiale ont donné naissance à plusieurs types dont la propulsion solide à fort puissance, et la propulsion électrique et liquide de forte impulsion spécifique. Le peroxyde d'hydrogène (HTP) est très adapté comme un agent propulseur monopropérol pour des applications spatiales est d'un grand intérêt en raison de plus faible toxicité, moins cher, plus facile de décomposition, et plus écologique; est donc l'objectif de notre étude qui est la conception catalytique.

Chapitre II :

M o d é l i s a t i o n

Introduction :

Dans notre étude sur un système de propulsion monergol (monopropellant) comme illustrée Figure 14 le peroxyde d'hydrogène se décompose dans une chambre de décomposition (A) par un catalyseur en vapeur d'eau et d'oxygène à des températures élevées ($T_C = 1036.4$ K pour la concentration 90% de H_2O_2) avant d'être passé dans la section du col (B). Les produits de décomposition sont ensuite étendus à travers une tuyère convergente-divergente (E) à des vitesses de sortie élevée, ce qui garantit une impulsion spécifique élevée. Ce travail à l'objectif de parvenir à une poussée nominale de 20 N avec une pression d'entrée 12 bar (Tableau 5 Résumé des données d'entrée et de sortie idéale fournies par le modèle de conception) en utilisant H_2O_2 qui est destiné à un système monopropergol de propulseur adapté pour le marché croissant de petits satellite [31]. Figure 14 Système de propulsion monopropergol montre un dessin de coupe du prototype propulseur 20 N monopropergol, avec ses principaux composants :

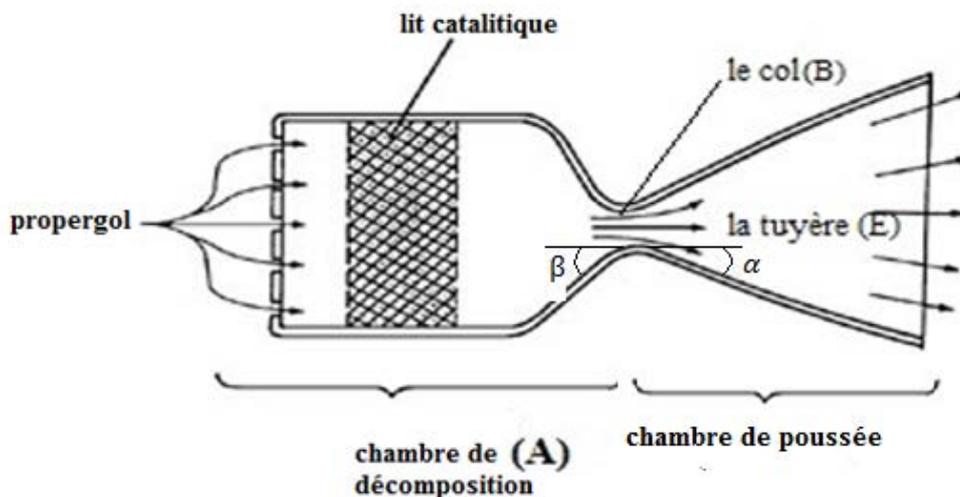


Figure 14 Système de propulsion monopropergol [18]

2.1 Spécification de conceptions :

Les caractéristiques clés de la conception d'un propulseur monopropergol ont été initialement fournies par un modèle mathématique généré en utilisant des équations d'écoulement unidimensionnelle. Simplifications compris l'hypothèse que l'écoulement est isentropique et l'effet de la gravité et négligeable ainsi que le mélange de vapeur d'oxygène et de l'eau produite par la décomposition du peroxyde d'hydrogène se comporte comme un gaz parfait [29].

Le champ d'écoulement est totalement décrit lorsqu'on connue on tout points les variables suivantes :

- Le vecteur de vitesse \vec{V} .
- La pression P.
- La masse volumique ρ ou le volume massique \tilde{v} (en kg/m^3 et m^3/kg respectivement).
- La température T .

Pour décrire le champ de l'écoulement quatre équations (trois équations de Navier-Stokes plus l'équation d'état) exprimées en fonction des quatre dernières variables considérés. Ces équations sont dérivées à partir des principes suivants :

- Le principe de conservation de la masse (ou de débit) qui donne l'équation de continuité :

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A = \frac{V \cdot A}{\tilde{v}} = \text{Constante} \quad (2.1)$$

Avec \dot{m} est le débit massique (en $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$) à travers une section du passage A.

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

$$V \cdot dV + \frac{dP}{\rho} = 0 \quad (2.2)$$

Ou bien :

$$V \cdot dV + \tilde{v} \cdot dP = 0 \quad (2.3)$$

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

$$\frac{V^2}{2} + C_p dt = Cst \quad (2.4)$$

Avec h : enthalpie du fluide (l'unité en j/mol)

- L'équation d'état de gaz parfait :

$$\frac{P}{\rho} = rT = P \cdot \tilde{v} \quad (2.5)$$

r : Constante spécifique des gaz parfaits, où $r = R/M$ [j/kg.k].

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

2.2 Les propriétés chimiques du propergol et analyse thermochimique :

2.2.1 Enthalpie de réaction $\Delta_R H$:

L'importance des enthalpies standards de formation consiste à calculer l'enthalpie de réaction, notée $\Delta_R H$ qui est définie comme la variation d'enthalpie d'une réaction effectuée à pression constante. Il est une unité thermodynamique de mesure utile pour calculer la quantité d'énergie par mole produite dans une réaction générale.

On a supposé que la réaction de dissociation de peroxyde d'hydrogène était stœchiométrique. Selon la référence [32], les produits de dissociation sont la vapeur d'eau et l'oxygène.



L'hypothèse stœchiométrique a été améliorée pour mieux décrire la concentration de peroxyde d'hydrogène (en poids).



Où les coefficients stœchiométriques des produits (c,d) et des réactifs (a,b), en nombres de moles, ont été calculés sur la base de la masse molaire et la concentration en poids donnée. Les détails de la méthode de calcul sont disponibles dans l'analyse de programme Matlab.

On a:

$$\text{masse H}_2\text{O(l)} = b * M_b \quad (2.8)$$

Pour l'étude numérique du système propulsif on suppose que $b = 1$ mol; On a :

$$\text{masse H}_2\text{O}_2(\text{l}) = \left[\frac{\text{concentration}}{1 - \text{concentration}} \right] * \text{masse H}_2\text{O(l)} \quad (2.9)$$

Avec :

$$a = \left[\frac{\text{masse}(\text{H}_2\text{O}_2)}{M(\text{H}_2\text{O}_2)} \right] \quad (2.10)$$

$$c = a + b \quad (2.11)$$

$$d = \left[\frac{(a * 2 + b - c)}{2} \right] \quad (2.12)$$

Lorsque toutes les valeurs d'enthalpie standard de formation de l'espèce dans une réaction chimique sont connues dans des conditions standard, l'équation suivante est utilisée pour calculer $\Delta_R H$ [33]:

$$\Delta_R H = \left[\{c * \Delta_f H(\text{H}_2\text{O(v)}) + d * \Delta_f H(\text{O}_2(\text{g}))\} - \{a * \Delta_f H(\text{H}_2\text{O}_2(\text{l})) + b * \Delta_f H(\text{H}_2\text{O(l)})\} \right] / a \quad (2.13)$$

Cette équation peut être mise sous forme plus générale :

$$\Delta_R H = \sum \nu \Delta_f H (\text{produits}) - \sum \nu \Delta_f H (\text{reactifs}) \quad (2.14)$$

2.2.2 La chaleur disponible et la température des produits Q_{disp} :

La valeur de $\Delta_R H$ correspond à l'énergie disponible pour faire un travail, i.e., 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 :

$$Q_{disp} = -\Delta_R H \quad (2.15)$$

À travers un processus itératif au programme de modélisation on obtient :

$$T_c = \left(\frac{Q_{disp} - Q_X}{Q_{X+1} - Q_X} \right) * (T_{X+1} - T_X) + T_X \quad (2.16)$$

Où T_c est la température de chambre où se déroule la décomposition de peroxyde d'hydrogène

2.2.3 Propriétés chimiques des produits :

➤ La masse molaire moyenne des produits M_{moy} :

$$M_{moy} = \frac{\sum n_p M_p}{\sum n_p} \quad (2.17)$$

Avec :

$$\sum n_p M_p = c * M_c + d * M_d \quad (2.18)$$

Et :

$$\sum n_p = c + d \quad (2.19)$$

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

➤ La chaleur spécifique moyenne des produits $C_{p_{moy}}$:

$$C_{p_{moy}} = \left(\frac{\sum n_p C_{p_p}}{\sum n_p} \right) / M \quad (2.20)$$

Avec :

$$\sum n_p C_{p_p} = c * C_c + d * C_d \quad (2.21)$$

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

➤ Le rapport de chaleur spécifique des produits γ :

D'après l'équation d'état des gaz parfaits, r est la constante des gaz parfaits s'exprime également en fonction des chaleurs massiques 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 appelée exposant isentropique définit comme étant :

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (2.22)$$

D'après la relation de Mayer on obtient :

$$\gamma = \left(\frac{C_{p_{moy}}}{C_{p_{moy}} - r} \right) \quad (2.23)$$

2.3 Les performances théoriques du système :

2.3.1 Les caractéristiques du moteur propulseur à partir des propriétés thermochimiques :

➤ La vitesse de sortie de tuyère V_s :

L'équation de l'énergie (l'équation de Barré de Saint-Venant) est un portrait du principe de la conservation de l'énergie. Pour un écoulement adiabatique entre deux points, x_1 et x_2 , elle est donnée par :

$$h_1 - h_2 = \frac{1}{2}(V_2^2 - V_1^2) = C_p(T_1 - T_2) \quad (2.24)$$

Où h représente l'enthalpie du fluide (qui peut être considérée comme l'énergie disponible pour le transfert d'énergie), V est la vitesse du écoulement sur l'axe x , C_p est la capacité thermique utile du fluide et T est la température du fluide [34].

On considère l'état stagnant (à la chambre de décomposition) comme état de référence.

Les propriétés de la stagnation peuvent être considérées comme les propriétés qui résulteraient si le fluide était décéléré à une vitesse de zéro [34].

- *La pression de la chambre P_c :*

Pour dissocier efficacement le système d'alimentation du moteur propulsif, généralement une perte de 6 % de la pression du réservoir au niveau de la chambre catalytique. Une chute de pression de 4 bars est prévue pour l'injecteur du gaz propulsif ; pour un débit de masse égale à 16,5 g/s [1].

$$P_c = P_r - \Delta P_{inj} - \Delta P_{cat} \quad (2.25)$$

Avec P_c : La pression de la chambre

P_r : La pression de réservoir d'alimentation

ΔP_{inj} : Chute de pression d'injecteur

ΔP_{cat} : Perte de pression dans la chambre catalytique

D'après l'équation (2.24) la vitesse de sortie en fonction de la température de stagnation T_0 , ($T_0 \equiv T_c$) est trouvée par l'équation de l'énergie (supposant la vitesse dans la chambre est nulle) à être :

$$V_s = \sqrt{2 * C_p(T_c - T_s)} \quad (2.26)$$

Pour un écoulement isentropique, la relation suivante entre les propriétés de sorties (indice s) et les propriétés stagnation (indice c) pour la température, la pression et le volume massique du fluide sont très importantes :

$$\frac{T_s}{T_c} = \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} = \left(\frac{\tilde{V}_s}{\tilde{V}_c}\right)^{1-\gamma} \quad (2.27)$$

Et :

$$C_p = \frac{\gamma r}{\gamma - 1} \quad (2.28)$$

Introduisons l'équation (2.28) dans l'équation (2.26) on obtient :

$$V_s = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} r T_c \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} \quad (2.29)$$

Où P_s : Pression de sortie

Cette équation est une des plus utiles, puisqu'elle permet de calculer la vitesse de la sortie au niveau de la tuyère; et donné une meilleure compréhension des comportements de cette dernière qui peut être obtenue.

➤ Le coefficient de poussée C_F :

P_e/P_c étant le taux de détente en sortie de tuyère (fonction de la section d'éjection).

Le facteur (ou coefficient) de poussée C_F représente l'apport de poussée assuré par le divergent, par rapport à celui d'une tuyère simplement convergente. Cette quantité qui mesure l'efficacité de la détente, s'exprime comme [35]:

$$C_F = \frac{F_T}{P_c \cdot A_t} \quad (2.30)$$

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{(\gamma+1)/\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} \quad (2.31)$$

Une poussée idéale F_T est obtenue si l'écoulement de détente est purement axial au niveau de la section de sortie. Cependant, pour assurer une accélération continue de l'écoulement supersonique, la section locale devra augmenter, conduisant entre autre, à une divergence des lignes de courant, ce qui induit une perte de poussée axiale. En pratique, pour des raisons évidentes d'optimisation poussée/poids, le divergent d'une tuyère réelle est tronqué à une

forme sensiblement conique, qui pour un écoulement à γ constant, induit une perte de poussée proportionnelle à l'angle de divergence [35] :

$$F_{\text{Div}} = F_T \cdot \lambda \quad (2.32)$$

Avec F_{Div} : la perte de la poussée due au divergent

Et $\lambda \leq 1$: facteur de correction de la tuyère(ou le facteur de conicité du divergent)

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos \alpha) \quad (2.33)$$

Une poussée idéale ($\lambda = 1$); et une tuyère de fusée avec un angle de divergence du cône de 28° (demi angle $\alpha = 14^\circ$), l'impulsion de sortie sera réduite, et par conséquent la vitesse d'éjection sera égale à 98% de la vitesse calculée par l'équation (2.29) [35].

➤ La vitesse caractéristique C^* :

La vitesse caractéristique, aussi appelée C-étoilé ou C^* , est une figure de valeur thermodynamique pour un propulseur particulier et peut être considéré comme une bonne

Indication de l'efficacité de décomposition. L'expression pour un C^* idéal est donnée par : [32]

$$C^* = \frac{P_c \cdot A_t}{\dot{m}_i} \quad (2.34)$$

L'utilisation de l'équation de continuité (2.1) permet d'écrire :

$$C^* = \frac{\sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)/\gamma-1}}} \quad (2.35)$$

La vitesse caractéristique C^* est utilisée pour comparer la performance relative de différente fusée chimique des dessins et des propergols du système de propulsion; il est facilement

déterminé à partir des données mesurées ($\gamma r T_c$). Elle se rapporte à l'efficacité la combustion et est essentiellement indépendante des caractéristiques de la tuyère [36].

➤ L'impulsion spécifique idéale du moteur $I_{sp i}$:

L'équation (1.22) nous donne :

$$I_{sp i} = \frac{V_e}{g_0} = \frac{C^* \cdot C_f}{g_0} \quad (2.36)$$

Où g_0 est l'accélération gravitationnelle = 9.81 m/s^2

2.3.2 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 en plus des équations d'état du mélange et de l'isentropie. En confondant les conditions génératrices avec celles en sortie de la chambre (T_c et P_c) [37] :

➤ Le débit massique \dot{m}_1 :

L'utilisation de l'équation de la force de poussée (1.14) du chapitre précédent permet d'exprimer le débit massique idéal comme :

$$\dot{m}_1 = \frac{F_T}{V_s} \quad (2.37)$$

Où F_T est la poussée théorique idéale [N]

➤ La vitesse au col V_t :

La vitesse sonique locale c (l'unité en m/s), et le nombre de Mach M , défini comme étant le rapport de la vitesse du écoulement et de la vitesse sonique locale, est donnée par :

$$c = \sqrt{\gamma r T} \quad (2.38)$$

$$M = \frac{V}{c} \quad (2.39)$$

A partir des équations (2.23), (2.26), (2.38) et (2.39) la relation entre la température et la vitesse pour un écoulement adiabatique entre deux points x_1 et x_2 est donnée par :

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \quad (2.40)$$

On considère les conditions critiques au col de la tuyère où le nombre de Mach est unitaire, $M=1$ (la vitesse de l'écoulement est égale à la vitesse sonique) :

$$\frac{T_t}{T_c} = \left(\frac{P_t}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{\tilde{v}_t}{\tilde{v}_c}\right)^{1-\gamma} = \left(\frac{c_t}{c_c}\right)^{\frac{1}{2}} = \frac{2}{\gamma+1} \quad (2.41)$$

Avec T_t, P_t, \tilde{v}_t , et c_t sont respectivement la température, la pression, le volume massique, et la vitesse sonique au col (throat) de la tuyère.

Finalement la vitesse au col de la tuyère en fonction de la température de la stagnation est trouvée par l'équation suivante :

$$V_t = \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right) \gamma r T_c} \quad (2.42)$$

Une méthode des volumes a été utilisée pour optimiser les dimensions du propulseur dans le but d'obtenir la meilleure configuration, la réduction du volume de propulseur et de la masse, et aussi pour donner une poussée maximale [25].

➤ Le volume spécifique à l'entrée de tuyère \tilde{v}_c :

De l'équation d'état des gaz parfaits le volume spécifique à l'entrée de tuyère peut être exprimé comme suit :

$$\tilde{v}_c = \frac{r \cdot T_c}{P_c} \quad (2.43)$$

➤ Le volume spécifique au col \tilde{v}_t :

A partir de l'équation (2.40), on considère que l'écoulement isentropique et les conditions critiques au niveau du col de la tuyère on obtient :

$$\tilde{v}_t = \tilde{v}_c \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{(1/\gamma-1)} \quad (2.44)$$

- Le volume spécifique à la sortie de tuyère \tilde{v}_c :

À partir de l'équation (2.27) qui nous donne la relation entre les propriétés de sortie et de stagnation, on obtient :

$$\tilde{v}_s = \tilde{v}_c \left(\frac{P_c}{P_s} \right)^{(1/\gamma)} \quad (2.45)$$

2.4 Le dimensionnement du propulseur :

- La surface du col de la tuyère (A_t) et la surface de sortie A_s :

L'équation (2.1) nous donne la surface du col (throat area) A_t [m²] comme étant :

$$A_t = \frac{\dot{m}_i \tilde{v}_t}{V_t} \quad (2.46)$$

Et la surface de sortie A_s :

$$A_s = \frac{\dot{m}_i \tilde{v}_s}{V_s} \quad (2.47)$$

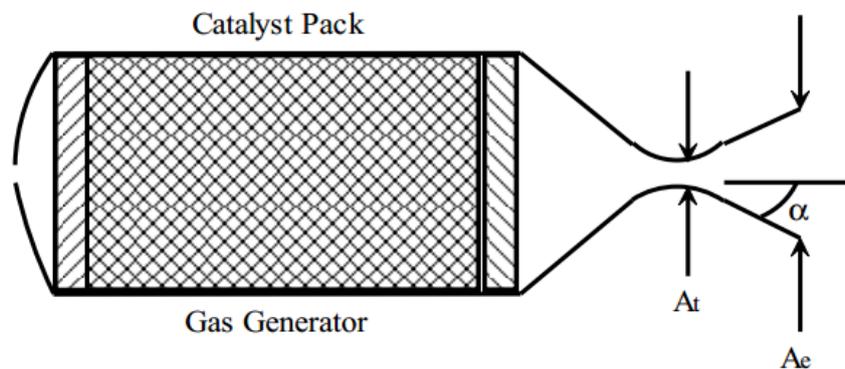


Figure 15 Dimensions de la partie tuyère [32]

Donc le taux d'expansion de la tuyère ε est :

$$\varepsilon = \frac{A_s}{A_t} \quad (2.48)$$

➤ La surface de la chambre catalytique de décomposition A_c [m²] :

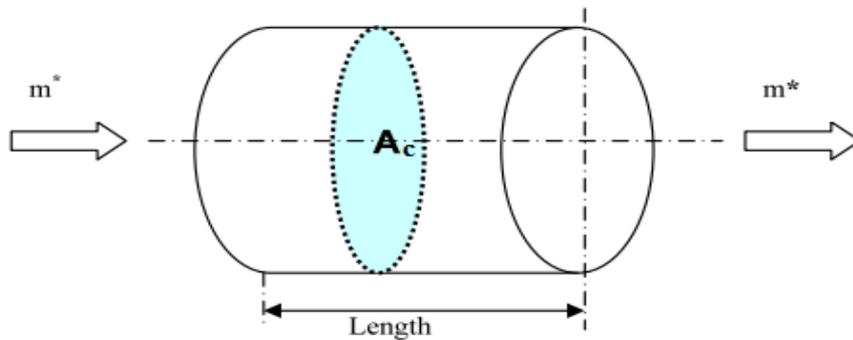


Figure 16 La géométrie du lit catalytique [38]

Nous nous intéressons ici à déterminer le diamètre du paquet de catalyseur (D_c) afin d'obtenir la meilleure décomposition de peroxyde d'hydrogène. Figure 16 La géométrie du lit catalytique [38] représente l'écoulement de fluide à travers un catalyseur avec la zone de section transversale (A_c). [38]

Le facteur de décharge (LF) (The loading factor) est un paramètre principal utilisé pour concevoir l'enveloppe du paquet de catalyseur. Elle est définie comme la quantité de fluide passant à travers la section frontale du lit de catalyseur par unité de temps. [38]

$$LF = \frac{\dot{m}}{A_c} \quad (2.49)$$

Avec LF: Le facteur de décharge [kg/s/m²].

Donc :

$$A_c = \frac{\dot{m}}{LF} \quad (2.50)$$

En général, le facteur de charge (LF) de plus petit valeur pour un propulseur signifie une plus grande surface radiative qui augmente les pertes de chaleur et diminue l'efficacité du propulseur. Pour cette raison on a pris le facteur de décharge égale à 20 kg/s/m² (LF=20 kg/s/m²) pour notre conception, car elle est la plus convenable valeur permettant la fabrication d'un catalyseur d'argent sans dégradation. [38]

2.5 Les performances prévues :

Le thème final de la théorie du moteur de fusée porte sur les corrections qui doivent être considérées afin de faire rejoindre les prédictions théoriques avec les vrais résultats qui seront obtenus avec un moteur véritable. Ces corrections sont un résultat direct du premier thème discuté, c'est-à-dire les suppositions simplificatrices qui ont été faites pour rendre une telle analyse possible.

- La poussée prédit T [N] :

$$T = \zeta_F F_{Div} \quad (2.51)$$

$$T = \lambda \zeta_F F_T \quad (2.52)$$

Où ζ_F : le facteur de correction de poussée = 0.95 [36]

- Le coefficient de correction de décharge :

Le coefficient de correction de décharge ζ_d est utilisé pour exprimer la qualité de la tuyère quant au taux d'écoulement de masse au col par rapport au taux théorique, et est trouvé par le rapport du taux d'écoulement de masse livré et du taux d'écoulement de masse idéal [34], et ce exprime habituellement en fonction des facteurs de correction comme suit :

$$\zeta_d = \frac{\zeta_F}{\zeta_V} \quad (2.53)$$

Où ζ_V : le coefficient de correction de vitesse = 0.95 [36]

- Le débit massique :

$$\dot{m} = \zeta_d \cdot m_i \quad (2.54)$$

- L'impulsion spécifique prédit :

Modélisation

$$I_{sp} = \frac{T}{m\dot{g}_0} \quad (2.55)$$

Les principales caractéristiques de performance de propulseur, évalué au des équations simplifiées ci-dessus, sont fournies dans le tableau 5 :

Tableau 5 Résumé des données d'entrée et de sortie idéale fournies par le modèle de conception

Entrées du modèle	La poussée (F_T)	20 N
	Concentration de H2O2	90 %
	La pression de la chambre (P_c)	12 bars
	La pression de sortie (P_e)	1.01325 bars
Sorties du modèle	Débit massique (\dot{m})	16.5 g/s
	Impulsion spécifique idéale (I_{sp})	123.2872 s
	Température de la chambre (T_c)	1036.4 K
	La surface du col (A_t)	$1.2874 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$
	La surface se sortie de la tuyère (A_e)	$2.9474 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$
	Le rapport de surface	2.2895

Conclusion :

La procédure suivie dans l'étude et l'analyse des performances du moteur monopropellant présentée dans ce chapitre, et qui suit la logique d'addition des facteurs de correction à des calculs de performances théoriques, a pour principal but de se rapprocher au maximum des performances réelles tout en évitant la complexité des phénomènes étudiés.

Les systèmes d'équations obtenus dans ce chapitre serviront à l'évaluation des performances de moteurs fusées pris comme exemples d'application dans ce travail

Un 20 N propulseur prototype utilisant l'argent comme lit catalytique et le peroxyde d'hydrogène monergol comme agent propulseur ont été étudié et modélisé par un programme Matlab. Les résultats montre la stabilité et bonne en surveillant de la pression et la température de la chambre : la poussée prédit est de 18.7178 N au niveau de l'air ambiant et l'impulsion spécifique prévue est de seconds.

Chapitre III :
Validation, Résultats et discussion

Introduction :

Dans ce chapitre nous nous sommes intéressés aux résultats des performances d'un article de 20N similaire à notre étude afin de les comparé à nos simulation obtenus au chapitre précédent ; en 2^{ème} pas en passe à l'interprétation de ces résultats obtenue et le en fin en en passe à la conception et le dimensionnement de la partie chambre de poussé.

3.1 Validation du programme avec l'article de Math Palmer (Design, Build and Test of a 20N Hydrogen Peroxide monopropellant thruster) :

Compte tenu des hypothèses identifiées dans le modèle d'analyse qui a été fait par le programme Matlab, les équations de programme ont été dérivées ou prises à partir de la méthode du volume pour fournir la sortie souhaitée.

Un propulseur 20N offre plus de valeur à l'être de recherche entrepris. Les entrées et sorties du modèle de conception peuvent être trouvées dans le tableau 6 et ont été vérifiées en utilisant un modèle secondaire [1] mené de thème: Design, Build and Test of a 20N Hydrogen Peroxide monopropellant thruster.

Tableau 6 Comparaison des données d'entrée et de sortie fournies par le modèle de conception et de l'article "20N"

		Modèle de conception étudiée	Modèle de l'article "20N"	L'écart
Entrée du modèle	Poussée (F_T)	20N	20N	
	Concentration de H_2O_2 (P)	87.5%	87.5%	
	Pression de la chambre (P_c)	12 bars	12 bars	
Sortie du modèle	Débit massique (\dot{m})	17.6 g/s	17.5 g/s	- 0.6%
	Impulsion spécifique (I_{sp})	112.19 s	109.67 s	-2.25%
	Température de chambre (T_c)	976.5 K	893.3 K	- 8.6%
	Diamètre de col (D_t)	4.0 mm	4.26 mm	3.8%
	Diamètre de sortie du tuyère (D_e)	6.1 mm	6.58 mm	7.29 %

Les écarts constatés entre les performances de sortie sont faibles en moyenne. Le modèle de l'article "20N" et notre modèle étaient examinés en profondeur, la petite différence due principalement à l'usinage des petites composantes, ainsi que chaque programme utilise une méthode différente de solution.

D'autre part on a la différence dans les résultats de la température de la chambre sont attribués au des dispositifs de mesure et de la perte de transfert de chaleur dans le système qui était basé sur l'étude expérimentale.

3.2 Résultats et Interprétation:

Le peroxyde d'hydrogène peut être utilisé efficacement au-dessus de 60% de la concentration comme gaz propulsive de fusée. L'avantage d'une concentration plus élevée est observé dans les paramètres de décomposition comme détaillé dans programme d'analyse et illustré dans le tableau 7 suivant:

Tableau 7 Les résultats de sortie à l'effet de changement de la concentration

Essaie	Concentration (%)	Fraction molaire de H ₂ O	Fraction molaire de O ₂	T _C (Kelvin)	I _{SP} (s)
1	65	0,8014	0,1986	409,6009	74,0866
2	70	0,7835	0,2165	535,4960	84,3829
3	75	0,7652	0,2348	660,4199	93,3461
4	80	0,7465	0,2535	784,3334	101,3260
5	85	0,7273	0,2727	908,1632	108,5719
6	90	0,7076	0,2924	1036,4	115,3834
7	95	0,6874	0,3126	1152,1	121,2628
8	100	0,6750	0,3250	1225,9	125,8678

3.2.1 L'effet de la concentration sur le pourcentage des gaz produits :

La figure17 montre l'augmentation de la température de la chambre en fonction de concentration de H₂O₂ (%).L'effet de la concentration en peroxyde d'hydrogène sur la fraction molaire des produits était analyse par la figure 17. Comme la concentration de peroxyde d'hydrogène augmente au-dessus de l'eau, la quantité d'oxygène dans les produits augmente proportionnellement. Ce la coincide avec la réaction stoechiométrique équilibrée (équation 2.6).

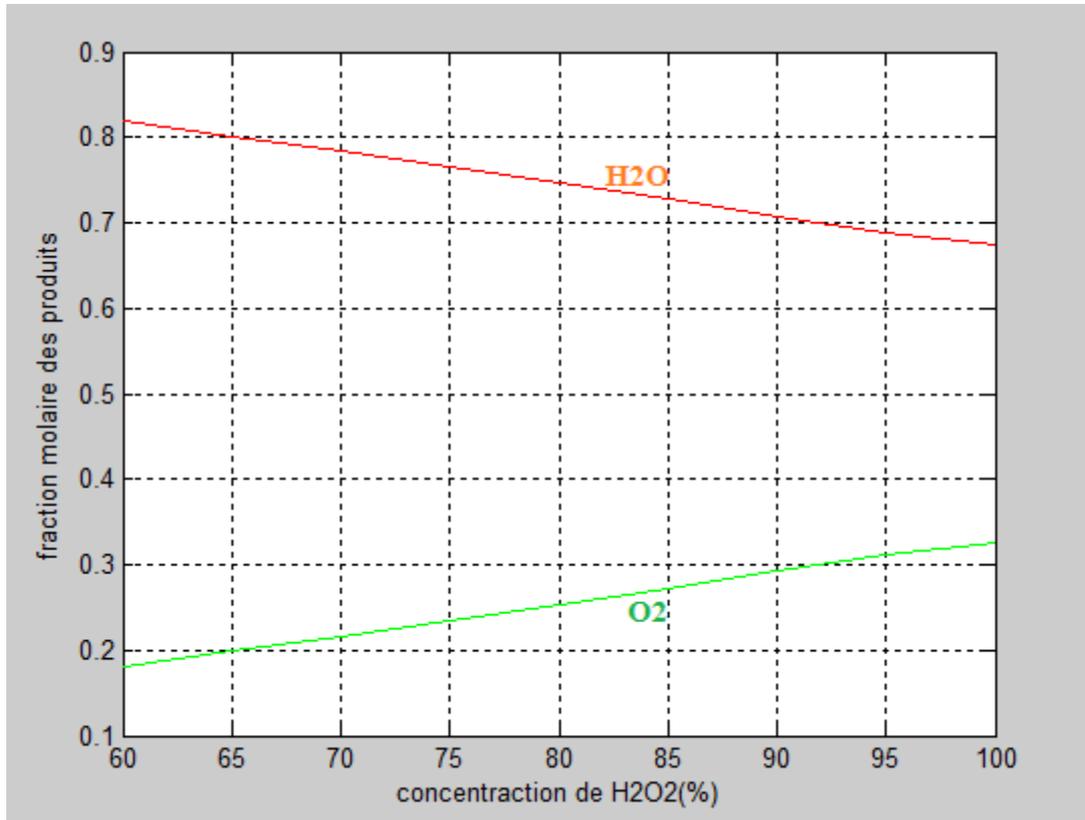


Figure 17 L'effet de concentration sur la fraction molaire des produits

3.2.2 L'effet de la concentration sur la température de la chambre :

La figure 17 montre l'augmentation de la température de la chambre en fonction de la concentration de H₂O₂ (%). Dans les limites des concentrations en peroxyde d'hydrogène de 60 à 98%, la température de la chambre coïncide avec la quantité de chaleur dégagée par la réaction. Cette dernière est basée sur les chaleurs standard de formation, en outre la température de décomposition est sensiblement au-dessus de 900 K, qui est un point approximatif que les produits tendent à se dissocier. [36]

Et on observe que l'augmentation de température adiabatique de décomposition quand la concentration en peroxyde d'hydrogène augmente et le rendement devient supérieur. Ceci est la raison principale pour l'utilisation de peroxyde d'hydrogène à haute concentration.

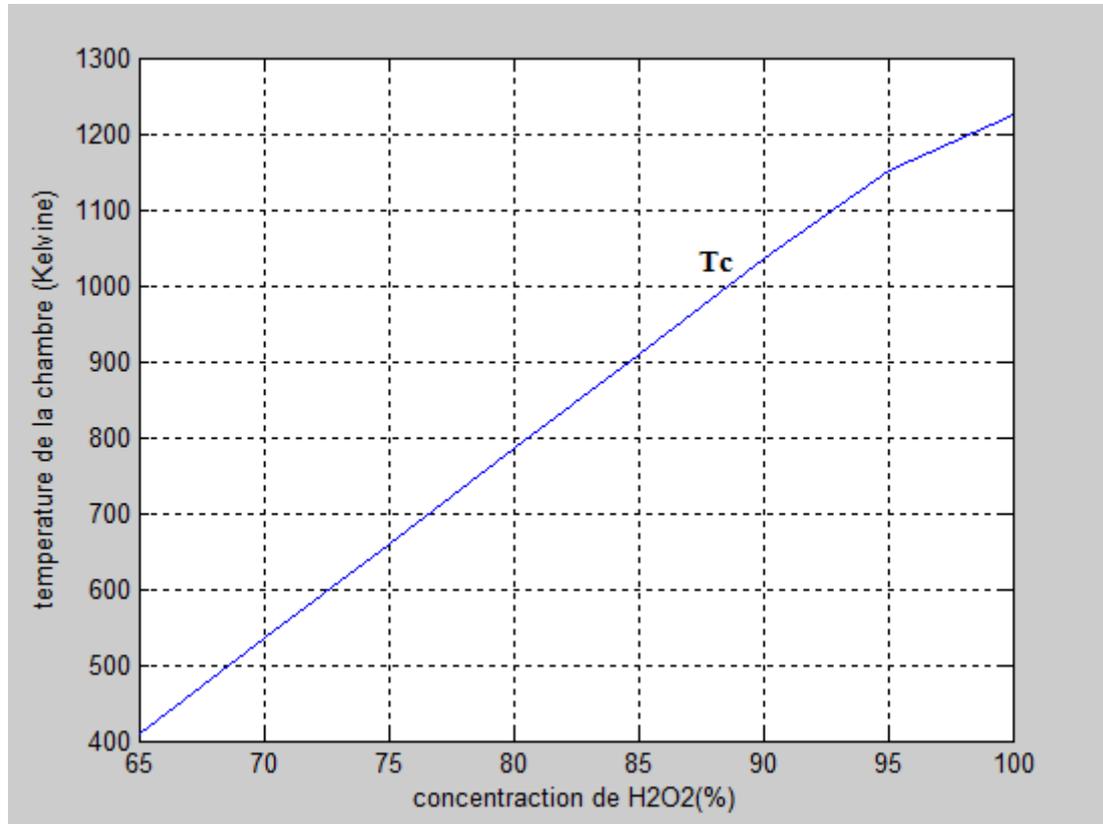


Figure 18 L'effet de concentration sur la température de la chambre

3.2.3 L'effet de la concentration sur l'impulsion spécifique :

L'effet de la concentration de peroxyde d'hydrogène sur l'impulsion spécifique à un débit de 16.5 kg/s était analysé par la figure 18. L'augmentation de l'impulsion spécifique est une indication de bonne décomposition. Comme nous avons vu au 1^{er} chapitre l'impulsion spécifique est directement reliée à la vitesse de sortie des produits de décomposition; cette dernière est basée sur la variation de la température de la chambre.

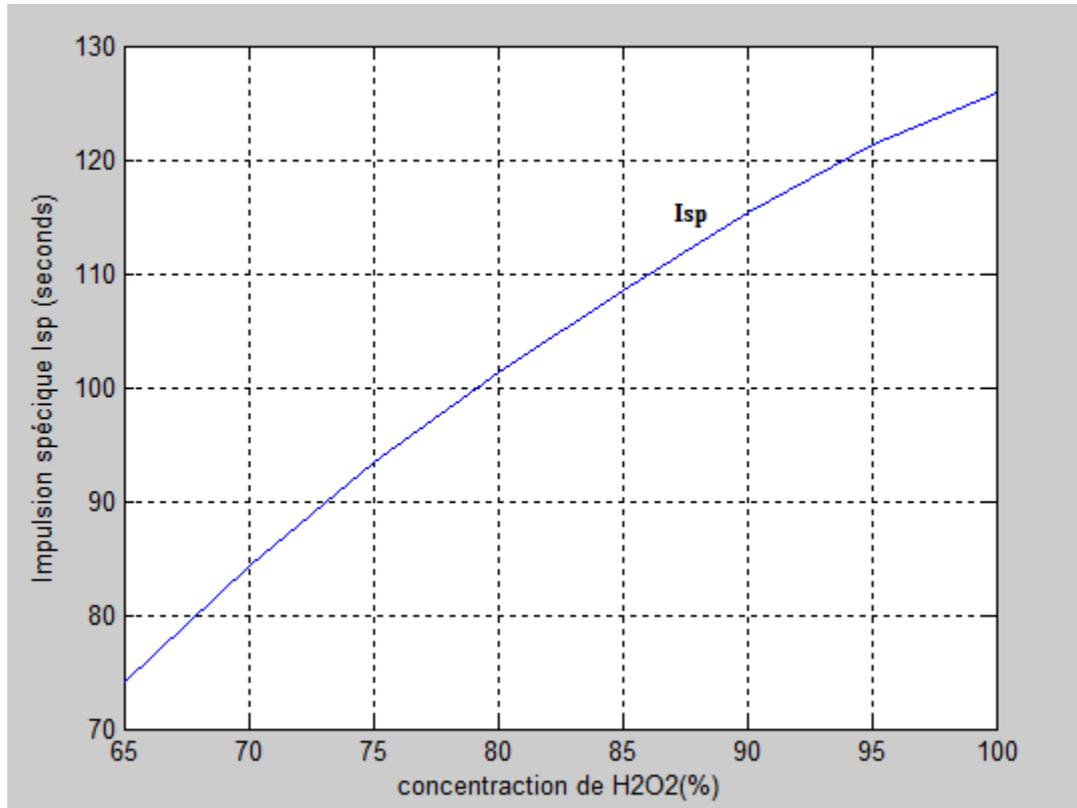


Figure 19 L'effet de la concentration sur l'impulsion spécifique

3.3 Contours et dimensions de la tuyère :

Dans la sortie culminant des trois grandes étapes du programme (propriétés chimiques des produits, performances théoriques de système et le dimensionnement du propulseur) ont fourni les outils nécessaires pour le développer de propulseur.

Les performances et le dimensionnement de sortie sur la base des exigences du tableau 8, sont fournies dans le tableau 9.

Tableau 8 Exemple des données d'entrée

Paramètres description	Valeur
Pression de chambre P_c [bar]	12
Pression exit P_e [bar]	1.01325
Concentration P [%]	90
Poussée F_T [N]	20

Tableau 9 Les performances théoriques et le dimensionnement du propulseur

	Paramètres	Description	Valeur
	I_{sp}	Impulsion spécifique idéal	123.29 s
Performances théoriques du propulseur	T_c	Température de chambre	1036.4 K
	C^*	Vitesse caractéristique	934.19 m/s
	C_F	Coefficient de poussée	1.9369
	\dot{m}	Débit massique	16.5 g/s
	ε	Rapport de surface (A_e/A_t)	2.2895
Dimensionnement du propulseur	A_t	Surface du col (throat)	$1.2874 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$
	D_t	Diamètre du col	4.0 mm
	A_e	Surface de sortie	$2.9474 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2$
	D_e	Diamètre de sortie	6.1 mm
	α	Demi-angle de tuyère	14
	A_c	Surface de la chambre	$8.2682 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$
	D_c	Diamètre de la chambre	32.4 mm

Conclusion :

La propulsion monopropergol a été étudiée dans ce travail. Dans ce troisième chapitre on a pris un modèle de 20 N similaire à notre étude comme exemple de validation ensuite on a procédé à une interprétation des résultats de la simulation des performances de moteur propulsif suivant la méthode d'analyse et de calcul présentée dans le chapitre précédent.

En dernière partie on a fait une conception de la tuyère (nozzle) à partir des données de sortie de la partie : le dimensionnement du propulseur de chapitre précédent, par un logiciel de conception assistée par ordinateur de modélisation (SolidWorks).

Conclusion générale :

Nous avons vu que le fonctionnement d'un moteur-fusée repose sur la production, au sein de la chambre de combustion (décomposition), d'une grande quantité de gaz, à haute température et sous une pression élevée. Les produits de combustion (décomposition) obtenus qui seront ensuite détendus dans une tuyère comme il a été montré dans le deuxième chapitre. Autrement dit, deux types de processus de conversion d'énergie se produisent dans tout système de propulsion, à savoir, la génération d'énergie, laquelle est vraiment la conversion d'énergie stockée en énergie disponible, par la suite, la conversion à la forme dans laquelle une réaction de poussée peut être obtenue. L'énergie cinétique de matière projetée est la forme d'énergie utile pour propulsion.

Dans le chapitre 2 on a utilisé les relations thermodynamiques des processus à l'intérieur d'une chambre de décomposition et d'une tuyère de fusée avec les outils mathématiques nécessaires afin de calculer les performances et déterminer plusieurs paramètres clés du design du système propulsif de fusée. Ce qui est un moyen utile d'évaluation et de comparaison des performances de plusieurs systèmes de fusée ; ou de prédiction de la performance du fonctionnement d'unité de fusée qui utilise l'expansion thermodynamique d'un gaz, et la détermination de plusieurs paramètres du design nécessaires.

Pour estimer la performance du moteur de propulsion et l'étude de la variation des paramètres de performances pour le moteur monergol on doit étudier, tous d'abord, la réaction de décomposition dans la chambre catalytique et en suite, l'écoulement des gaz résultants (produits de décomposition) à travers la tuyère. L'étude de la combustion est exigée pour déterminer la température et tous les paramètres thermochimiques du mélange gazeux. Ces paramètres peuvent être utilisés dans l'étude de l'écoulement des produits de décomposition à travers la tuyère pour obtenir la distribution des paramètres thermodynamiques.

Les performances du moteur tournent autour deux quantités que nous nous avons définis au chapitre 1 à savoir l'impulsion spécifique et la force de poussée ces paramètres obtenus ont été validés et explicités dans le dernier chapitre, donc nous sommes intéressés au moteur de dimensionnement petite tel que les propulseurs de changement et de contrôle d'orbite. Même si beaucoup d'aspects ont été abordés dans ce travail, le champ de recherche dans ce domaine, reste assez vaste et nous n'avons bien évidemment, pas eu le temps d'inspecter toutes les pistes.

Bibliographie

- [1] P. Matthew James, Experimental Evaluation of Hydrogen Peroxide Catalystsfor, UNIVERSITY OF SOUTHAMPTON: University of Southampton Research Repository, 2014, pp. 1-17.
- [2] M. Cecotti, La propulsion spatiale, 2003.
- [3] J. Perez Luna, «Modélisation et diagnostics d'un propulseur à effet Hall,» 03 03 2009. [En ligne]. Available: https://www.google.com/search?client=opera&q=perez-luna_jaime.pdf&sourceid=opera&ie=UTF-8&oe=UTF-8. [Accès le 28 11 2008].
- [4] K. Farhat, «Ergols ioniques pour la propulsion spatiale : Préparation, décomposition thermique et décomposition catalytique,» Poitiers, 2006.
- [5] «ariane propulsion,» 2000. [En ligne]. Available: http://argoth.free.fr/ariane_propulsion3.htm#up1.
- [6] D. S. Mazouffre, Conversion d'énergie : Application à la propulsion spatiale, Orléans, 2012.
- [7] C. R. KOPPEL, SYSTEMES PROPULSIFS A PROPERGOLS LIQUIDES, 32, boulevard Victor 75015 PARIS: Société des Amis de l'ENSAE et de l'ENSTA, 2008.
- [8] N. Pelletier, Nouveaux monergols ioniques à base de N₂O pour la propulsion spatiale, 2013.
- [9] M. Tamazight, «Etude et simulation du fonctionnement des moteurs cryotechniques utilisant le couple d'ergols pour les besoins de propulsion spatiale,» BOUIRA, 2015.
- [10] Y. B. R. B. a. L. P.-R. L. Charles J. Kappenstein, «PROPULSION AND CATALYSIS - HISTORICAL SURVEY, UP-TO-DATE OVERVIEW AND CURRENT CHALLENGES,» chez *Eighth International Symposium on Special Topics* , Poitiers, France, 2010.
- [11] P. S. Grzegorz Rarata, «The safe preparation of HTP and Concentrated H₂O₂ SAMPLES,» chez *Transactions of the institute of Aviation*, Warsaw, 2011.

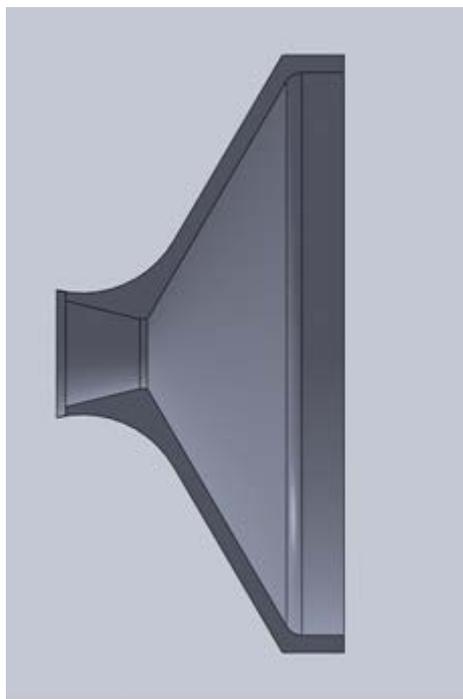
- [12] M. V. G. G. a. P. M. E. Wernimont, «Past and Present Uses of Rocket Grade Hydrogen Peroxide,» chez *2 nd International Hydrogen peroxide propulsion Conference*, LLC Aliso Viejo Indiana, 1999.
- [13] John.C, «Hydrogen peroxide propulsion for Smaller Satellites,» chez *12 th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Livermore, 1998.
- [14] L. t. L. d. A. J. M. ., B. G. S. Angelo Cervone, «Developpement of Hydrogen Peroxide Monopropellant,» American Institute of Aeronautics and Astronautics, Italy, 2006.
- [15] S. H. C. P. D. V. J.L. Cullerier, «SPACE PROPULSION 2012 - Part 1,» *Overblog*, 2012.
- [16] L. T. L. d. A. J. M. C. B. G. S. Angelo Cervone, «Development of Hydrogen Peroxide Monopropellant,» AIAA, Italy, 2006.
- [17] P. V. Marc Kazmierczak, «NOTE RELATIVE AU PEROXYDE,» Direction des Risques Accidentels, 2014.
- [18] A. W. C. S. K. P. David Krejci, «Hydrogen Peroxide Decomposition for Micro Propulsion:,» chez *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, California, 2011.
- [19] N. Othman, «DESIGN AND TESTING OF A 50N HYDROGEN PEROXIDE,» *Jurnal Mekanikal*, pp. 70-81, December 2011.
- [20] E. J. Wernimont, «Monopropellant Hydrogen Peroxide Rocket Systems:,» chez *42ndAIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, 2006.
- [21] J.-I. M. W. H. A. R. J.köhler, «Detailed design of Monopropellant Microrocket Engin Using MEMS Technology,» chez *The Fourth International Workshop on Micro and Nanotechnology for Power Generation and Energy Conversion Application*, Kyoto, Japan, 2004.
- [22] ., L. T. L. R. A. C. L. d. A. J. M. A. Pasini, «Experimental Characterization of a 5 N Hydrogen Peroxide,» Italy, 2006.

- [23] «150 lbf 90% H₂O₂,» [En ligne]. Available: www.gkllc.com.
- [24] R. B. A. B. S. M. J. K. L. S. B. S. J.-L. M. W. H. C. R. F. B. M. L. Richard Hebden, «The development and test of a hydrogen peroxide monopropellant microrocket engine».
- [25] L. H. G. L. G. F. P. R. V. F. d. S. C. Fernanda Francisca Maia, «Development and Optimization of a Catalytic Thruster for Hydrogen Peroxide Decomposition,» *J. Aerosp. Technol. Manag., São José dos Campos*, pp. 61-67, Jan-Mar 2014.
- [26] J. E. L. a. W. d. H. S. well, «THE HYDROGENE N-PEROXYDE ROCKET REACTION-CONTROL SYSTEM FOR THE X-1B RESAECHE AIRPLANE,» NASA TECHNIQUE NOTE D-185, WASHINGTON, 1959.
- [27] L. T. L. R. A. C. L. d. A. Pasini, «Endurance Tests on Different Catalytic Beds for H₂O₂,» chez *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Denver, Colorado, 2009.
- [28] A. S.-H. L. C.-W. S. Krishnan, «DESIGN AND DEVELOPMENT OF A HYDROGEN-PEROXIDE».
- [29] H. J. L. K. C. T. a. T. C. K. Y. A. Chan, «Preliminary Development of a Hydrogen Peroxide Thruster,» *Internatinternational Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering*, pp. 1556-1553, 2013.
- [30] M. M. M. N. Amirhossein Adami, «Multidisciplinary Design Optimization of Hydrogen Peroxide Monopropellant Propulsion System using GA and SQP,» *International Journal of Computer Applications*, pp. 14-21, 2015.
- [31] A. W. C. S. K. P. David Krejci, «Structural impact of honeycomb catalysts on hydrogen peroxide decomposition for micro propulsion,» *Elsevier*, pp. 2302-2315, 2012.
- [32] c. R. philip G.hill, *Mechanics and thermodynamics of propulsion*, new york: Library of congress cataloging-in-publication data, 1992.
- [33] Z. Petrucci, «Chemwiki,» 2007. [En ligne]. Available: http://chemwiki.ucdavis.edu/Core/Physical_Chemistry/Thermodynamics/State_Functions/Enthalpy/Heat_of_Reaction.

- [34] R. Nakka, «Théorie des moteurs fusée à propulseur solide,» [En ligne]. Available: www.nakka-rocketry.net.
- [35] J. Delery, «Tuyères et arrières corps,» *ENSAE*, pp. 1-5, 1998.
- [36] G. P.Sutton et O. Biblarz, *Rocket propulsion elements*, canada: john wiley & sons, INC, 2001.
- [37] M. S. A. L. A. BENAROUS, «Estimation du coefficient de poussée pour une tuyère de propulsion,» chez *21 ème Congrès Français de Mécanique*, Bordeaux, 2013.
- [38] D. G. T. R. Redha Amri, «The design, developpement and test of one newton hydrogen peroxide monopropellant thruster,» *Elsevier Kasson*, pp. 266-272, 2013.
- [39] E. J. B. M. A. G. a. J. A. Michael Goldfarb, «Design and Energetic Characterization of a Liquid-Propellant-Powered Actuator for Self-Powered Robots».
- [40] H. L. K. T. T. K. Y.A Chan, «Development and hot-firing test of a hydrogen peroxide thruster for Formosat-7 projet,» chez *Researchgate*, Taiwan, 2014.

Dessin SolidWorks

Basant sur des paramètres de sortie de notre modèle un dessin solidWorks a été réalisé, on peut constater sur le présent travail les paramètres critiques de la conception de propulseur: le diamètre de sortie, le diamètre de col, et le diamètre de catalyseur



Une deuxième vue est présentée dans cette figure

Diamètre de chambre=32,4 mm Diamètre de col=4 mm Diamètre de sortie = 6,1 mm

