

# NOMENCLATURE

## Variables

|              |                                       |                        |
|--------------|---------------------------------------|------------------------|
| $a$          | Accélération                          | [m/s <sup>2</sup> ]    |
| $A$          | Surface                               | [m <sup>2</sup> ]      |
| $c$          | 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 <sup>2</sup> ]    |
| $h$          | Enthalpie                             | [j/mol]                |
| $I_{sp}$     | Impulsion spécifique                  | [s]                    |
| $J$          | Impulsion                             | [N.s]                  |
| $LF$         | Facteur de décharge                   | [kg/s/m <sup>2</sup> ] |
| $m$          | 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 <sup>3</sup> /kg]   |
| $\vec{V}$    | Vitesse                               | [m/s]                  |

## Symboles grecs

|               |                                       |                      |
|---------------|---------------------------------------|----------------------|
| $\rho$        | Masse volumique                       | [kg/m <sup>3</sup> ] |
| $\nu$         | Coefficient stoechiométrique          | [mol]                |
| $\gamma$      | Rapport des chaleurs spécifiques      |                      |
| $\lambda$     | Facteur de correction de la tuyère    |                      |
| $\alpha$      | Demi-angle du divergent               |                      |
| $\beta$       | Demi-angle du convergent              |                      |
| $\varepsilon$ | Taux d'expansion                      |                      |
| $\zeta_d$     | Coefficient de correction de décharge |                      |
| $\zeta_F$     | Coefficient de correction de poussée  |                      |
| $\zeta_v$     | 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 <sub>2</sub> O <sub>2</sub> 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)

*Rapport-gratuit.com*   
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

## 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<sup>ème</sup> 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].

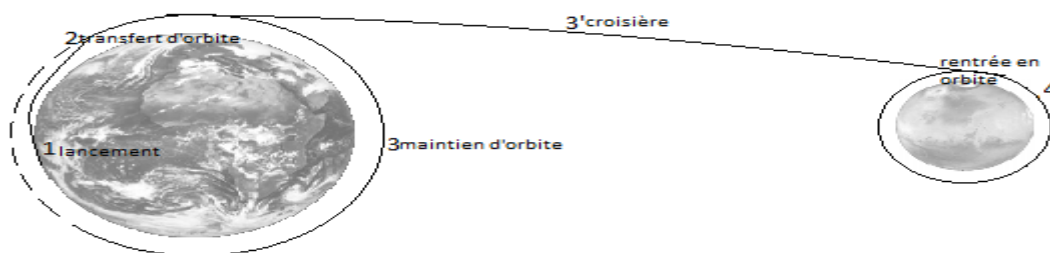


Figure 1 Étapes simplifiées d'un satellite ou d'une sonde [3]

## 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  $V_e$  :

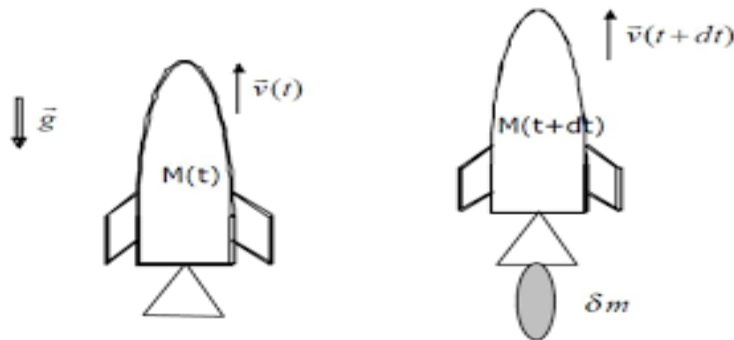


Figure 2 Principe de conservation de quantité de mouvement pour un engin spatial lors de l'éjection du gaz propulsif [5]

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<sup>ème</sup> 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<sup>ère</sup> 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<sup>ème</sup> 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

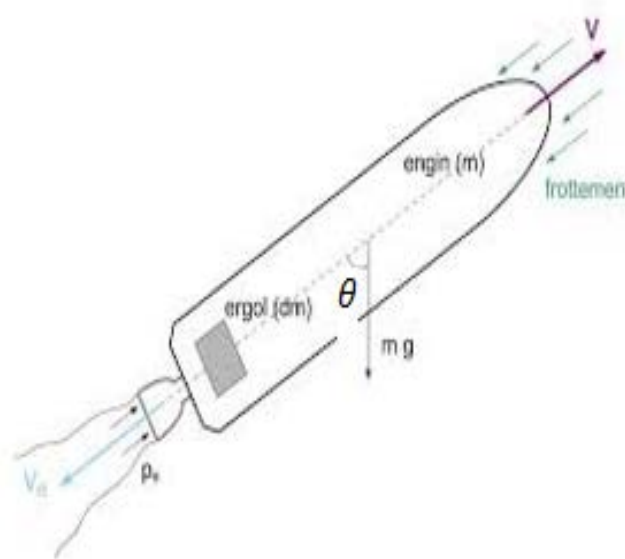


Figure 3 Principe d'un système propulsif avec gravitation [6]

## 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<sup>ème</sup> 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<sup>ème</sup> 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).

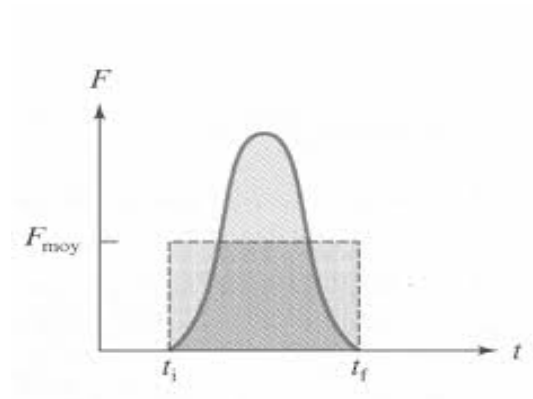


Figure 4 Variation de force en fonction de temps [3]

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 :

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



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  $\Delta V$  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  $\Delta m_e$  la masse consommée au cours d'une manœuvre d'autant plus faible que l'impulsion spécifique est grande.

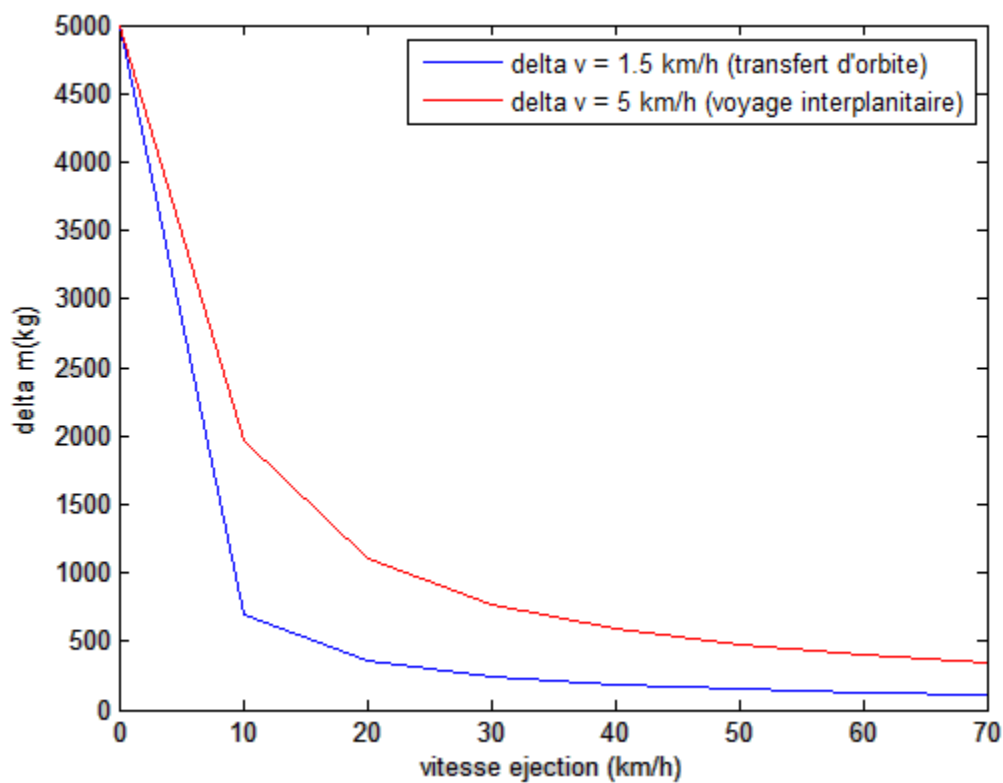


Figure 5 Consommation d'ergol en fonction de vitesse d'éjection [6]

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  $\Delta V$  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

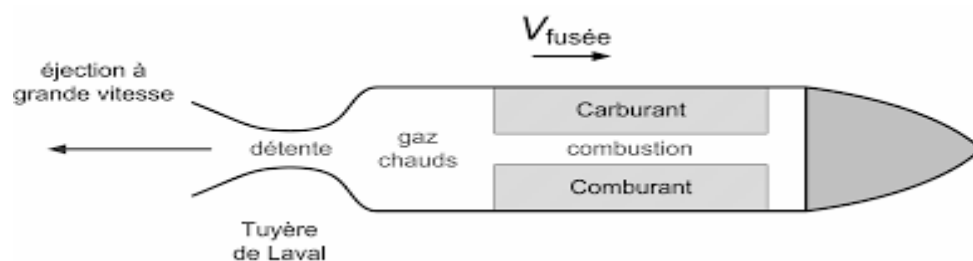


Figure 6 Système de propulsion liquide [6]

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 :

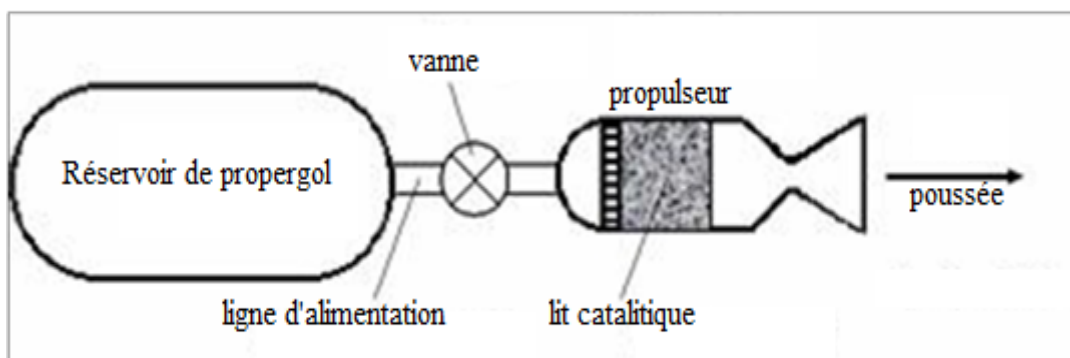


Figure 7 Schématique de système à la propulsion monergol [5]

### ***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

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

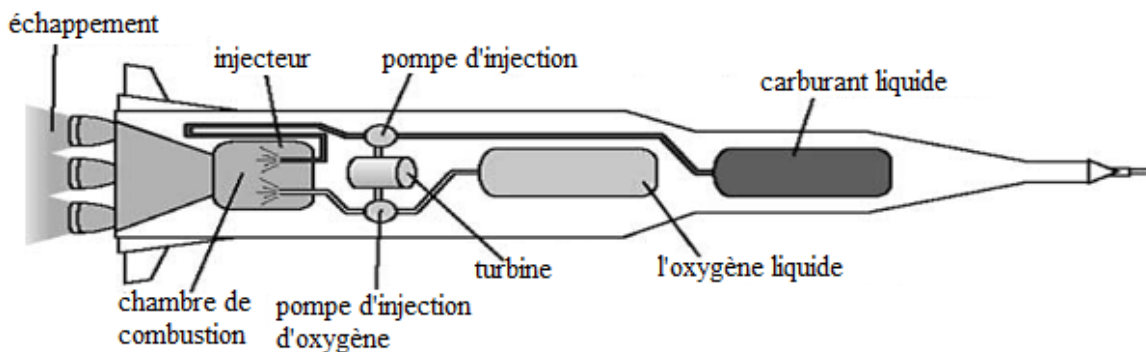


Figure 8 Schématique de propulsion bipropulseur [5]

### 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 :

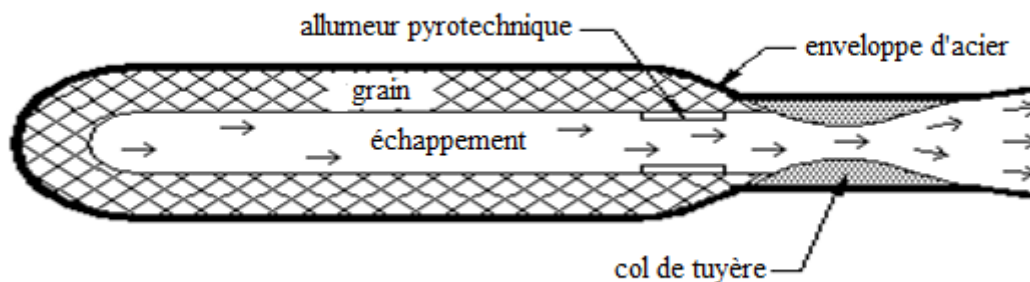
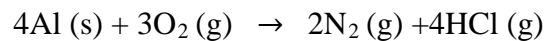
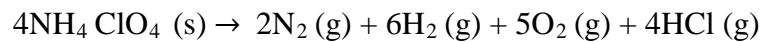


Figure 9 Schématique de propulsion solide [5]

### 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.



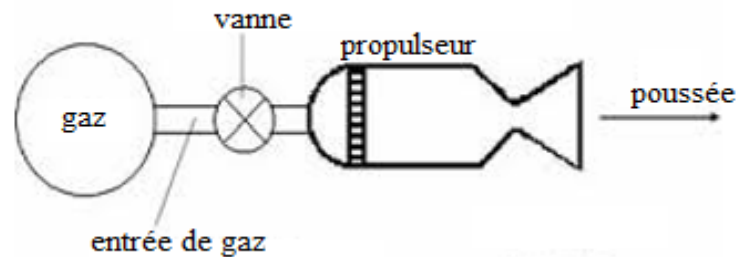


Figure 10 Schéma du système de propulsion à gaz froid [3] [5]

### ***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.

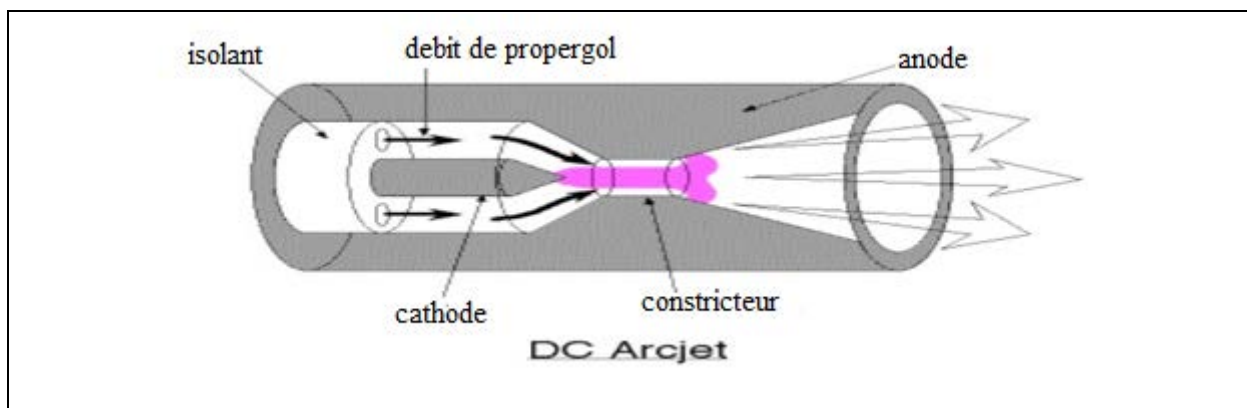


Figure 11 Schéma de fonctionnement d'un arcjet [3]

### 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.

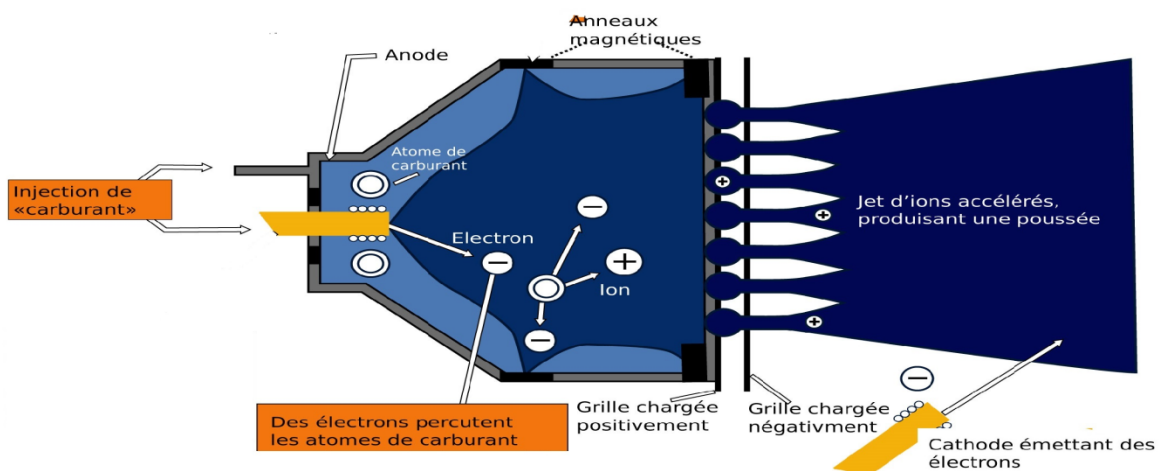


Figure 12 Schéma de fonctionnement d'un propulseur à grille [5]

### 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.

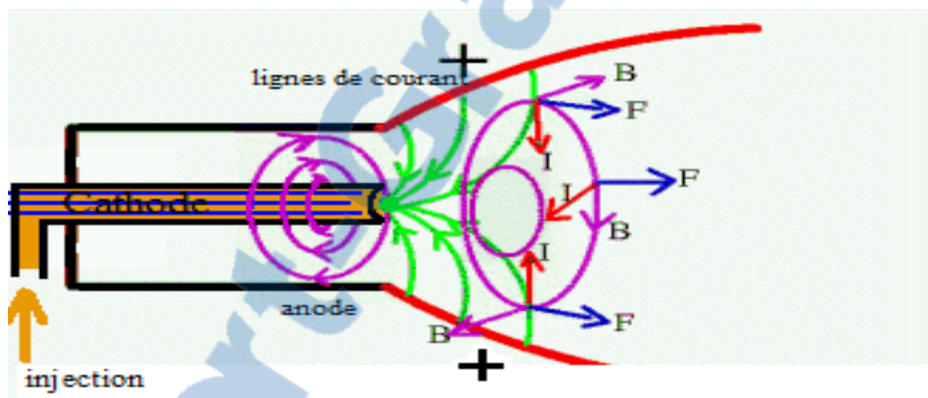


Figure 13 Schéma d'un propulseur magnétodynamique (PMD) [3]

## 1.4 La propulsion verte :

La toxicité de l'hydrazine pure conduit à la recherche des propergols moins toxique. Les substitués 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,  $\text{NH}_3\text{OH}^+\text{NO}_2^-$ ), 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.

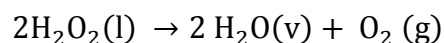
La notion de « propulsion verte », et donc la problématique du remplacement des hydrazines par des produits moins toxiques, cette propulsion contient deux types :

- 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 monopropergol, 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 propergol verte prometteuse pour les applications base et moyenne poussée [14]. Donc le peroxyde d'hydrogène est un produit chimique sûr et polyvalent, monopropergol 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  $71^\circ\text{C}$  ou une semaine à  $21^\circ\text{C}$  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<sub>2</sub>O<sub>2</sub> [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 <sub>4</sub> ) <sub>2</sub> ], Oxyde de manganèse [MnOx], Platine [Pt], ions ferriques [Fer III], Catalase, Pentoxyde de vanadium [V <sub>2</sub> O <sub>5</sub> ], céramique monolithique, ..... | <u>Utilisation comme catalyseur</u> |

### 1.7 Enquête sur les systèmes H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> monopropérol existants :

H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> à haute concentration est appelée HTP (High Test Peroxide). Il peut être utilisé soit en tant que monopropérol ou en tant que composant oxydant d'une fusée bipropellant. Utilisation comme monopropérol 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<sub>2</sub>O<sub>2</sub> monopropérol 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, | <b>90</b>                | 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*10 <sup>-3</sup>              | 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                 | <b>90</b>   | Left and right yaw (each) :187 N | Left and right yaw (each) :118 | - | [26] |
| European Commission under the FP7 Program  | <b>87,5</b> | 20                               | 115,1                          | - | [1]  |
| ALTA's Green Propellant Rocket Test Facility   | <b>90</b>   | 6,5                              | 132                            | - | [27] |
| Boeing Rocketdyne and Thiokol  | <b>90</b>   | 100                              | 113                            | - | [28] |
| The National Space Organization (NSPO) in Taiwan cooperation with the National Cheng Kung University | <b>90</b>   | 0,85                             | 123,1                          | - | [29] |
| Multidisciplinary design optimization (MDO) techniques and All At Once (AAO)                         | <b>85</b>   | 230,3                            | 169,5                          | - | [30] |
| Multidisciplinary design optimization (MDO) techniques and All At Once (AAO)                         | <b>95</b>   | 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 :

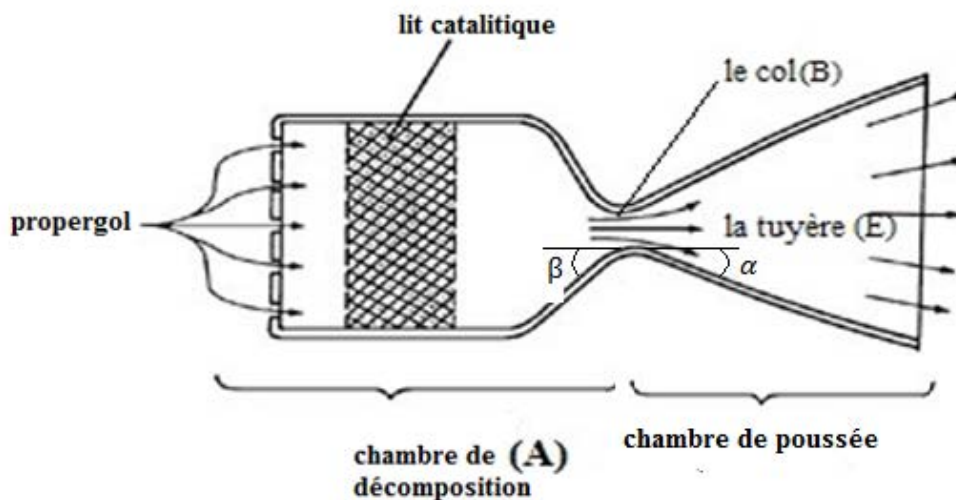


Figure 14 Système de propulsion monopropergol [18]

### 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  $\rho$  ou le volume massique  $\tilde{v}$  ( en  $\text{kg}/\text{m}^3$  et  $\text{m}^3/\text{kg}$  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 :

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

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].

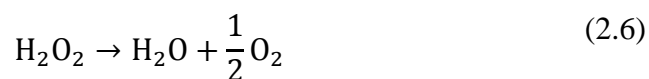
$R$ : Constante des gaz parfaits = 8,314 [j/k.mol] et  $M$  est le poids moléculaire effectif des produits de décomposition [kg/mol].

## 2.2 Les propriétés chimiques du propergol et analyse thermochimique :

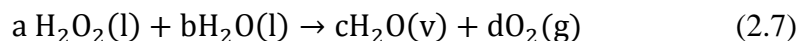
### 2.2.1 Enthalpie de réaction $\Delta_R H$ :

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 :

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

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

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

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  $M_{\text{moy}}$  :

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

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  $C_{p_{\text{moy}}}$  :

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

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  $\gamma$  :

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  $\gamma$  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

$\Delta P_{inj}$  : Chute de pression d'injecteur

$\Delta P_{cat}$  : 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  $\gamma$  constant, induit une perte de poussée proportionnelle à l'angle de divergence [35] :

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

Avec  $F_{\text{Div}}$  : 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  $28^\circ$  (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 différentes fusées chimiques 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 =  $9.81 \text{ m/s}^2$

### 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)  $A_t$  [m<sup>2</sup>] comme étant :

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

Et la surface de sortie  $A_s$  :

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

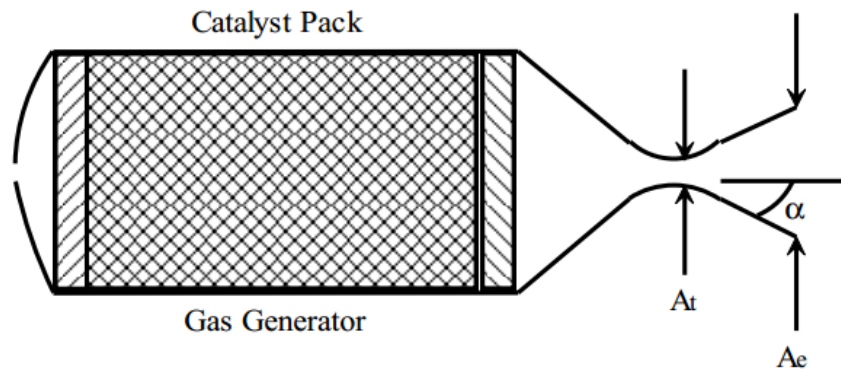


Figure 15 Dimensions de la partie tuyère [32]

Donc le taux d'expansion de la tuyère  $\varepsilon$  est :

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

- La surface de la chambre catalytique de décomposition  $A_c$  [m<sup>2</sup>] :

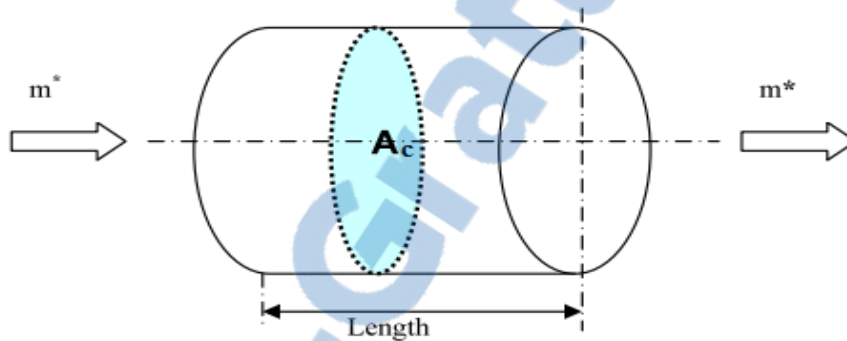


Figure 16 La géométrie du lit catalytique [38]

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/m<sup>2</sup>].

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/m<sup>2</sup> (LF=20 kg/s/m<sup>2</sup>) 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  $\zeta_F$  : le facteur de correction de poussée = 0.95 [36]

- Le coefficient de correction de décharge :

Le coefficient de correction de décharge  $\zeta_d$  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  $\zeta_V$ : 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 :



$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}g_0} \quad (2.55)$$

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<sup>ème</sup> 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 du 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 pièces, 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 <sub>2</sub> O | Fraction molaire de O <sub>2</sub> | T <sub>C</sub> (Kelvin) | I <sub>SP</sub> (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 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> (%).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).

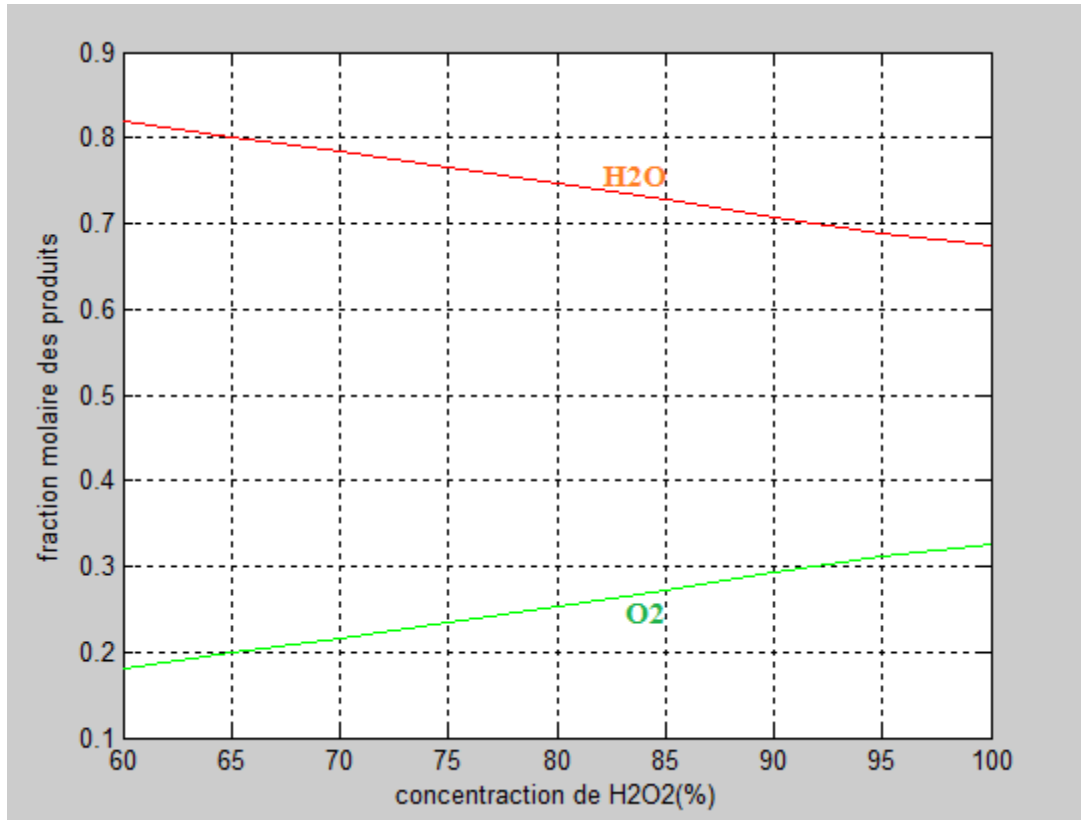


Figure 17 L'effet de concentration sur la fraction molaire des produits

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

La figure17 montre l'augmentation de la température de la chambre en fonction de concentration de H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> (%). 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 basé 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.

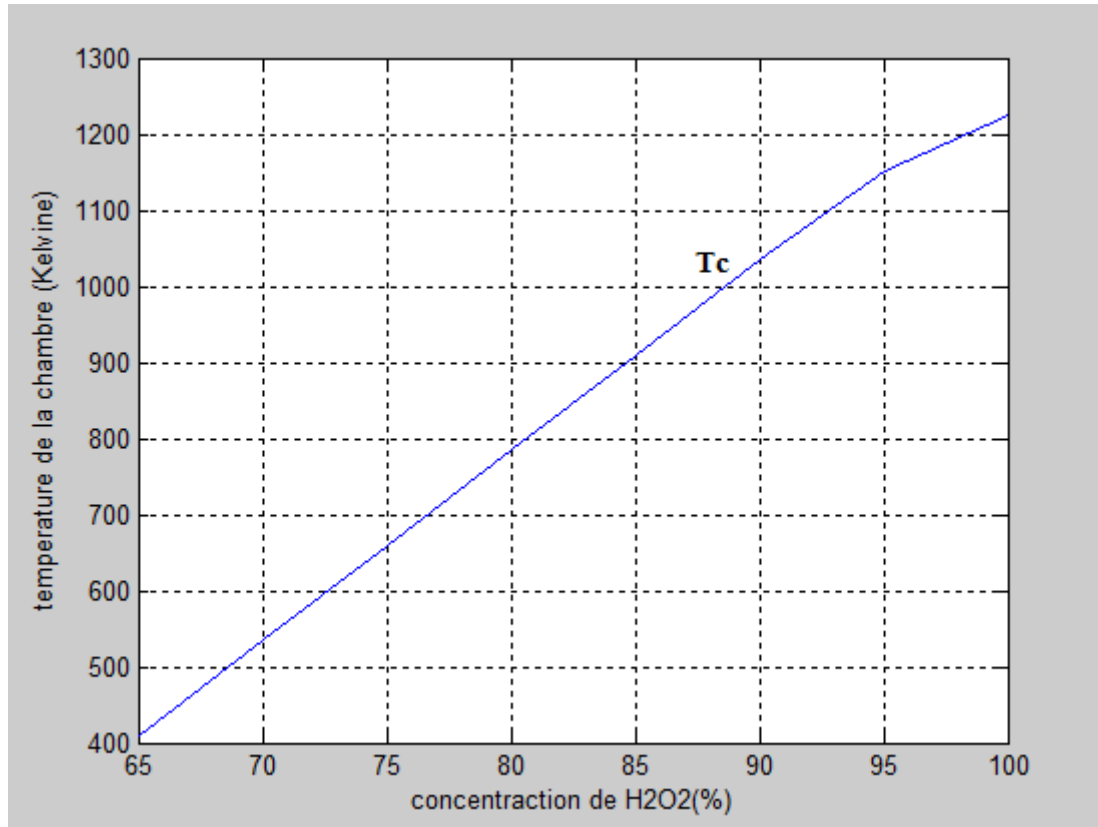


Figure 18 L'effet de concentration sur la température de la chambre

### 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<sup>er</sup> 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.



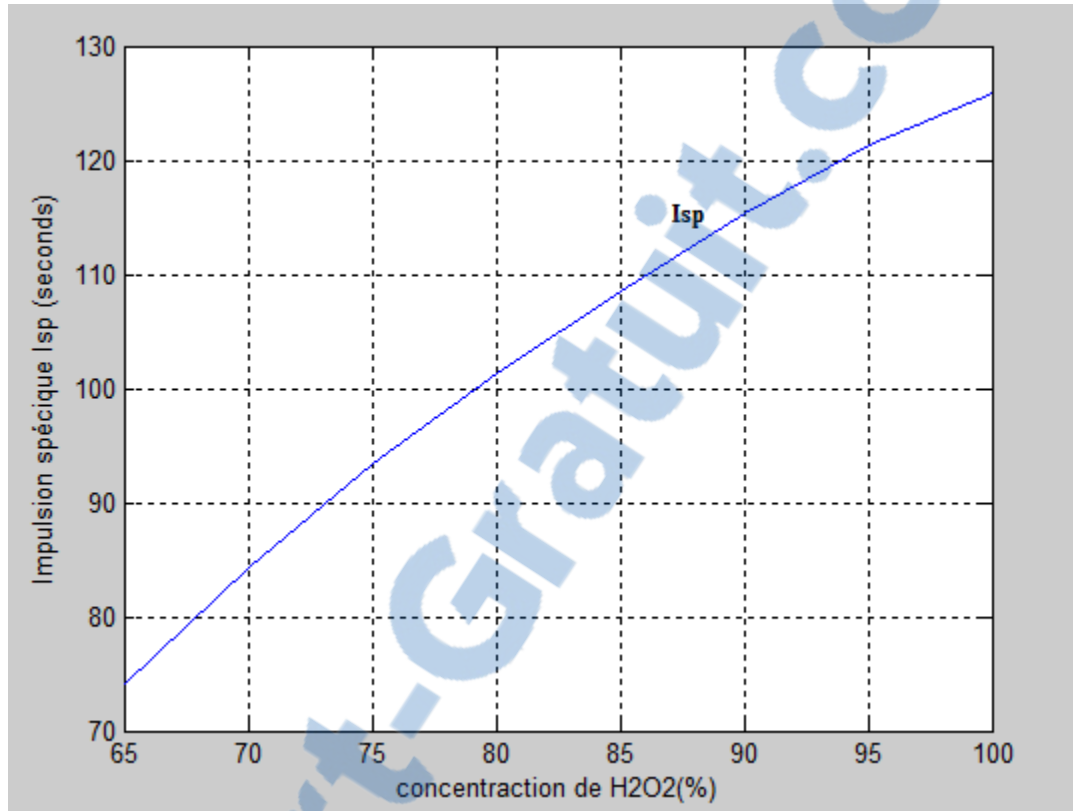


Figure 19 L'effet de la concentration sur l'impulsion spécifique

### 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                           |
|                                       | $\varepsilon$ | 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                             |
|                                       | $\alpha$      | 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](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](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 N<sub>2</sub>O 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 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 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.

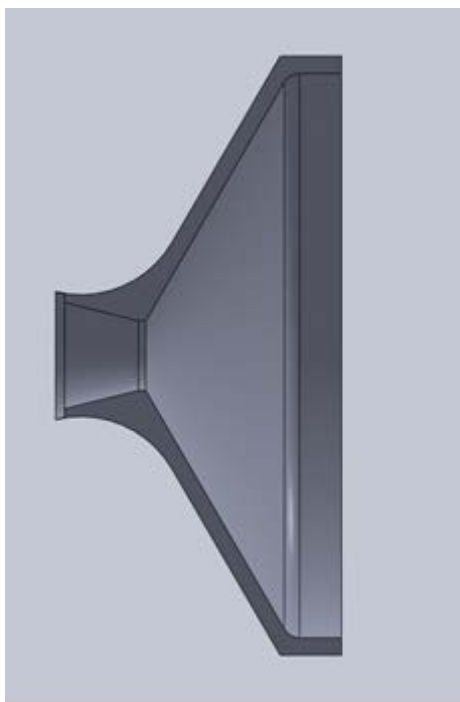
- [23] «150 lbf 90% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>,» [En ligne]. Available: [www.gkllc.com](http://www.gkllc.com).
- [24] R. B. A. B. S. M. J. K. L. S. B. S. J.-L. M. W. H. C. R. F. B. M. L. Richard Hebden, «The development and test of a hydrogen peroxide monopropellant microrocket engine».
- [25] L. H. 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 RESAECH 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 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>,» 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](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](http://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<sup>ème</sup> Congrès Français de Mécanique*, Bordeaux, 2013.
- [38] D. G. T. R. Redha Amri, «The design, development 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



Rapport-Gratuit.com