

UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA

Faculté de Technologie

Département de Mécanique

THESE DE DOCTORAT

Spécialité : Mécanique

**ETUDE ET DEVELOPPEMENT DES SYSTEMES DE PROPULSION
POUR LES APPLICATIONS SPATIALES**

Par

Redha AMRI

Devant le jury de thèse composé de :

S. BOUKRAA	Professeur, U. Saad Dahlab de Blida	Président
T. REZOUG	Professeur, U. Saad Dahlab de Blida	Rapporteur
B. IMINE	Professeur, U.S.T.O. Oran	Examineur
A. MATAOUI-CHABANE	Professeur, U.S.T.H.B.Alger	Examineur
L. ADJLOUT	Professeur, U.S.T.O. Oran	Examineur
M. TEMMAR	Maître de Conférences (A), U. Saad Dahlab de Blida	Examineur

Blida, Juin 2013

REMERCIEMENTS

La direction de ma thèse a été assurée par monsieur REZOUG Tahar, Professeur à l'institut d'Aéronautique à l'université de Blida. Je tiens à le remercier vivement d'avoir dirigé ce travail, j'exprime ma très profonde reconnaissance pour leur appui scientifique et ses précieux conseils.

Je remercie également le chef responsable de la partie propulsion au centre spatial de Surrey en Angleterre monsieur David GIBBON, le docteur Ian COXHILL et monsieur Paul MALCOLM pour leur appui scientifique.

Je remercie également le directeur de l'agence spatiale algérienne ASAL monsieur OUSEDIK Azzedine.

Je remercie aussi mes collègues au sein du département d'Aéronautique et Mécanique en particulier ABDERRAHIME ABADA.

Je remercie également mes collègues de centre national des techniques spatiales en particulier A. BOUDJEMAI, A. MANKOUR, Dr Y. BENTOUTOU, A. BENBOUZID, Dr M. KAMECHE, l'équipe projet ALSAT-1 et ALSAT-2 pour leur appui constant. Mes remerciements vont aussi à tous ceux qui, de près ou de loin ont contribué à ma formation, du primaire à l'Université.

Enfin, j'adresse un grand MERCI à ma famille et tous mes amis qui m'ont toujours soutenu encouragé durant mes études.

RESUME

L'objectif de ce travail est d'étudier les systèmes de propulsion avec les ergols les plus utilisés dans le domaine spatial, puis de faire le développement et test d'un propulseur pour la correction orbitale des petits satellites. On s'intéresse en particulier à la propulsion à gaz froid, la propulsion chimique liquide et la propulsion électrique. Quelques résultats ont été présentés pour chaque type de propulsion. Ces résultats montrent de très bonnes approximations. Comme application, des analyses et simulations ont été faites sur des propulseurs de satellites et des engins de lanceurs.

ABSTRACT

The aim of this work is the study of the propulsion systems with the most propellants used in the space domain, then make a developpment and test of monopropellant thruster that can be used for orbit maintenance of microsatellites. In this study, we interest on cold gaz, chemical propulsion and thermal propulsion. Some results have been presented for each propulsion type and show a very good approximations. As an application, analysis and simulations have been performed on thrusters of satellites and engines of launch vehicles.

ملخص

علي مدي حياته , القمر الصناعي يخضع لعدة قوي خارجية تؤثر علي مداره الحقيقي و تجعله مضطربا. اذن, ضرورة مراقبة وضعية القمر الصناعي, وضعه في مداره و المحافظة عليه و ايضا ارساله الى الفضاء الخارجي ادى الى التطوير التكنولوجي لانظمة الدفع.

هذا الانجاز يختص في تطوير برنامج لتصميم محركات الدفع, نهتم خاصة بانظمة الدفع بالغازات الباردة, انظمة الدفع الكيميائية السائلة و انظمة الدفع الكهربائية. هذا البرنامج تم استعماله في اضهار مثال في تصميم محركات الدفع بالنسبة للاقمار الصناعية صغيرة الحجم.

ملخص

على مدى حياته القمر الصناعي يخضع لعدة قوى خارجية تؤثر على مداره الحقيقي و تجعله مضطربا، إذا ضرورة مراقبة وضعية القمر الصناعي في مداره و المحافظة عليه و أيضا إرساله إلى الفضاء الخارجي أدى إلى التطوير التكنولوجي لأنظمة الدفع.

هذا الإنجاز اختص بتطوير برنامج لتصميم محركات الدفع نهتم خاصة بأنظمة الدفع بالغازات الباردة، أنظمة الدفع الكيميائية السائلة و أنظمة الدفع الكهربائية. هذا البرنامج تم استعماله في اظهر مثال في تصميم محركات الدفع بالنسبة للأقمار الصناعية صغيرة الحجم.

TABLE DES MATIERES

RESUME	1
REMERCIEMENT	3
TABLE DES MATIERES	4
LISTE DES ILLUSTRATIONS, GRAPHIQUES ET TABLEAUX	6
INTRODUCTION	12
1. LA PROPULSION SPATIALE	15
1.1. Introduction	15
1.2. Généralités	16
1.3. Etude fondamentale	17
1.3.1. Les équations fondamentales	17
1.3.2. La force de poussée	18
1.3.3. L'impulsion spécifique I_{sp}	19
1.3.4. L'impulsion totale I_T	19
1.3.5. La masse propulsive et l'incrément de vitesse	19
1.4. Les différents types de systèmes propulsifs	21
1.4.1. Gaz froid	21
1.4.2. Propulsion chimique	22
1.4.2.1. Propulsion chimique liquide	22
1.4.2.2. Propulsion chimique Solide	24
1.4.3. Propulsion électrique	26
1.4.4. Propulsion nucléaire	27
1.5. Les tuyères et le calcul de performance des systèmes de propulsion	28
1.5.1. L'écoulement quasi-unidimensionnel dans les tuyères	28
1.5.1.1. Les hypothèses simplificatrices	28
1.5.1.2. L'écoulement dans une tuyère	29
1.5.1.3. La géométrie des tuyères supersoniques	31

1.5.2. Calcul des performances	33
1.5.2.1. La vitesse de sortie (V_e)	34
1.5.2.2. La force de poussée	35
1.5.2.3. La vitesse caractéristique (C^*)	36
1.5.2.4. Impulsion spécifique	37
1.6. Conclusion	37
2. LES SYSTEMES DE PROPULSION BIERGOLS	38
2.1. Introduction	38
2.2. Architecture générale d'un système de propulsion biergol	38
2.3. Etude des biergols	39
2.3.1. Méthode d'analyse	39
2.3.1.1. Produits de combustion et la température de la flamme	39
2.3.1.2. Masse molaire & le paramètre isentropique	48
2.3.1.3. L'effet de système d'injection	48
2.3.2. Résultats et interprétations	52
2.4. Application	60
2.5. Conclusion	66
3. LES SYSTEMES DE PROPULSION MONOERGOLS	67
3.1. Introduction	67
3.2. Architecture générale d'un système de propulsion monoergol	67
3.3. Etude des monoergols	67
3.4. Résultats et interprétations	69
3.4.1. Monoergol Hydrazine N_2H_4	69
3.4.2. Monoergol Peroxyde d'hydrogène H_2O_2	71
3.4.3. Monoergol peroxyde d'azote N_2O	73
3.5. Analyses et simulations	75
3.6. Conclusion	77
4. LES SYSTEMES DE PROPULSION ELECTRIQUES	78
4.1. Introduction	78
4.2. Architecture générale d'un système de propulsion électrique	78
4.3. Etude de la propulsion électrique et à gaz froid	79
4.3.1. Propriétés thermodynamique	79
4.3.2. Le chauffage à pression constante	80

4.4. Résultats et interprétations	81
4.5. Analyses et simulations	83
4.6. Elaboration d'un logiciel de conception des propulseurs	84
4.6.1. Architecture générale	84
4.6.2. Les sous programmes de calcul	86
4.7. Conclusion	88
5. LA CONCEPTION ET TEST D'UN PETIT PROPULSEUR	89
5.1. Introduction	89
5.2. La conception d'un propulseur	89
5.2.1. Peroxyde d'Hydrogène H_2O_2	89
5.2.2. Le choix du catalyseur	91
5.2.3. La pression opérationnelle	93
5.2.4. La force de poussée	93
5.2.5. Etude thermochimique	94
5.3. La conception des parties du propulseur	95
5.3.1. La chambre de décomposition catalytique	95
5.3.2. La tuyère	98
5.3.3. Matériaux	101
5.3.4. Analyse structurale et thermo élastique	102
5.4. Essais	105
5.5. Conclusion	110
CONCLUSION	111
APPENDICE	115
A. Liste des symboles et des abréviations	115
B. Publications et Communications	118
REFERENCES	119

LISTE DES ILLUSTRATIONS, GRAPHIQUES ET TABLEAUX

Figure 1.1	Le block diagramme d'un moteur fusé	16
Figure 1.2	Le schéma d'un système à gaz froid	21
Figure 1.3	Propulsion chimique liquide	22
Figure 1.4	La propulsion solide	24
Figure 1.5	La propulsion Electrique	26
Figure 1.6	Ecoulement quasi-unidimensionnel	29
Figure 1.7	Volume de contrôle pour un écoulement quasi-dimensionnel	30
Figure 1.8	Contour d'une tuyère supersonique	30
Figure 1.9	Tuyère supersonique	31
Figure 1.10	Tuyère conique	32
Figure 1.11	Tuyère profilée	32
Figure 1.12	Valeurs de λ en fonction de la longueur de la tuyère. (L_0 longueur d'une tuyère conique pour $\theta_E = 15^\circ$)	33
Figure 1.13	Valeurs de θ_E et θ_N en fonction du rapport des sections A_S/A_C	33
Figure 2.1	Architecture générale d'un système de propulsion biergol	38
Figure 2.2	La variation des diamètres des gouttelettes (D^2) avec le temps pour l'oxygène/heptane et l'oxygène /décane à un diamètre initial ($D_0 = 100 \mu\text{m}$)	50
Figure 2.3	La variation des diamètres des gouttelettes (D^2) avec le temps pour l'oxygène/heptane et l'oxygène /décane à un diamètre initial ($D_0 = 25 \mu\text{m}$)	51
Figure 2.4	La variation des diamètres des gouttelettes (D^2) avec le temps pour l'hydrogène/oxygène à un diamètre initial de O_2 ($D_0 = 100 \mu\text{m}$)	51
Figure 2.5	La variation des diamètres des gouttelettes (D^2) avec le temps pour l'hydrogène/oxygène à un diamètre initial de O_2 ($D_0 = 25$	52

	µm)	
Figure 2.6	Température de combustion et l'Impulsion spécifique pour (H ₂ /O ₂)	55
Figure 2.7	Masse molaire et le paramètre isentropique pour (H ₂ /O ₂)	55
Figure 2.8	Température de combustion et l'Impulsion spécifique pour (RP-1/O ₂)	56
Figure 2.9	Masse molaire et le paramètre isentropique pour (RP-1/O ₂)	56
Figure 2.10	Température de combustion et l'Impulsion spécifique pour (RP-1/H ₂ O ₂)	57
Figure 2.11	Masse molaire et le paramètre isentropique pour (RP-1/H ₂ O ₂)	57
Figure 2.12	Température de combustion et l'Impulsion spécifique pour (N ₂ H ₄ / N ₂ O ₄)	58
Figure 2.13	Masse molaire et le paramètre isentropique pour (N ₂ H ₄ / N ₂ O ₄)	58
Figure 2.14	Température de combustion et l'Impulsion spécifique pour (MMH/N ₂ O ₄)	59
Figure 2.15	Masse molaire et le paramètre isentropique pour (MMH/N ₂ O ₄)	59
Figure 2.16	Température de combustion et l'Impulsion spécifique pour (UDMH/N ₂ O ₄)	60
Figure 2.17	Masse molaire et le paramètre isentropique pour (UDMH/N ₂ O ₄)	60
Figure 2.18	Les produits de combustion (%) de Space Shuttle Main Engine (SSME)	61
Figure 2.19	Les produits de combustion (%) de AESTUS Engine	62
Figure 2.20	Les produits de combustion (%) de RD-120 Engine	62
Figure 2.21	Les produits de combustion (%) de THOR Engine	63
Figure 2.22	La distribution de nombre de mach pour SSME engine	64
Figure 2.23	La distribution de la vitesse pour Aestus engine	64
Figure 2.24	La distribution de la température pour RD-120 engine	65
Figure 2.25	La distribution de nombre de mach pour THOR engine	65
Figure 3.1	Architecture générale d'un système de propulsion monoergol	67
Figure 3.2	L'évolution de la masse molaire et l'impulsion spécifique avec le degré de décomposition de l'ammoniac pour le monoergol	70

	(N ₂ H ₄).	
Figure 3.3	L'évolution de la température de décomposition et la vitesse caractéristique avec le degré de décomposition de l'ammoniac pour le monoergol (N ₂ H ₄).	70
Figure 3.4	L'évolution de la composition du mélange avec le degré de décomposition de l'ammoniac pour le monoergol (N ₂ H ₄).	71
Figure 3.5	L'évolution de la température de décomposition avec la concentration du monoergol (H ₂ O ₂)	72
Figure 3.6	L'évolution de la vitesse caractéristique et l'impulsion spécifique avec la concentration du monoergol (H ₂ O ₂)	72
Figure 3.7	L'évolution de la composition du mélange et la masse molaire avec la concentration du monoergol (H ₂ O ₂)	73
Figure 3.8	L'évolution de la température de décomposition et l'impulsion spécifique avec le degré de décomposition du monoergol (N ₂ O)	74
Figure 3.9	L'évolution de la masse molaire et la vitesse caractéristique avec le degré de décomposition du monoergol (N ₂ O)	74
Figure 3.10	L'évolution de la composition du mélange avec le degré de décomposition du monoergol (N ₂ O).	75
Figure 3.11	La distribution de la température et le nombre de mach de monoergol d'hydrazine (455 Newton)	76
Figure 4.1	Architecture générale d'un système de propulsion électrique	78
Figure 4.2	L'évolution de l'impulsion spécifique avec la chaleur consommée pour H ₂ (résultats numérique)	81
Figure 4.3	Les valeurs calculées de l'impulsion spécifique et la densité I _{sp}	82
Figure 4.4	Les valeurs théoriques de l'impulsion spécifique et la densité I _{sp}	82
Figure 4.5	Le Propulseur d'Alsatsat-1	83
Figure 4.6	La distribution de la température et le nombre de mach du propulseur d'Alsatsat-1	84
Figure 4.7	L'architecture générale de code	85

Figure 4.8	Les éléments de l'interface	85
Figure 5.1	La décomposition catalytique et thermique	92
Figure 5.2	Catalyseur en argent	93
Figure 5.3	La géométrie du lie catalytique	96
Figure 5.4	La variation de la poussée avec le rapport (As/Ac)	98
Figure 5.5	La variation de l'impulsion spécifique avec le rapport (As/Ac)	99
Figure 5.6	La variation de diamètre de sortie de la tuyère avec le rapport (As/Ac)	99
Figure 5.7	La distribution de la température et le nombre de mach d'un newton H ₂ O ₂ monoergol	100
Figure 5.8	Modèle Solid Edge de H ₂ O ₂ monoergol	102
Figure 5.9	Modèle Solid Edge de H ₂ O ₂ monoergol (vue interne)	102
Figure 5.10	Modèle élément fini (72 × 40 éléments)	103
Figure 5.11	La répartition des contraintes	104
Figure 5.12	Analyse thermoélastique (la déformation totale)	104
Figure 5.13	Déformation par une pression de 88 bars	105
Figure 5.14	Déformation par une pression de 88 bars et température de 1000 K	105
Figure 5.15	Modèle d'ingineering du propulseur monoergol	106
Figure 5.16	Modèle d'ingineering du propulseur	106
Figure 5.17	Schema de test set-up	107
Figure 5.18	Résultats pour 65 disques	108
Figure 5.19	Résultats pour 75 disques	109
Figure 5.20	Résultats pour 100 disques	109
Figure 5.21	Impulsion Spécifique & Force de poussée	110
Tableau 1.1	Les performances théoriques des principaux propergols liquides	23
Tableau 1.2	Les propergols solides	26
Tableau 1.3	Les performances et la source d'énergie des systèmes propulsifs utilisés dans les satellites	27
Tableau 1.4	Les applications des systèmes propulsifs	28

Tableau 2.1	les températures initiales des ergols liquides	39
Tableau 2.2	Les différences en (%) entre les résultats obtenus et les résultats de Lewis & Isp code	54
Tableau 2.3	Les entrées des engins : SSME, Aestus, RD-120 et THOR	61
Tableau 2.4	Les résultats de Space Shuttle Main Engine (SSME)	61
Tableau 2.5	Les résultats de AESTUS Engine	62
Tableau 2.6	Les résultats de RD-120 Engine	62
Tableau 2.7	Les résultats de THOR Engine	63
Tableau 2.8	Comparaison avec les performances actuelles des engins	63
Tableau 4.1	Les ergols pour la propulsion électrique et à gaz froid	79
Tableau 4.2	Les propriétés thermodynamiques des ergols	79
Tableau 5.1	Les caractéristiques du peroxyde d'hydrogène (HTP)	90
Tableau 5.2	Les données expérimentales de la décomposition de H_2O_2 avec un catalyseur d'argent (Ag)	97

INTRODUCTION

La propulsion spatiale fait essentiellement appel au moteur-fusée à propulsion chimique. Néanmoins, d'autres systèmes de propulsion, tels que la 'voile solaire' ou la 'propulsion électrique' sont envisageables. Toutefois, compte tenu des faibles niveaux de poussée fournis par ces systèmes de propulsion, les moteurs fusé qui utilisent la propulsion chimique, la propulsion à gaz froid et électrique permettent actuellement la mise en orbite des satellites, ces systèmes à faibles niveaux de poussée ne pouvant être réservés qu'aux véhicules déjà en orbite.

Actuellement, pour la correction d'orbite, la majorité des satellites disposent de petits moteurs fonctionnant avec de l'hydrazine, qui est un monoergol. Ce dernier se décompose en nitrogène et hydrogène. Cette réaction est exothermique, c'est donc un gaz chaud qui est rejeté et assure une force de propulsion. Ces petits propulseurs sont simples techniquement, mais peu efficaces avec une impulsion spécifique comprise entre 200 et 250 secondes. Ce dispositif est cependant moins performant qu'un moteur biergol. Les satellites de télécommunications emploient des moteurs biergols (utilisant souvent du monométhylhydrazine avec du N_2O_4 ou des produits à base d'oxydes d'azote ou d'acide nitrique). Les satellites ultra-modernes (seuls quelques-uns ont déjà été lancés) utilisent des moteurs à ions, avec une impulsion spécifique très élevée (de 1000 à 3000 secondes). Cela permet d'avoir une durée de vie dépassant 15 ans.

La propulsion liquide a été utilisée comme un système de propulsion principal sur la majorité des lanceurs et satellites depuis les premiers travaux et recherches dans le domaine spatial [14]. Au début des applications militaires des missiles, des exigences opérationnelles supplémentaires ont été prises en compte, comme :

- o La sécurité de longue terme sur la stabilité de l'ergol à des conditions ambiantes,
- o Système d'ignition simple et fiable, de préférence hypergolique.

Pour satisfaire ces exigences, des ergols stockables hypergoliques comme MMH/N₂O₄ et UDMH/N₂O₄ ont été sélectionnés pour les nouveaux lanceurs et les étages principaux (Kosmos, Proton, Tsyklon, Titan 2-4 et Ariane 1-4). Comme exemples d'un engin biergol, l'engin Viking de premier et deuxième étage du lanceur Ariane 4 et ses boosters liquides (NTO/UDMH), l'étage principal de l'engin Aestus (NTO/ MMH) pour le lanceur Ariane 5, les différents types d'engins pour le contrôle d'attitude et d'orbite fonctionnant à une faible niveau de poussée (moins de 500 Newtons). Le concept initial de système de contrôle pour la navette spatiale (Space Shuttle) utilise l'oxygène gazeux avec l'hydrogène gazeux comme des ergols, ces derniers ont été changés ensuite par des ergols stockables MMH/N₂O₄, afin de réduire la masse et le volume de l'engin, et par conséquent le coût de développement. Le biergol liquide oxygène/hydrocarbure a été considéré la prochaine meilleure option dans les études des systèmes de propulsion liquides. Généralement, les lanceurs avec des performances élevées utilisent l'oxygène/hydrogène afin d'obtenir une impulsion spécifique la plus élevée possible, pour cette raison on trouve cette combinaison sur l'engin principal de la navette spatiale (Space Shuttle). Centaur, Saturn 5, les étages d'Ariane 4 et Ariane 5. Particulièrement, les concepts des lanceurs réutilisables basés sur l'utilisation des ergols cryotechniques pour obtenir des performances optimales. Pour des nouvelles considérations liées au coût de développement et écologique, les ergols verts «Green Propellants» sont devenus préférables actuellement [1, 35]. Le terme « Green Propellants » ou «ergols non toxiques » ont été utilisés pour des différents carburants et oxydants, comme le liquide d'oxygène/H₂O₂. Plusieurs engins utilisant les ergols non toxiques ont été développés jusqu'à présent, comme la combinaison oxygène/kérosène qui a été utilisée sur l'engin RD-120 (deuxième étage du lanceur russe Zenit). Pour cette raison, l'étude thermochimique et la combustion de ces ergols liquides sont nécessaires pour évaluer leurs performances et nous fournir les informations nécessaires durant la conception des engins des lanceurs.

L'objectif de ce travail est d'étudier les systèmes de propulsion avec les ergols les plus utilisés dans le domaine spatial, puis de faire le développement et test d'un propulseur pour la correction orbitale des satellites. On s'intéresse en particulier à la propulsion à gaz froid, la propulsion chimique liquide et la propulsion électrique. Quelques résultats ont été présentés pour chaque type de propulsion. Ces résultats montrent de très bonnes approximations. Comme application, des analyses et simulations ont été faites sur des propulseurs de satellites et des engins de lanceurs. Cette thèse est composée de cinq chapitres. Le premier chapitre est consacré à la présentation de la propulsion spatiale. Dans cet effet, on présente ses différentes applications comme le lancement, la mise à poste, le maintien de l'orbite et le contrôle d'attitude. Ensuite, on définit les principaux types de systèmes propulsifs, leurs performances, leurs avantages et leurs inconvénients. Le deuxième chapitre a pour but d'étudier les systèmes de propulsion biergols, cette étude est basée sur l'aspect thermochimique et la combustion des combinaisons biergols les plus utilisées sur les étages des lanceurs et les satellites, l'objectif principal de cette étude est de déterminer les performances de chaque combinaison, puis faire une simulation sur des engins des lanceurs. Le troisième chapitre est consacré à l'étude des systèmes monoergols et le phénomène de la décomposition catalytique. Trois monoergols ont été sélectionnés pour cette étude. On va présenter aussi des résultats et des simulations de quelques technologies des propulseurs existantes.

Le quatrième chapitre a pour but d'étudier la propulsion électrique et le phénomène de chauffage de l'ergol par une puissance électrique. Enfin, dans le dernier chapitre, on présente la conception et le test d'un propulseur pour la correction orbitale. Cette conception se base sur des études théoriques (en utilisant le logiciel développé dans les chapitres précédents) et des résultats expérimentaux. Ensuite, on fait une qualification structurale de notre propulseur à l'aide du logiciel PATRAN/ NASTRAN. Finalement, Le propulseur a été testé afin d'évaluer ses performances.

CHAPITRE 1

LA PROPULSION SPATIALE

1.1. Introduction

Beaucoup de forces externes sont appliquées sur le satellite qui le perturbent loin de son orbite nominale. Pour cela les systèmes de propulsion sont utilisés pour corriger et maintenir le satellite à sa position nominale. Généralement, un système de propulsion est un système qui accélère une matière pour fournir une force de poussée qui déplace un véhicule ou le fait tourner par rapport à son centre de masse.

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

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

Les trois premières fonctions (lancement, la mise à poste, le maintien de l'orbite) fournissent le changement de vitesse (ΔV) et elles exigent une translation

du centre de masse. La dernière fonction (le contrôle d'attitude) fournit le moment de rotation pour tourner le véhicule spatial par rapport à son centre de masse [27].

1.2. Généralités

Le système propulsif utilisé pour la propulsion spatiale est le moteur fusée défini comme un engin qui stocke des masses d'ergols et les injecte à travers des tuyères pour générer la force de poussée. Les propulseurs (micropropulseurs) sont des moteurs fusées de petite taille fournissant des poussées de quelques newtons au plus, utilisés notamment pour la commande d'orientation des satellites. La figure 1.1 présente les différents éléments de base d'un moteur fusée.

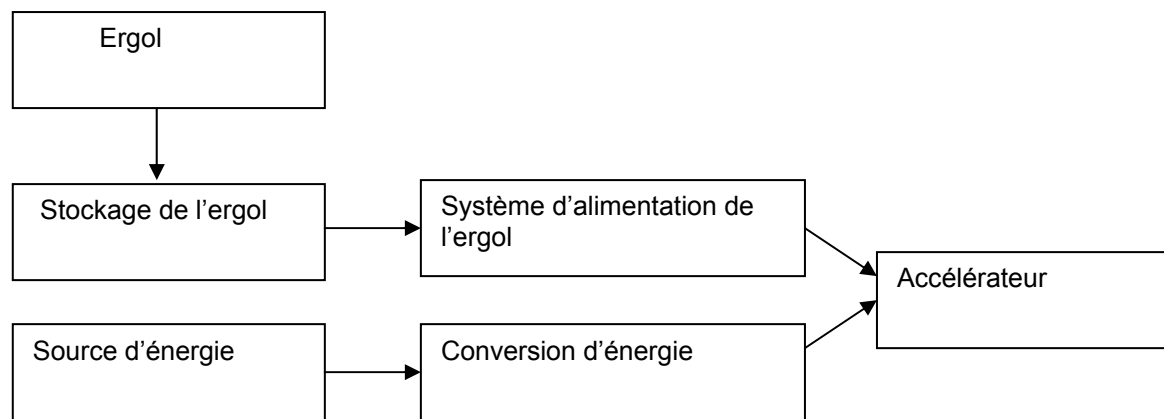


Figure 1.1 : Le block diagramme d'un moteur fusée

- Ergol : l'ergol est une substance homogène, il peut être dans l'état gazeux, liquide ou solide, utilisé seul ou en association avec d'autres substances, pour fournir de l'énergie. Un ergol peut être cryotechnique si sa production, son stockage et son utilisation s'effectuent à des températures inférieures à 120 K. En revanche, on parle d'ergol stockable quand ses propriétés physico-chimiques n'exigent aucune disposition exceptionnelle pour son transport et sa conservation.
- Stockage d'ergol : ce système stocke l'ergol dans leur état gazeux, liquide ou solide jusqu'au moment d'utilisation, donc il conserve l'ergol dans ses propres conditions d'utilisation.

- Système d'alimentation d'ergol : ce système est utilisé pour les gaz ou les liquides pour transporter l'ergol stocké dans le réservoir jusqu'à la chambre de combustion.
- Source d'énergie : les sources d'énergie les plus utilisées peuvent provenir d'une réaction chimique (de l'ergol), de la pression d'un gaz, une énergie électrique ou nucléaire.
- La conversion d'énergie : la source d'énergie détermine la procédure de conversion de l'énergie à une force de poussée. Les systèmes chimiques se basent sur une réaction chimique pour générer une énergie sous forme de chaleur et de pression. L'énergie de pression convertie en une poussée par la dilatation et l'accélération de gaz. L'énergie électrique produit une énergie thermique ou une force d'un champ électromagnétique. L'énergie nucléaire est convertie en une énergie thermique par transfert de chaleur successive à l'ergol.
- L'accélérateur : l'accélérateur prend les particules de la masse de l'ergol à une vitesse et une direction désirées pour produire la poussée. Il est généralement thermodynamique ou électromagnétique. Les accélérateurs thermodynamiques dilatent un gaz et convertissent l'énergie thermique en énergie dynamique. Les accélérateurs électromagnétiques augmentent la vitesse des particules par l'application d'un champ électromagnétique.

1.3. Etude fondamentale

Les paramètres fondamentaux dans la conception des propulseurs sont la force de poussée, l'impulsion spécifique et l'impulsion totale [17].

1.3.1. Les équations fondamentales

L'équation fondamentale de la dynamique appliquée au composite (satellite + système propulsion) s'écrit :

$$\vec{F} = -m(t) \cdot \frac{d\vec{V}}{dt} \quad (1.1)$$

Poussée = Force d'inertie

Or, la poussée dans le vide est proportionnelle à la vitesse des gaz d'injection V_e et le débit massique.

$$\vec{F} = \vec{V}_e \cdot \frac{dm}{dt} \quad (1.2)$$

L'équation s'écrit donc :

$$-m(t) \cdot \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{V}_e \cdot \frac{dm}{dt} \quad (1.3)$$

Ceci implique :

$$-\frac{dm}{m} \cdot \vec{V}_e = d\vec{V} \quad (1.4)$$

1.3.2. La force de poussée

La force de poussée est la force appliquée sur le propulseur due à l'éjection des gaz. Elle peut être calculée par la formule suivante :

$$F = m^* \cdot V_e + A_e [P_e - P_a] \quad (1.5)$$

Où A_e : la section de sortie de la tuyère,

P_e : la pression de gaz à la sortie de la tuyère,

P_a : la pression ambiante,

V_e : la vitesse d'injection,

m^* : le débit de masse.

L'équation (1.5) peut être simplifiée en utilisant la définition de la vitesse d'injection effective, définie comme :

$$C = V_e + \frac{A_e}{m^*} [P_e - P_a] \quad (1.6)$$

L'équation (1.5) devient :

$$F = m^* \cdot C \quad (1.7)$$

Aux basses altitudes, la force de poussée d'un moteur fusée augmente avec l'altitude jusqu'à quitter l'atmosphère, tandis qu'aux altitudes élevées la pression ambiante P_a est presque nulle et par conséquent la poussée devient maximale.

1.3.3. L'impulsion spécifique I_{sp}

L'impulsion spécifique de l'ergol étant l'impulsion communiquée au satellite durant un instant ' dt ' par l'unité de poids ($g \cdot dm$) de l'ergol consommé pendant le même instant :

$$I_{sp} = \frac{F \cdot dt}{g \cdot dm} = \frac{F}{g} \cdot \frac{1}{dm/dt} \quad (1.8)$$

D'après l'équation 1.2 on obtient :

$$I_{sp} = \frac{V_e}{g} \quad (1.9)$$

L'impulsion spécifique ainsi définie est homogène à un temps et sera exprimée en secondes, elle est proportionnelle à la vitesse d'éjection des gaz. I_{sp} est la mesure d'énergie de gaz, et l'efficacité de convertir cette énergie en force de poussée

1.3.4. L'impulsion totale I_T

On définit également l'impulsion totale délivrée par le système en intégrant la poussée sur le temps de fonctionnement :

$$I_T = \int_{ti}^{tf} V_e \cdot \frac{dm}{dt} = \int_{ti}^{tf} g \cdot I_{sp} \cdot \frac{dm}{dt} = g \cdot I_{sp} \cdot \int_{ti}^{tf} \frac{dm}{dt} \quad (1.10)$$

$\int_{ti}^{tf} \frac{dm}{dt}$ n'est autre que la masse propulsive M_p , d'où :

$$I_T = g \cdot M_p \cdot I_{sp} \quad (\text{en N} \times \text{s}) \quad (1.11)$$

1.3.5. La masse propulsive et l'incrément de vitesse

En incorporant l'impulsion spécifique, l'équation 1.4 devient :

$$-\frac{dm}{m} \cdot g \cdot I_{sp} = dV \quad (1.12)$$

Si on intègre cette expression depuis l'instant initial de mise à feu jusqu'à l'instant final de propulsion, on obtient :

$$-g.I_{sp} \cdot \int_{m_i}^{m_f} \frac{dm}{m} = \int_{t_i}^{t_f} dV \quad (1.13)$$

$$\int_{t_i}^{t_f} dV = V_f - V_i = \Delta V \quad (1.14)$$

ΔV est l'incrément de vitesse obtenu au cours de la manœuvre et s'écrit comme :

$$\Delta V = -g.I_{sp} \cdot \text{Log} \frac{M_f}{M_i} \quad (1.15)$$

Ou bien,

$$\Delta V = g.I_{sp} \cdot \text{Log} \frac{M_i}{M_f} \quad (1.16)$$

L'incrément de vitesse ne dépend donc que de l'impulsion spécifique et du rapport des masses du composite satellite + système propulsion aux instants initial et final. La différence ($M_i - M_f$) représente la masse totale de l'ergol consommée, y compris les inertes éjectés dans le cas des moteurs à poudre ; nous l'appellerons masse propulsive M_p . La dernière expression peut s'écrire en fonction de M_p :

$$\Delta V = g.I_{sp} \cdot \text{Log} \left(1 + \frac{M_p}{M_f} \right) \quad (1.17)$$

D'où l'on peut tirer M_p en fonction du ΔV recherché :

$$M_p = M_i \cdot (1 - e^{-\Delta V / g.I_{sp}}) \quad (1.18)$$

Les performances principales d'un système propulsif sont donc résumées par les paramètres suivants :

- L'impulsion spécifique I_{sp} ,

- L'indice structural qui est le rapport entre la masse de la structure et la masse totale du propulseur,
- L'impulsion spécifique totale I_T qui fait intervenir la masse de l'ergol consommée et donc la capacité du système.

1.4. Les différents types de systèmes propulsifs

La classification des systèmes propulsifs se fait suivant l'énergie qui produit la force de poussée et améliore les performances du système; cette énergie peut être :

- Une énergie de pression pour les systèmes à gaz froid,
- L'énergie d'une réaction chimique pour le cas des systèmes propulsifs chimiques monoergol, biergol ou solide,
- L'énergie électrique pour la propulsion électrique,
- Energie nucléaire.

1.4.1. Gaz froid

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

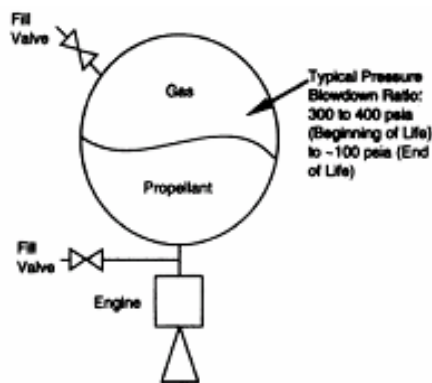


Figure 1.2 : Le schéma d'un système à gaz froid

1.4.2. Propulsion chimique

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

1.4.2.1. Propulsion chimique liquide

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

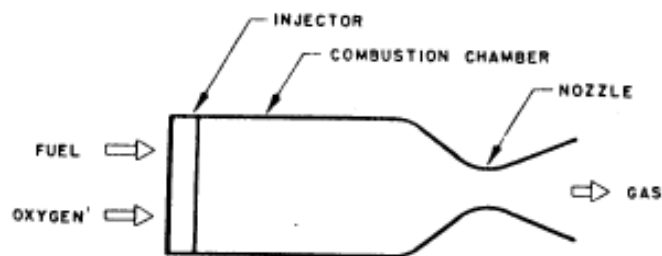


Figure 1.3 : Propulsion chimique liquide

Les avantages d'un système liquide sont qu'il peut avoir de meilleures performances que les systèmes chimiques conventionnels et qu'il est contrôlable en terme de modulation de la poussée. Les inconvénients peuvent inclure la complexité et le coût. Habituellement, les monoergols sont moins complexes que les biergols mais ils présentent des performances inférieures. Citons, comme monoergols les plus courants :

- L'eau oxygénée, qui sous l'action d'un catalyseur se décompose en donnant des gaz formés d'oxygène et de vapeur d'eau ($I_{sp} \leq 170$ sec).
- L'hydrazine, qui sous l'action d'un catalyseur (oxydes métalliques par exemple) est le siège d'une décomposition avec formation d'azote, d'ammoniac et d'hydrogène ($I_{sp} < 230$ sec). A l'état liquide, l'hydrazine ne pose pas de problème, par contre les vapeurs sont explosives.

Concernant les biergols, le tableau 1.1 donne les performances théoriques des principaux propergols liquides [38].

Tableau 1.1 : Les performances théoriques des principaux propergols liquides

Combustible	r_c	ρ (kg/m ³)	T_c (K)	M (g/mole)	C^* (m/sec)	Isp (sec)
Hydrogène	4.02	280	2995	10	2435	391
UDMH	1.65	980	3590	21.3	1865	310
Kérosène	2.56	1020	3670	23.3	1805	300
MMH	1.5	1015	3581	21.27	-----	311
OXIDANT : OXYGENE						
Hydrazine	1.34	1220	3245	20.9	1780	292
UDMH	2.61	1180	3410	23.6	1720	285
Kérosène	4.04	1250	3445	25.7	1660	276
MMH	2.16	1200	3386	-----	1743	288
OXIDANT : TETROXYDE D'AZOTE						
Hydrazine	2.17	1260	2850	19.5	1725	282
UDMH	4.54	1240	2920	21.7	1685	278
Kérosène	7.35	1300	2910	22.1	1645	273
OXIDANT : EAU OXYGENEE						
Hydrazine	1.47	1280	3080	20.8	1735	283
UDMH	2.99	1260	3220	23.7	1675	276
Kérosène	4.8	1350	3225	25.8	1610	268
OXIDANT : ACIDE NITRIQUE						
Hydrogène	7.6	450	3865	11.8	2550	410
Hydrazine	2.3	1310	4670	19.4	2210	363
OXIDANT : FLUOR						

Avec :

r_c : rapport de mélange (oxydant/combustible),

ρ : masse volumique,

T_c : Température de combustion,

M : masse molaire moyenne des gaz de combustion

Ces résultats ont été obtenus pour :

- Pression de combustion : $P_c = 6.9 \text{ MPa}$
- Rapport de détente $P_c / P_e = 68 / 1$
- Tuyère adaptée ($1000 \text{ psi} = 68.04 \text{ atm} = 6.895 \text{ MPa}$)

Les propergols liquides sont traditionnellement répartis en deux familles :

- Les propergols stockables, au point de fusion relativement élevé, de l'ordre de 0°C
- Les propergols cryogéniques, tels que l'oxygène (LOX) et l'hydrogène (LH_2), dont la température de fusion est extrêmement basse (-183°C pour O_2 et -253°C pour H_2).

On peut toutefois dégager trois types de propergols liquides (telle est la classification de la NASA) : le couple kérosène-oxygène, le couple hydrogène-oxygène et les couples oxydoréducteurs à base de composés azotés.

1.4.2.2. Propulsion chimique Solide

Les moteurs à ergols solides sont réservés pour la génération d'une petite vitesse pour la mise en orbite initiale. Ces moteurs peuvent être utilisés une seule fois et développent une grande poussée (d'une dizaine à des milliers de newtons).

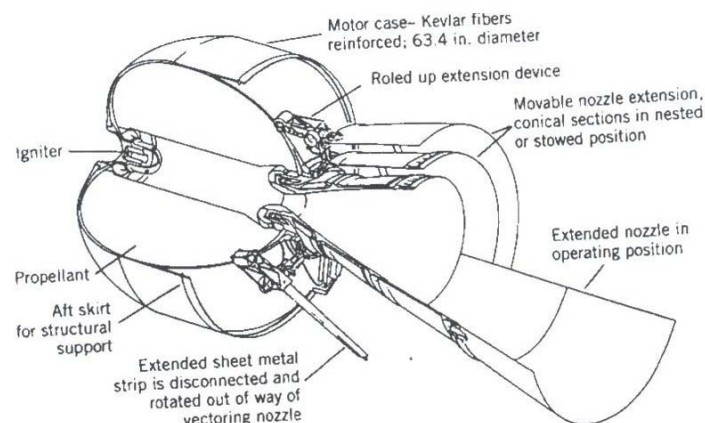


Figure 1.4 : La propulsion solide [27]

Les propergols solides sont constitués par des mélanges comportant, un comburant et un combustible, capables de brûler dès que l'on procède à leur inflammation. Si les constituants principaux contiennent dans leurs molécules l'élément oxydant et l'élément combustible, le propergol est dit 'homogène'. Dans le cas où l'élément oxydant est séparé de l'élément combustible, le propergol est dit 'hétérogène'. Les propergols homogènes constitués pour l'essentiel de deux bases énergétiques, à savoir la nitrocellulose et la nitroglycérine, associées en proportion variable sont appelés propergols à double base ou simplement double base. Les éléments oxydants et combustibles mis en jeu dans la libération d'énergie par combustion sont associés dans la même molécule. Les propergols solides hétérogènes ou composites sont constitués d'une matrice polymérique souvent réductrice, chargée d'un solide pulvérulent oxydant et éventuellement d'un métal pulvérulent jouant le rôle de combustible d'appoint. L'oxydant et le combustible ne sont donc pas présentes à l'intérieur de la même molécule. Leurs constituants se classent en deux parties : le liant et les charges.

Les caractéristiques de performance des poudres dépendent fortement du pourcentage des différents éléments entrant dans leur composition. Le tableau 1.2 donne quelques exemples avec des pourcentages approximatifs.

Tableau 1.2 : Les propergols solides

Oxydant	Perchlorate d'ammonium (75%)	Perchlorate d'ammonium (65%)	Nitrate d'ammonium	Nitrocellulose (70%)
Combustible	Polybutadiene (10%) Aluminium (15%)	Polybutadiene (20%) Aluminium (15%)	Polybutadiene	Nitroglycérine (20%) Stabilisant (10%)
Isp théorique (sec)	260	260	190	220
Température de combustion /K	3500	3400	1450	2100
Vitesse de combustion (cm/sec)	0.8	0.7	0.2	1.15
Masse volumique (kg/m ³)	1770	1770	1470	1520
Mass moléculaire (g/mole)	29	21	19	23

1.4.3. Propulsion électrique

La propulsion électrique délivre une poussée de l'ordre du milli newtons jusqu'à quelques centaines de milli newtons.

La propulsion électrique utilise la puissance électrique pour développer la force de poussée et améliorer ses performances.

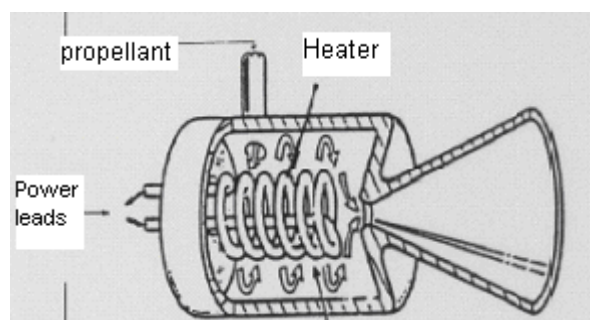


Figure 1.5 : La propulsion Electrique [27]

1.4.4. Propulsion nucléaire

Ce système est similaire à celui des propulsions liquides, la seule différence est dans le mécanisme qui donne la chaleur. Un seul ergol est utilisé (généralement l'hydrogène) et stocké dans un réservoir. A l'aide d'un système d'alimentation, l'ergol entre dans le réacteur. Une réaction nucléaire de fission fournit la chaleur à l'ergol, qui passe directement à travers un échangeur de chaleur. Le gaz chaud est ensuite éjecté à travers une tuyère convergente divergente.

L'avantage principal de ce système est sa performance très élevée, toutefois, il est très complexe et il y a actuellement des oppositions politiques pour son utilisation. Les tableaux (1.3) et (1.4) regroupent les options principales des systèmes propulsifs, leurs performances et leurs applications.

Tableau 1.3 : Les performances et la source d'énergie des systèmes propulsifs utilisés dans les satellites [21].

Type	Ergol	Energie	Isp / sec
Gaz Froid	N ₂ , NH ₃ , He,....	Pression élevée	50 - 75
Liquide			
Mono ergol	H ₂ O ₂ , N ₂ H ₄	Décomposition exothermique	150 - 225
Bi-ergol	O ₂ et Kérosène	chimique	350
	O ₂ et H ₂	chimique	450
	N ₂ O ₄ et MMH (N ₂ H ₄)	chimique	300 - 340
	F ₂ et N ₂ H ₄	chimique	425
	OF ₂ et B ₂ H ₆	chimique	430
Solide		chimique	280 - 300
Electrique	N ₂ , NH ₃ , N ₂ H ₄ , H ₂	électrique	150 - 700

Tableau 1.4 : Les applications des systèmes propulsifs [12]

Type	Insertion d'orbite Périgée Apogée		Maintien a poste et les manœuvres	Contrôle d'attitude
Gaz Froid			x	x
Liquide				
Mono ergol			x	x
Biergol	x	x	x	x
Double	x	x	x	x
mode				
Solide	x	x		
Electrique	x	x	x	

1.5. Les tuyères et le calcul de performance des systèmes de propulsion

1.5.1. L'écoulement quasi-unidimensionnel dans les tuyères

1.5.1.1. Les hypothèses simplificatrices

Compte tenu de la complexité des écoulements étudiés, il n'est pas possible de tenir compte de tous les phénomènes physiques en présence. Certaines hypothèses sont donc nécessaires. Elles peuvent être résumées comme suit :

- Ecoulement unidimensionnel,
- Ecoulement stationnaire,
- L'écoulement sans chocs,
- Le fluide est supposé comme un gaz parfait,
- Le transfert de la chaleur est négligé,
- Les forces à distance sont négligées.

1.5.1.2. L'écoulement dans une tuyère

Considérons l'écoulement quasi-dimensionnel au sein d'une tuyère ayant une variation de la section de telle qu'on peut assimiler que la vitesse n'a qu'une composante axiale (Figure 1.6).

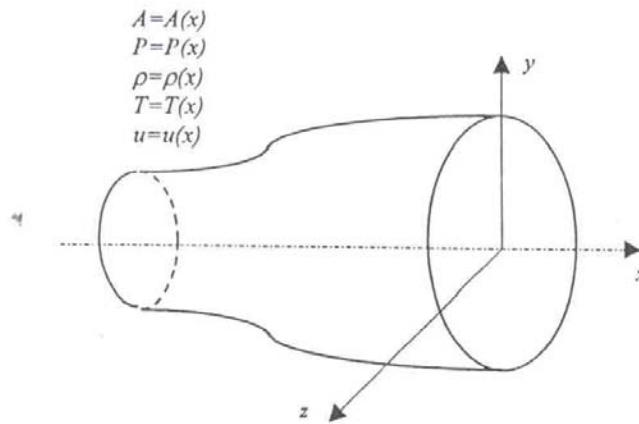


Figure 1.6 : Ecoulement quasi-unidimensionnel

L'application des équations de conservation à l'élément de volume de cette tuyère représentée en figure 1.7 permet d'aboutir à la relation suivante :

$$\frac{dA}{A} = (M_c^2 - 1) \cdot \frac{du}{u} \quad (1.19)$$

L'équation 1.19 reliant les variations de la section ' dA ' et la vitesse ' du ' est appelée la relation aire vitesse où M_c est le nombre de mach. Elle nous informe que :

- Pour $0 \leq M_c \leq 1$ correspondant à un régime subsonique, toute diminution de la vitesse résulte en une augmentation de la section et vis versa. Il en résulte donc que pour un écoulement subsonique, l'augmentation de la vitesse est assujettie à l'utilisation d'un convergent.
- Pour $M_c = 1$ correspondant à un régime sonique, l'équation 1.19 montre que pour $dA = 0$, ' du ' est finie. Mathématiquement, $dA = 0$ correspond à un extremum représenté dans ce cas par la section minimale.

- Pour $M_c > 1$ correspondant à un régime supersonique, une augmentation de la vitesse entraîne une augmentation de la section et réciproquement. Il en résulte que l'accélération d'un écoulement supersonique est inhérente à l'utilisation d'un divergent et sa décélération à un convergent.

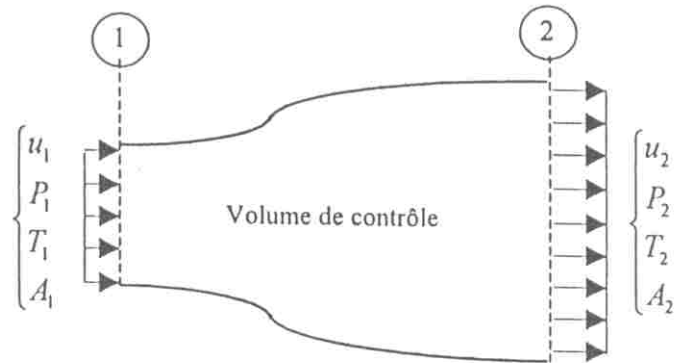


Figure 1.7 : Volume de contrôle pour un écoulement quasi-dimensionnel

Les remarques précédentes nous amènent à conclure que la forme géométrique d'une tuyère conçue pour détendre un gaz d'un régime subsonique à des régimes supersoniques possède obligatoirement une géométrie convergente-divergente telle que celle présentée en figure 1.8.

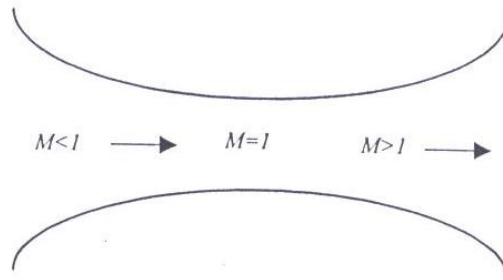


Figure 1.8 : Contour d'une tuyère supersonique

Le nombre de Mach en chaque station d'une tuyère dépend uniquement du rapport des sections A/A_c comme montré par la relation suivante :

$$\left(\frac{A}{A_c} \right)^2 = \frac{1}{M_c^2} \cdot \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_c^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (1.20)$$

1.5.1.3. La géométrie des tuyères supersoniques

La tuyère, et plus particulièrement le divergent, doit être dessiné de telle façon qu'il se confonde avec une ligne de courant de l'écoulement. La détermination rigoureuse du profil se fait par la (méthode des caractéristiques). Le calcul par les 'caractéristiques' montre que, pour une tuyère conique, on peut supposer les lignes de courant dans le plan de sortie de la tuyère comme radiales et issues d'une source ponctuelle O. (figure 1.9)

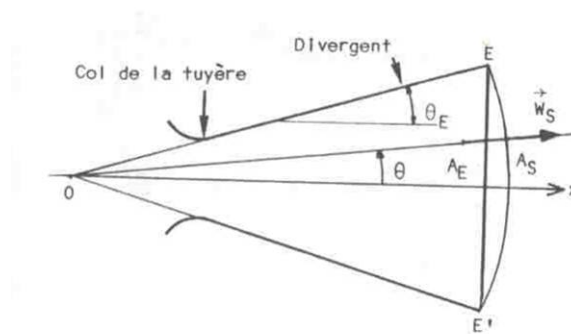


Figure 1.9 : Tuyère supersonique

L'écoulement étant radial, la vitesse d'éjection est uniforme et normale à la calotte sphérique (EE'). On peut montrer que si A_E désigne l'aire de la section droite de sortie, et A_S l'aire de la calotte sphérique, on a :

$$A_S = A_E \cdot \frac{2}{1 + \cos \theta_E} \quad (1.21)$$

On appelle $\lambda = \frac{1 + \cos \theta_E}{2}$ le coefficient de divergence. La divergence des lignes de courant réduit la composante axiale de la poussée. Pour $\theta_E = 15^\circ$ on a $\lambda = 0.983$.

En pratique, les divergents coniques ont des demi-angles au sommet compris entre 12° et 18° (généralement 15°). Le convergent constitué par un cône, de demi-angle au sommet compris entre 20° et 45° , qui est raccordé au divergent par un arc de rayon compris entre 0.5 et 1.5 fois le rayon du col. Le rayon d'entrée du convergent est compris entre une fois et une demi fois le rayon de la chambre de combustion. Ce type de tuyère présente l'inconvénient d'une grande longueur, donc d'une masse importante.

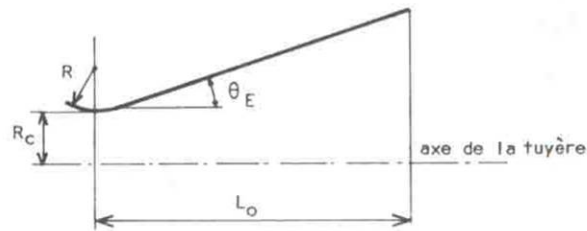


Figure 1.10 : Tuyère conique

La tuyère, dite 'profilée' ou 'coquetiers', permet un raccourcissement important du divergent et un gain de performance. Dans ce cas, l'angle θ au voisinage du col est plus important que pour la tuyère de l'aval. En première approximation, on pourra définir une tuyère profilée proche de l'optimum de la manière suivante (résultats issus de calculs sur ordinateur par la méthode des caractéristiques). On représente la portion du convergent située immédiatement avant le col par un arc de cercle de rayon égal à 1.5 fois le rayon du col. La partie du divergent, située immédiatement après le col, sera représentée par un arc de cercle de rayon $R = 0.382 R_c$ (R_c rayon du col).

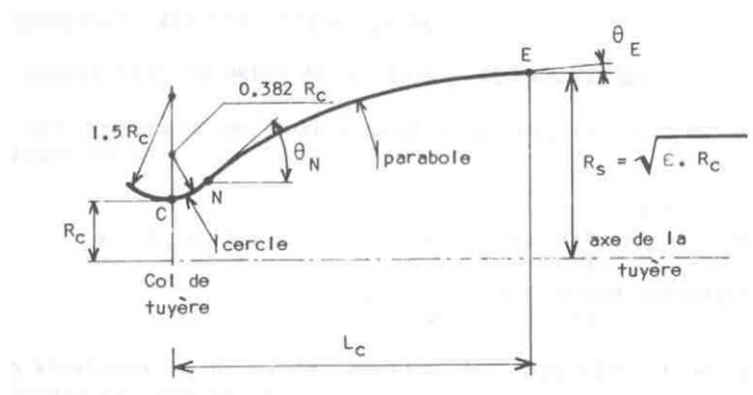


Figure. 1.11 : Tuyère profilée

Le point N est alors relié au point E par une parabole (approximation parabolique). On trouvera les valeurs des angles θ_N et θ_E à prendre en compte la figure 1.12.

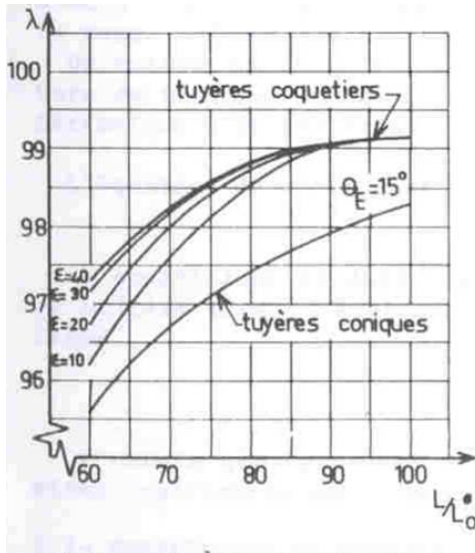


Figure 1.12 : Valeurs de λ en fonction de la longueur de la tuyère. (L_0 longueur d'une tuyère conique pour $\theta_E = 15^\circ$)

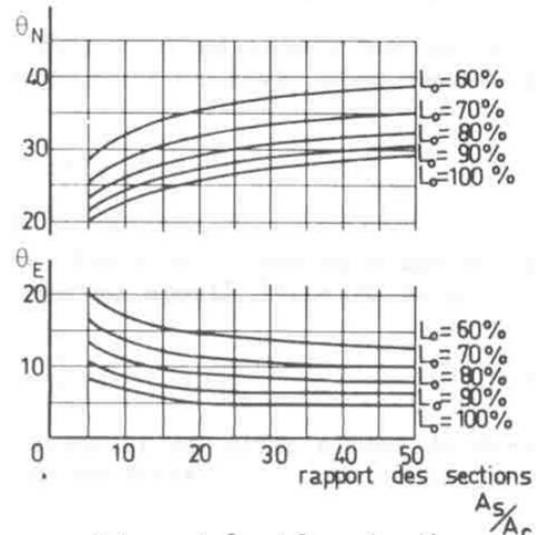


Figure 1.13 : Valeurs de θ_E et θ_N en fonction du rapport des sections A_S/A_C

On classe les tuyères profilées 'coquetiers' selon leur longueur (distance entre le col et la section de sortie) par référence à une tuyère du type Laval de 15° de demi angle d'ouverture, ayant la même section au col et la même section de sortie (ou même rapport de détente). En pratique, la longueur des divergents varie entre 70 et 80 % de la longueur de la tuyère de l'aval de référence. La présence de la couche limite se traduit par une perte de quantité de mouvement de l'écoulement. La diminution de poussée correspondante peut être estimée à $\sim 1\%$ en première approximation.

1.5.2. Calcul des performances

L'utilisation dans les véhicules spatiaux de la propulsion électrique en complément de la propulsion chimique permet, en diminuant la masse des ergols à embarquer, de réaliser des missions de plus en plus ambitieuses. De nombreux concepts de propulsion électrique existent et certains sont déjà utilisés depuis plusieurs années dans l'espace. Dans cette partie on va utiliser les équations thermodynamiques pour développer les équations de :

- La vitesse à la sortie de la tuyère (V_e),
- La force de poussée (F),
- La vitesse caractéristique (C^*),

- Impulsion spécifique (I_{sp}).

1.5.2.1. La vitesse de sortie (V_e)

En utilisant l'équation d'énergie pour un écoulement dans une tuyère, on trouve :

$$\Delta h = \frac{1}{2} V_e^2 \quad (1.22)$$

Avec :

Δh : l'enthalpie spécifique (J/kg)

L'équation (1.22) est simplifiée en utilisant les hypothèses (permanent, adiabatique et le changement de l'énergie potentiel n'est pas considérable). L'utilisation de l'équation (1.22) et la définition de l'enthalpie pour une chaleur spécifique (C_p) constante ($\Delta h = C_p \cdot \Delta T$), on trouve :

$$V_e = \sqrt{2C_p(T_0 - T_e)} \quad (1.23)$$

En utilisant la formule $C_p = \gamma R_u/M (\gamma-1)$,

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma R_u T_0}{M(\gamma-1)} \left(1 - \frac{T_e}{T_0}\right)} \quad (1.24)$$

Avec:

R_u : 8314.41J/ Kmol.K,

La relation isentropique d'un gaz est donnée par :

$$\frac{P_e}{P_0} = \left(\frac{T_e}{T_0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1.25)$$

En utilisant l'équation (1.25), on trouve l'expression de la vitesse à la sortie de la tuyère :

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma R_u T_0}{(\gamma-1)M} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (1.26)$$

On note dans cette équation qu'il y a deux paramètres qui affectent la vitesse de sortie. Une température T_0 élevée et une basse masse molaire résultent des vitesses V_e élevées.

1.5.2.2. La force de poussée

On définit le coefficient de la force de poussée (C_f), par :

$$C_f = \frac{F}{A_t P_0} \quad (1.27)$$

Où F : la poussée (N),

A_t : la section droite au col (m^2).

L'équation de la poussée développée antérieurement (1.5 et 1.7) peut être réarrangée en utilisant l'équation (1.26) et ($m^* = \rho_t \cdot A_t \cdot V_t$), comme on sait que la vitesse de l'écoulement est égale à la vitesse acoustique au col pour une tuyère supersonique, on a :

$$V_t = \sqrt{\frac{\gamma R_u T_t}{M}} \quad (1.28)$$

Où V_t : la vitesse au col,

T_t : la température au col,

ρ_t : la masse volumique au col,

ρ_0 : la masse volumique totale.

En utilisant les relations isentropiques, on peut définir la relation entre la densité statique et la densité totale au col de la tuyère :

$$\rho_t = \rho_0 \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (1.29)$$

En combinant les équations (1.7, 1.26, 1.28, 1.29) et les relations isentropiques, on obtient l'expression de la poussée suivante :

$$F = A_t P_0 \gamma \left[\left(\frac{2}{\gamma-1} \right) \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} + (P_e - P_a) A_e \quad (1.30)$$

Cette équation montre que pour une pression ambiante proche de zéro, la force de poussée est maximale pour ($P_e = P_a$) 'tuyère adaptée'. Mais, ceci nécessite une tuyère très large où le rapport entre la section de sortie de la tuyère sur la section au col est très grand.

1.5.2.3. La vitesse caractéristique (C^*)

La vitesse caractéristique (C^*) est un autre paramètre important dans la conception, qui nous permet de se focaliser sur l'ergol et les performances de la chambre indépendamment de la tuyère. Le développement de C^* commence par l'expression de débit de masse au col ($\dot{m}^* = \rho_t . A_t . V_t$). En utilisant l'équation (1.28), les relations isentropiques et l'équation d'état d'un gaz parfait, le débit massique s'écrit comme :

$$\dot{m}^* = \frac{A_t P_0}{\sqrt{\gamma R T_0}} \left[\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \right] = \frac{A_t P_0}{\sqrt{\gamma R T_0}} \Gamma' \quad (1.31)$$

Comme la vitesse du son, $a_0 = \sqrt{\gamma R T}$, donc :

$$\dot{m}^* = \frac{\Gamma'}{a_0} A_t P_0 \quad (1.32)$$

On définit la vitesse caractéristique C^* , comme :

$$C^* = \frac{a_0}{\Gamma'} \quad (1.33)$$

À partir de l'équation (1.32), on peut trouver l'expression suivante :

$$C^* = \frac{A_t P_0}{m^*} \quad (1.34)$$

L'équation (1.33) montre que C^* est fonction seulement de la température et les propriétés du gaz dans la chambre de combustion (γ , R et T_0).

1.5.2.4. Impulsion spécifique

Pour une tuyère adaptée ($P_e = P_a$) et avec les équations (1.22, 1.30 et 1.34), on a l'expression suivante de l'impulsion spécifique :

$$I_{sp} = \frac{C^*}{g_0} \gamma \left[\left(\frac{2}{\gamma-1} \right) \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (1.35)$$

1.6. Conclusion

Dans le spatial, la propulsion est utilisée pour le lancement, la mise à poste, le maintien de l'orbite ainsi que le contrôle d'attitude. Selon l'énergie utilisée pour développer la poussée, il existe quatre types principaux de systèmes propulsifs, la propulsion chimique utilisant l'énergie d'une réaction chimique des ergols, la propulsion à gaz froid utilisant l'énergie de la pression, la propulsion électrique (énergie électrique) et la propulsion nucléaire (l'énergie nucléaire).

CHAPITRE 2

LES SYSTEMES DE PROPULSION BIERGOLS

2.1. Introduction

Dans ce chapitre, on présente une étude sur les systèmes de propulsion biergols en utilisant les ergols les plus utilisés dans le domaine spatial (satellites et lanceurs). Les combinaisons des ergols à étudier sont : hydrogène/ oxygène, hydrocarbure/ oxygène, hydrocarbure/peroxyde d'hydrogène, hydrazine/tétra-oxyde d'azote, mono-méthyl d'hydrazine/ tétra-oxyde d'azote et unsymmetrical dimethyl d'hydrazine/ tétra-oxyde d'azote.

2.2. Architecture générale d'un système de propulsion biergol

La figure 2.1 montre une architecture générale d'un système de propulsion biergol, ce système constitué de deux réservoirs, des vannes pour l'ouverture/fermeture et un propulseur ou engin biergol.

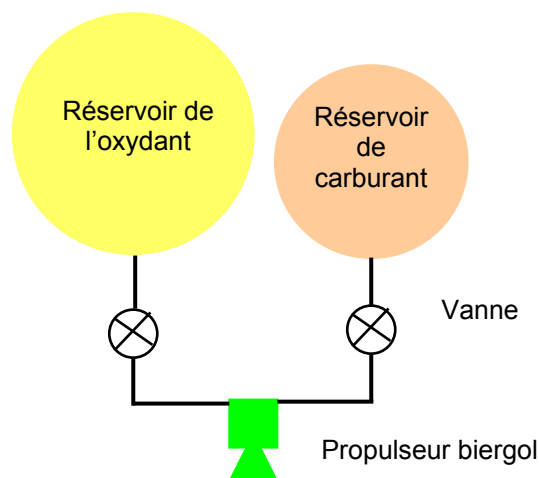


Figure 2.1 : Architecture générale d'un système de propulsion biergol

2.3. Etude des biergols

2.3.1. Méthode d'analyse

Dans cette partie, on présente une approche pour déterminer les paramètres thermochimiques d'une réaction de combustion pour des combinaisons (oxydant/ carburant) les plus utilisées et populaires dans le domaine spatial. Cette étude est basée sur la détermination de la température de combustion (T_c), le paramètre isentropique (γ) et la masse molaire (M) des gazes de combustion en fonction du rapport masse oxydant sur masse carburant ($m_{\text{oxidizer}}/m_{\text{fuel}}$). L'idée générale dans cette étude est de résoudre deux problèmes thermochimiques :

- Pour des conditions de combustion données (pression (P_0), température (T_0)) à une température assumée, on détermine les produits de la réaction chimique,
- Pour des produits d'une réaction chimique donnés, on détermine la température de la flamme qu'elle vérifie l'équation d'énergie, ensuite on détermine tous les paramètres thermochimiques de la combustion.

Les combinaisons des ergols liquides étudiés et ses températures initiales (T_0) ont été présentées dans le tableau 2.1.

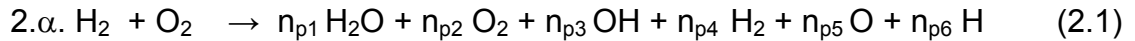
Tableau 2.1 : les températures initiales des ergols liquides

	Réaction 1	Réaction 2	Réaction 3	Réaction 4	Réaction 5	Réaction 6
Carburant	LH ₂	Hydrocarbure	Hydrocarbure	N ₂ H ₄	MMH	UDMH
Oxydant	LOX	LOX	H ₂ O ₂	N ₂ O ₄	N ₂ O ₄	N ₂ O ₄
$T_{0(\text{Fuel})}$, K	20	298	298	298	298	298
$T_{0(\text{Oxidizer})}$, K	90	90	298	298	298	298

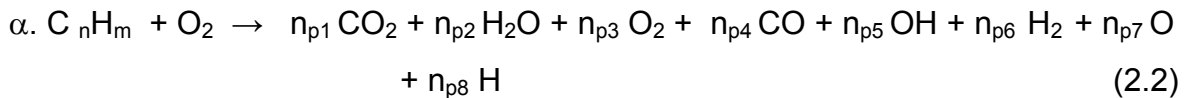
2.3.1.1 Produits de combustion et la température de la flamme

Six (06) équations de réaction pour une combustion réelle ont été étudiées :

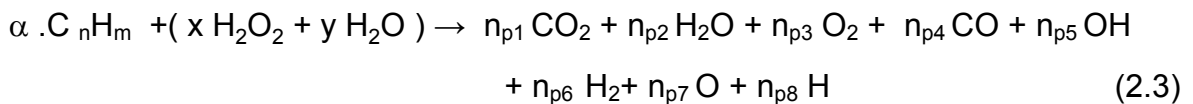
- L'hydrogène (H₂) avec l'oxygène (O₂)



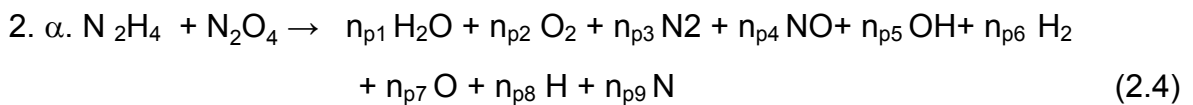
- Un hydrocarbure (C_nH_m) avec l'oxygène (O₂)



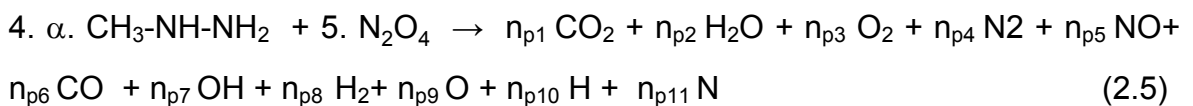
- Un hydrocarbure (C_nH_m) avec le peroxyde d'hydrogène (H₂O₂)



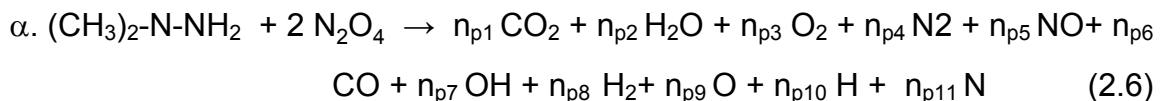
- L'hydrazine (N₂H₄) avec le tétra- oxyde d'azote (N₂O₄)



- Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N₂O₄)



- Le Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N₂O₄)



α : Le coefficient stœchiométrique

Dans cette étude, les équations d'équilibres suivantes ont été prises en considération :





Les constantes d'équilibre de ces réactions sont respectivement : K_{p1} , K_{p2} , K_{p3} , K_{p4} , K_{p5} , K_{p6} et K_{p7} . Les paramètres thermodynamiques: chaleur spécifique des gazes (C_p), les enthalpies (H), les entropies (S) et les constantes d'équilibre (K_p) sont déterminés par la méthode de Gordon et McBride. Les expressions de Gordon et McBride utilisées pour le calcul de ces paramètres sont:

$$\frac{C_p}{R} = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4 \quad (2.14)$$

$$\frac{H}{RT} = a_1 + \frac{a_2}{2} T + \frac{a_3}{3} T^2 + \frac{a_4}{4} T^3 + \frac{a_5}{5} T^4 + \frac{a_6}{T} \quad (2.15)$$

$$\frac{S}{R} = a_1 \ln T + a_2 T + \frac{a_3}{2} T^2 + \frac{a_4}{3} T^3 + \frac{a_5}{4} T^4 + a_7 \quad (2.16)$$

Les coefficients (a_1) à (a_7) ont été utilisés pour les intervalles des températures suivantes:

$$\text{a) } 300 \leq T < 1000; \quad \text{et} \quad \text{b) } 1000 \leq T \leq 6000.$$

Les constantes d'équilibre (K_{p1} à K_{p7}) des réactions d'équilibre (2.7 à 2.13) ont été calculés par :

$$K_{pi} = \exp\left(-\frac{\Delta G}{RT}\right) \quad (2.17)$$

Avec $\Delta G = G_{\text{products}} - G_{\text{reactants}}$ et $G = H - TS$, G : l'énergie libre de Gibbs.

Les produits de combustion après dissociation sont donc :

CO_2 , H_2O , O_2 , N_2 , NO , CO , OH , H_2 , O , H , N .

Le nombre de mole totale (n_t) d'une réaction :

$$n_t = \sum_j n_{pj} \quad (2.18)$$

Comme les nombres de mole des produits et le nombre de mole totale sont des inconnus, on utilise pour les trouver, les équations du bilan des atomes et les équations d'équilibre dans lesquelles le nombre d'inconnus est égal au nombre d'équations.

Pour la combustion l'hydrogène avec l'oxygène:

- En utilisant la réaction chimique (2.1), les équations de conservation de la masse pour (H) et (O) sont :

$$(H): 4\alpha = 2n_{p1} + n_{p3} + 2n_{p4} + n_{p6} \rightarrow 2n_{p1} + n_{p3} + 2n_{p4} + n_{p6} - 4\alpha = 0 \quad (2.19)$$

$$(O): 2 = n_{p1} + 2n_{p2} + n_{p3} + n_{p5} \rightarrow n_{p1} + 2n_{p2} + n_{p3} + n_{p5} - 2 = 0 \quad (2.20)$$

- Le nombre de mole totale (n_t) de la réaction (2.1) est:

$$n_t = n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} \rightarrow n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} - n_t = 0 \quad (2.21)$$

- En utilisant la définition d'un constant d'équilibre (K_p) pour les réactions (2.8), (2.9), (2.10) et (2.11) :

$$K_{p2} = \frac{n_{p3}^2 \cdot n_{p4} \cdot P_r}{n_{p1}^2 \cdot n_t} \rightarrow n_{p3}^2 \cdot n_{p4} \cdot P_r - K_{p2} \cdot n_{p1}^2 \cdot n_t = 0 \quad (2.22)$$

$$K_{p3} = \frac{n_{p4}^2 \cdot n_{p2} \cdot P_r}{n_{p1}^2 \cdot n_t} \rightarrow n_{p4}^2 \cdot n_{p2} \cdot P_r - K_{p3} \cdot n_{p1}^2 \cdot n_t = 0 \quad (2.23)$$

$$K_{p4} = \frac{n_{p6}^2 \cdot P_r}{n_{p4} \cdot n_t} \rightarrow n_{p6}^2 \cdot P_r - K_{p4} \cdot n_{p4} \cdot n_t = 0 \quad (2.24)$$

$$K_{p5} = \frac{n_{p5}^2 \cdot P_r}{n_{p2} \cdot n_t} \rightarrow n_{p5}^2 \cdot P_r - K_{p5} \cdot n_{p2} \cdot n_t = 0 \quad (2.25)$$

Les équations (2.19 à 2.25) constituent un système non linéaire des équations (2.26) pour la combinaison hydrogène/oxygène. D'une façon similaire, les systèmes (2.27), (2.28), (2.29), (2.30) et (2.31) ont été obtenus pour les autres combinaisons.

Les systèmes d'équations :

La combustion de (H₂ + O₂)

$$\left\{ \begin{array}{l} 2.n_{p1} + n_{p3} + 2.n_{p4} + n_{p6} - (4.\alpha) = 0 \\ n_{p1} + 2.n_{p2} + n_{p3} + n_{p5} - 2 = 0 \\ n_{p3}^2.n_{p4}.P - K_{p2}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\ n_{p4}^2.n_{p2}.P - K_{p3}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\ n_{p5}^2.P - K_{p5}.n_{p2}.n_t = 0 \\ n_{p6}^2.P - K_{p4}.n_{p4}.n_t = 0 \\ n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} - n_t = 0 \end{array} \right. \quad (2.26)$$

La combustion de (C_nH_m + O₂)

$$\left\{ \begin{array}{l} n_{p1} + n_{p4} - (n.\alpha) = 0 \\ 2.n_{p2} + n_{p5} + 2.n_{p6} + n_{p8} - (m.\alpha) = 0 \\ 2.n_{p1} + n_{p2} + 2.n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p7} - 2 = 0 \\ n_{p4}^2.n_{p3}.P - K_{p1}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\ n_{p5}^2.n_{p6}.P - K_{p2}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\ n_{p6}^2.n_{p3}.P - K_{p3}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\ n_{p7}^2.P - K_{p5}.n_{p3}.n_t = 0 \\ n_{p8}^2.P - K_{p4}.n_{p6}.n_t = 0 \\ n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p8} - n_t = 0 \end{array} \right. \quad (2.27)$$

La combustion de (C_nH_m + H₂O₂)

$$\left\{ \begin{array}{l} n_{p1} + n_{p4} - (n.\alpha) = 0 \\ 2.n_{p2} + n_{p5} + 2.n_{p6} + n_{p8} - (m.\alpha + 2.x + 2.y) = 0 \\ 2.n_{p1} + n_{p2} + 2.n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p7} + n_{p8} - (2.x + y) = 0 \\ n_{p4}^2.n_{p3}.P - K_{p1}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\ n_{p5}^2.n_{p6}.P - K_{p2}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\ n_{p6}^2.n_{p3}.P - K_{p3}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\ n_{p7}^2.P - K_{p5}.n_{p3}.n_t = 0 \\ n_{p8}^2.P - K_{p4}.n_{p6}.n_t = 0 \\ n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p8} - n_t = 0 \end{array} \right. \quad (2.28)$$

La combustion de (N₂H₄ + N₂O₄)

$$\begin{cases}
 2.n_{p1} + n_{p5} + 2.n_{p6} + n_{p8} - (8.\alpha) = 0 \\
 n_{p1} + 2.n_{p2} + 2.n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p7} - 4 = 0 \\
 2.n_{p3} + n_{p4} + n_{p9} - (4.\alpha + 2) = 0 \\
 n_{p4}^2 - K_{p7}.n_{p3}.n_{p2} = 0 \\
 n_{p5}^2.n_{p6}.P - K_{p2}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\
 n_{p6}^2.n_{p2}.P - K_{p3}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\
 n_{p7}^2.P - K_{p5}.n_{p2}.n_t = 0 \\
 n_{p8}^2.P - K_{p4}.n_{p6}.n_t = 0 \\
 n_{p9}^2.P - K_{p6}.n_{p3}.n_t = 0 \\
 n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p8} + n_{p9} - n_t = 0
 \end{cases} \quad (2.29)$$

La combustion de (MMH + N₂O₄)

$$\begin{cases}
 n_{p1} + n_{p6} - (4.\alpha) = 0 \\
 2.n_{p2} + n_{p7} + 2.n_{p8} + n_{p10} - (24.\alpha) = 0 \\
 2.n_{p1} + n_{p2} + 2.n_{p3} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p9} - 20 = 0 \\
 2.n_{p4} + n_{p5} + n_{p11} - (8.\alpha + 10) = 0 \\
 n_{p5}^2 - K_{p7}.n_{p4}.n_{p3} = 0 \\
 n_{p6}^2.n_{p3}.P - K_{p1}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\
 n_{p7}^2.n_{p8}.P - K_{p2}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\
 n_{p8}^2.n_{p3}.P - K_{p3}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\
 n_{p9}^2.P - K_{p5}.n_{p3}.n_t = 0 \\
 n_{p10}^2.P - K_{p4}.n_{p8}.n_t = 0 \\
 n_{p11}^2.P - K_{p6}.n_{p4}.n_t = 0 \\
 n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p8} + n_{p9} + n_{p10} + n_{p11} - n_t = 0
 \end{cases} \quad (2.30)$$

La combustion de (UDMH + N₂O₄)

$$\begin{cases}
 n_{p1} + n_{p6} - 2.\alpha = 0 \\
 2.n_{p2} + n_{p7} + 2.n_{p8} + n_{p10} - 8.\alpha = 0 \\
 2.n_{p1} + n_{p2} + 2.n_{p3} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p9} - 8 = 0 \\
 2.n_{p4} + n_{p5} + n_{p11} - 2.\alpha - 4 = 0 \\
 n_{p5}^2 - K_{p7}.n_{p4}.n_{p3} = 0 \\
 n_{p6}^2.n_{p3}.P_r - K_{p1}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\
 n_{p7}^2.n_{p8}.P_r - K_{p2}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\
 n_{p8}^2.n_{p3}.P_r - K_{p3}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\
 n_{p9}^2.P_r - K_{p5}.n_{p3}.n_t = 0 \\
 n_{p10}^2.P_r - K_{p4}.n_{p8}.n_t = 0 \\
 n_{p11}^2.P_r - K_{p6}.n_{p4}.n_t = 0 \\
 n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p8} + n_{p9} + n_{p10} + n_{p11} - n_t = 0
 \end{cases} \quad (2.31)$$

Pr: le rapport de la pression de combustion sur la pression de référence (P_0/P_{ref}),
 $P_{ref} = 1.013$ bar.

La méthode utilisé pour la détermination des produits de combustion et la température de la flamme basées sur les méthodes de Lieberstein et Dichotomie, les entrées de calcul sont : la température des réactifs, la pression de combustion et le rapport masse oxydant sur masse de carburant. En utilisant la méthode de Dichotomie, on suppose un intervalle de température très large [1000, 6000] dont la température de la flamme est dans cet intervalle. Ensuite, on subdivise l'intervalle jusqu'à l'obtention de la température vérifiant l'équation d'énergie avec une bonne précision. L'équation générale de l'énergie d'une réaction chimique s'écrit comme :

$$\Delta H_r^0 + \sum_i n_{pi,reactants} \int_{298}^{T_0} C_{pi} dT = \sum_i n_{pi,products} \int_{298}^{T_c} C_{pi} dT \quad (2.32)$$

Avec ΔH_r^0 est la différence entre l'énergie des réactifs et produits dans des conditions standards (kJ).

À chaque température, il est nécessaire de déterminer la composition d'équilibre de la combustion, et sur cette base, la méthode de Lieberstein a été utilisée [25].

$$f(x_1^k + \varepsilon_1^k, x_2^k + \varepsilon_2^k, \dots, x_n^k + \varepsilon_n^k) = 0 \quad (2.37)$$

Supposons que la fonction (f) et ses premiers dérivés sont connus et ses deuxièmes dérivés sont bornés. L'application du développement en série de Taylor d'ordre 2 de cette fonction à x^k :

$$f(x^{k+1}) = f(x^k) + \varepsilon^k \cdot \frac{\partial f(x^k)}{\partial x^k} + \left(\frac{\varepsilon^{k^2}}{2} \right) \cdot \frac{\partial^2 f(x^k)}{\partial x^{k^2}} + \dots \quad (2.38)$$

Comme le dérivé seconde est borné, donc il existe x_a tel que :

$$x^k \leq x_a \leq x^{k+1} \quad (2.39)$$

Donc :

$$\frac{\partial^2 f(x_a)}{\partial x^{k^2}} \rightarrow 0 \quad (2.40)$$

A partir de L'équation (2.38) on aura :

$$\varepsilon^k = - \frac{f(x^k)}{\frac{\partial f(x^k)}{\partial x^k}} + \theta(\varepsilon^k)^2 \quad (2.41)$$

À l'itération (k+1), on obtient le processus de Newton :

$$x^{k+1} = x^k - \frac{f(x^k)}{\frac{\partial f(x^k)}{\partial x^k}} \quad (2.42)$$

Pour plusieurs variables :

$$\left\{ \begin{array}{l} x_i^{k+1} = x_i^k - w \cdot \frac{f_i(x_1^{k+1}, x_2^{k+1}, \dots, x_{i-1}^{k+1}, x_i^k, \dots, x_n^k)}{\frac{\partial f_i(x_1^{k+1}, x_2^{k+1}, \dots, x_{i-1}^{k+1}, x_i^k, \dots, x_n^k)}{\partial x_i^k}} \\ i = 1, 2, \dots, N \\ 0 < w \leq 2 \end{array} \right. \quad (2.43)$$

2.3.1.2. Masse molaire & le paramètre isentropique

Après la détermination de la température de la flamme, le nombre des moles des produits, la masse molaire (M) et le paramètre isentropique (γ) des produits de combustion peut être calculés par les équations suivantes :

$$M = \frac{\sum_i n_{p_i} \cdot M_i}{\sum_i n_{p_i}} \quad (2.44) \quad ; \quad Cp = \frac{\sum_i n_{p_i} \cdot Cp_i}{\sum_i n_{p_i}} \quad (2.45) \quad ; \quad \gamma = \frac{Cp}{Cp - R} \quad (2.46)$$

R : constant universel d'un gaz (8314.41 Joule/Kmol. K)

Le rapport des masses ($m_{\text{oxidizer}}/m_{\text{fuel}}$) est déterminé à partir de la réaction chimique, par la formule suivante:

$$\left(\frac{m_{\text{Oxidiser}}}{m_{\text{Fuel}}} \right) = \frac{\text{masse molaire de l'oxidant} \times \text{nombre de mole de l'oxidant}}{\text{masse molaire de carburant} \times \text{nombre de mole de carburant}} \quad (2.47)$$

2.3.1.3. L'effet de système d'injection

Habituellement, l'efficacité de la combustion est fortement influencée par la conception du système d'injection. Un bon injecteur donne une bonne performance pour le propulseur ou l'engin, puisqu'il produit des très petites gouttelettes qu'elles peuvent être atomiser, vaporiser et mélanger rapidement et par conséquent, réduire la taille, la masse de la chambre de combustion et augmente l'efficacité de la combustion. La procédure de vaporisation de l'ergol est différente dans le cas où l'un des ergols est gaz. Comme exemple, celle-ci se produit dans la combustion d'un hydrocarbure liquide avec l'oxygène gaz, dont l'évaporation de l'oxygène liquide est plus rapide que l'hydrocarbure en produisant un mélange avec deux phases. Cet phénomène est observé aussi sur la combinaison hydrogène/ oxygène, où le liquide d'hydrogène absorbe la chaleur de système de refroidissement et se transforme en gaz. Plusieurs modèles mathématiques pour l'évaporation des gouttelettes liquides dans un gaz ont été développés et évalués par des résultats expérimentaux [5, 6, 7 et 8]. Dans notre étude, on suit les approches proposées dans [8].

Considérons le cas d'un écoulement diphasique dans lequel la phase dispersée est sous forme des gouttelettes sphériques de densités plus élevées comparant avec le milieu ambiant, et le changement de quantité de mouvement entre les deux phases fluides est assumé seulement par la force de traînée. De

plus, l'échange de l'énergie thermique entre les phases est assumé qu'il se produit seulement à travers le transfert de chaleur par convection, et l'écoulement interne de gouttelette est négligé. Sous ces conditions, les équations de Lagrange générique décrivant la position transitoire (X_i), la vitesse de gouttelette (V_i), la température de gouttelette (T_d) et la masse (m_d) d'une seule gouttelette sont :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dX_i}{dt} = V_i \\ \frac{dV_i}{dt} = \left(\frac{f_1}{\tau_d} \right) [U_i - V_i] + g_0 \\ \frac{dT_d}{dt} = \frac{f_2 \cdot Nu}{3 \cdot P_{rg}} \left(\frac{\theta_1}{\tau_d} \right) [T_g - T_d] + \left(\frac{L_v}{C_{pl}} \right) \frac{1}{m_d} \frac{dm}{dt} \\ \frac{dm}{dt} = - \frac{Sh}{3 Sc} \left(\frac{m_d}{\tau_d} \right) H_m \end{array} \right. \quad (2.48)$$

Avec (dm/dt) est le taux d'évaporation, U_i et T_g sont respectivement la vitesse et la température du gaz, L_v est la chaleur latente d'évaporation, θ_1 est le rapport de la chaleur spécifique du gaz sur celle de liquide ($\theta_1 = C_{pg} / C_{pl}$). Le temps constant de particule pour l'écoulement de Stokes (τ_d), le nombre de Prandtl (P_{rg}), le nombre de Schmidt (Sc), le nombre de Nusselt (Nu) et Sherwood (Sh) sont calculés par les équations suivantes :

$$\tau_d = \frac{\rho_d D^2}{18 \mu_g} \quad (2.49) \quad P_{rg} = \frac{\mu_g C_{pg}}{\lambda_g} \quad (2.50) \quad Sc = \frac{\mu_g}{\rho_g \Gamma_g} \quad (2.51)$$

$$Nu = 2 + 0.552 R_d^{1/2} P_{rg}^{1/3} \quad (2.52) \quad Sh = 2 + 0.552 R_d^{1/2} Sc^{1/3} \quad (2.53)$$

Avec μ_g , ρ_g , λ_g , Γ_g : la viscosité, densité, conductivité et le coefficient de diffusion binaire respectivement. (D) est le diamètre de gouttelette, R_d est le nombre de Reynolds calculé par:

$$R_d = \frac{\rho_g |U_i - V_i| D}{\mu_g} \quad (2.54)$$

Le calcul des paramètres (f_1 , f_2 et H_m) ont été présentés dans [8]. Pour l'application dans notre étude, deux modèles ont été choisis :

- Modèle d'équilibre (Mass analogy-la model)

$$H_m = B_{m,eq} \quad (2.55)$$

- Modèle non d'équilibre (Langmuir-Knudsen-I model)

$$H_m = \ln(1 + B_{m,neq}) \quad (2.56)$$

Avec $B_{m,eq}$ et $B_{m,neq}$: les nombres des masses Spalding pour les deux cas d'équilibre et non équilibre.

Le système (2.48) a été résolu numériquement pour les combinaisons (Hydrocarbure liquide / Oxygène gaz) et (Oxygène liquide/Hydrogène gaz). Le décane ($C_{10}H_{22}$) et heptane (C_7H_{16}) ont été choisis comme des carburants dans cette application. Nos calculs ont été effectués avec les valeurs suivantes:

- Hydrocarbure/Oxygène: $T_g=500$ K, T_d0 300K, $U_0= 50$ m/s, $V_0 = 10$ m/s, $D_0 = 25$ μ m et 100 μ m, Pression $P = 1.0$ bars.
- Hydrogène / Oxygène : $T_g=300$ K, T_d0 100K, $U_0= 50$ m/s, $V_0 = 10$ m/s, $D_0 = 25$ μ m et 100 μ m, Pression $P = 10$ bars.

Avec l'indice "0" indique les conditions initiales. Les figures 2.2 et 2.3 présentent les variations des diamètres des gouttelettes carrés (D^2) de heptane et décane en fonction du temps avec l'oxygène gazeux. Il est clair que, dans les conditions non d'équilibres l'évaporation des gouttelettes est moins que dans les conditions d'équilibre.

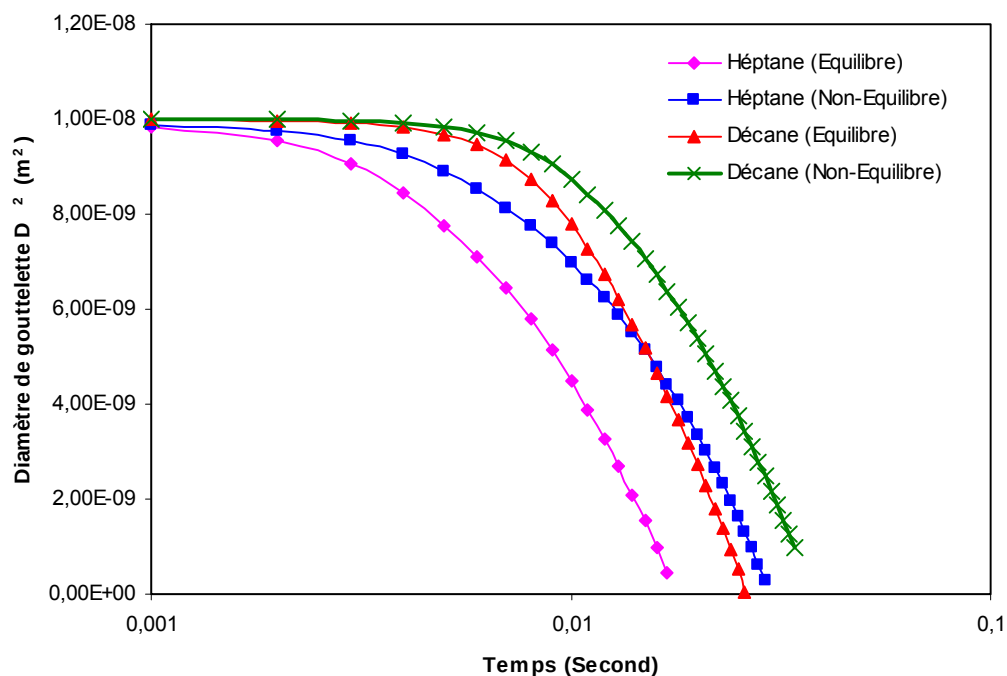


Figure 2.2 : La variation des diamètres des gouttelettes (D^2) avec le temps pour l'oxygène/heptane et l'oxygène /décane à un diamètre initial ($D_0 = 100$ μ m)

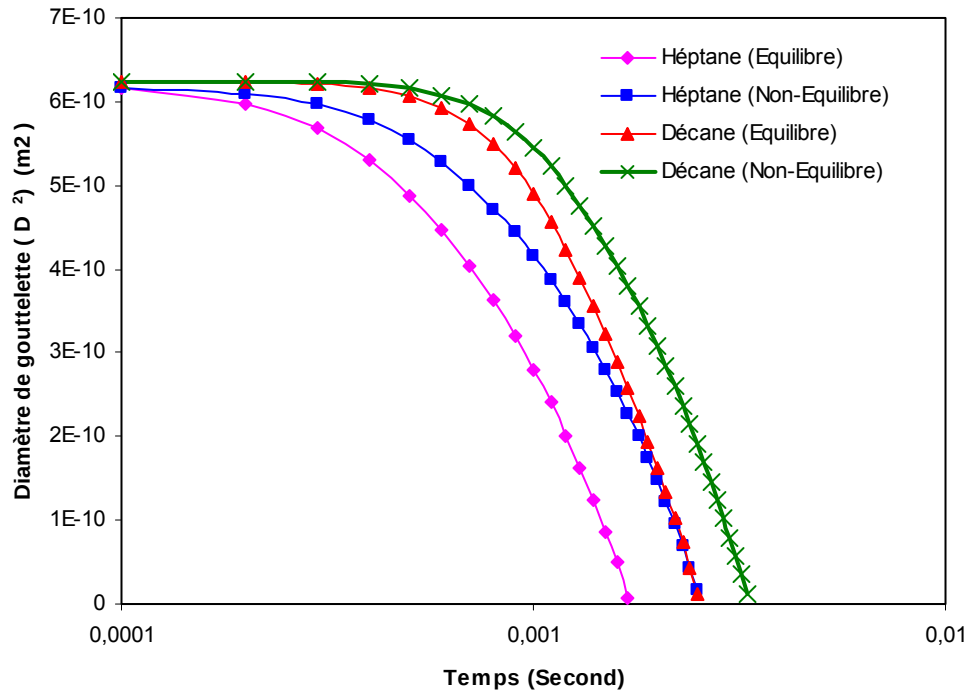


Figure 2.3 : La variation des diamètres des gouttelettes (D^2) avec le temps pour l'oxygène/heptane et l'oxygène /décane à un diamètre initial ($D_0 = 25 \mu m$)

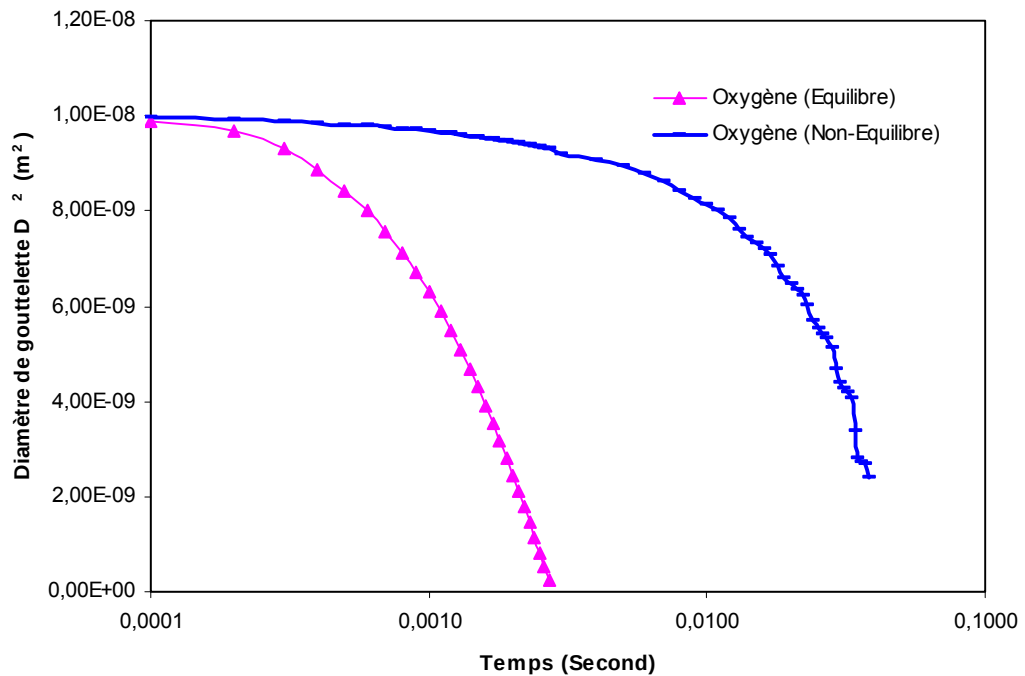


Figure 2.4 : La variation des diamètres des gouttelettes (D^2) avec le temps pour l'hydrogène/oxygène à un diamètre initial de O_2 ($D_0 = 100 \mu m$)

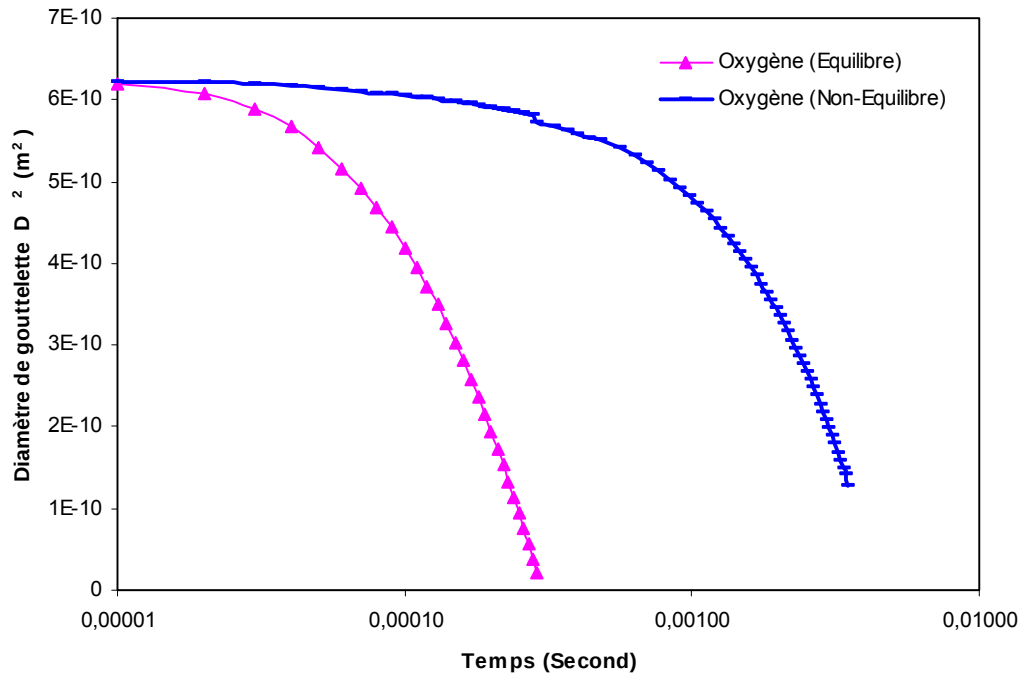


Figure 2.5 : La variation des diamètres des gouttelettes (D^2) avec le temps pour l'hydrogène/oxygène à un diamètre initial de O_2 ($D_0 = 25 \mu m$)

En conclusion, les remarques suivantes peuvent être prises en compte durant la conception du système d'injection:

- Des grosses gouttelettes nécessitent plus du temps et distance pour l'évaporation complète, et par l'injection des très petites gouttelettes, l'évaporation devient très rapide,
- Des gouttelettes de petite taille induit une augmentation de l'efficacité de combustion et réduction de la taille de la chambre de combustion,
- L'évaporation sous des conditions de non d'équilibres est plus lente que dans les conditions d'équilibres, et en conséquence, l'augmentation du temps d'évaporation de l'ergol,
- L'injection à une vitesse faible produit une longue durée et distance pour l'évaporation.

2.3.2. Résultats et interprétations

Les figures (de 2.6 jusqu'à 2.17) représentent respectivement, les variations de l'impulsion spécifique, masse molaire, la température de combustion, la vitesse caractéristique et la composition du mélange des produits des biergols :

H_2/O_2 , kérosène $/O_2$, kérosène $/H_2O_2$, N_2H_4/N_2O_4 , MMH/ N_2O_4 et UDMH/ N_2O_4 en fonction du rapport de (masse oxydant / masse carburant) à une pression de 34.5 bar, pression ambiante proche de zéro et température des réservoirs de 300 K. Les résultats sont comparés avec les résultats obtenus par l'exécution des codes de calcul LEWIS et ISP code [27]. LEWIS et ISP code est un code de calcul qui détermine les concentrations des produits de combustion en équilibre chimique pour certains nombre de réactifs ainsi que le calcul des propriétés thermodynamiques et de transport du mélange produit. Ce code est utilisé pour le calcul des performances des moteurs fusées et les engins des lanceurs.

A partir des courbes des biergols (H_2/O_2) et (kérosène $/O_2$), on remarque que la température (T_c) et la masse molaire du mélange de combustion augmentent avec l'augmentation du rapport (masse oxydant / masse combustible), par contre le rapport des chaleurs spécifiques (γ) diminue. La courbe de l'impulsion spécifique augmente jusqu'à un maximum et ensuite elle diminue.

Les courbes des biergols (kérosène $/H_2O_2$), (N_2H_4/N_2O_4), (MMH/ N_2O_4) et (UDMH/ N_2O_4) montrent que la masse molaire augmente avec l'augmentation du rapport (masse oxydant / masse combustible), par contre la température (T_c) et l'impulsion spécifique augmentent jusqu'à un maximum et ensuite elles diminuent. Concernant le rapport des chaleurs spécifiques (γ), il diminue jusqu'à un minimum puis il augmente. Généralement, dans une réaction de combustion, la température de fin de combustion augmente avec la richesse jusqu'à atteindre une valeur maximale à une richesse égale à 1 (mélange stoechiométrique), ensuite cette température diminue. Le contraire pour le rapport des chaleurs spécifiques (γ), qui diminue avec la richesse jusqu'à atteindre une valeur minimale à une richesse égale à 1, ensuite il augmente. Ceci explique les courbes illustrants les variations de la température de combustion et le rapport des chaleurs spécifiques en fonction du rapport (masse oxydant / masse combustible). À partir du chapitre précédent, une richesse égale à 1 correspond à:

- Rapport (masse oxydant / masse combustible) = 8.0 pour le biergol (H_2/O_2)
- Rapport (masse oxydant / masse combustible) = 3.421 pour le biergol (kérosène $/O_2$)

- Rapport (masse oxydant / masse combustible) = 1.4375 pour le biergol ($\text{N}_2\text{H}_4/\text{N}_2\text{O}_4$)
- Rapport (masse oxydant / masse combustible) = 2.5 pour le biergol ($\text{MMH}/\text{N}_2\text{O}_4$)
- Rapport (masse oxydant / masse combustible) = 7.5 pour le biergol (kérosène / H_2O_2)
- Rapport (masse oxydant / masse combustible) = 2.0 pour le biergol ($\text{UDMH}/\text{N}_2\text{O}_4$)

Ces figures montres des bonnes résultats entre les paramètres calculés et celles de NASA Lewis code (différence, moins de 5% en pire cas). Le tableau 2.2 présente la comparaison et les différences entre les résultats. Numériquement, l'utilisation de la méthode de Lieberstein nécessite de résoudre des équations non linéaire à chaque itération et par conséquent, réduire le nombre de calcul, le temps d'exécution ainsi que la précision de calcul.

Tableau 2.2 : Les différences en (%) entre les résultats obtenus et les résultats de Lewis & Isp code

	H_2/O_2	$\text{RP-1}/\text{O}_2$	$\text{RP-1}/\text{H}_2\text{O}_2$	$\text{N}_2\text{H}_4/\text{N}_2\text{O}_4$	$\text{MMH}/\text{N}_2\text{O}_4$	$\text{UDMH}/\text{N}_2\text{O}_4$
Tc	4.04%	3.1%	1.89%	0.66%	3.15%	1.64%
M	1.24%	0.60%	4.70%	0.66%	0.62%	0.75%
γ	0.85%	0.34%	0.33%	0.45%	1.39%	0.45%
Isp	4.64%	1.42%	1.58%	2.04%	4.86%	2.21%

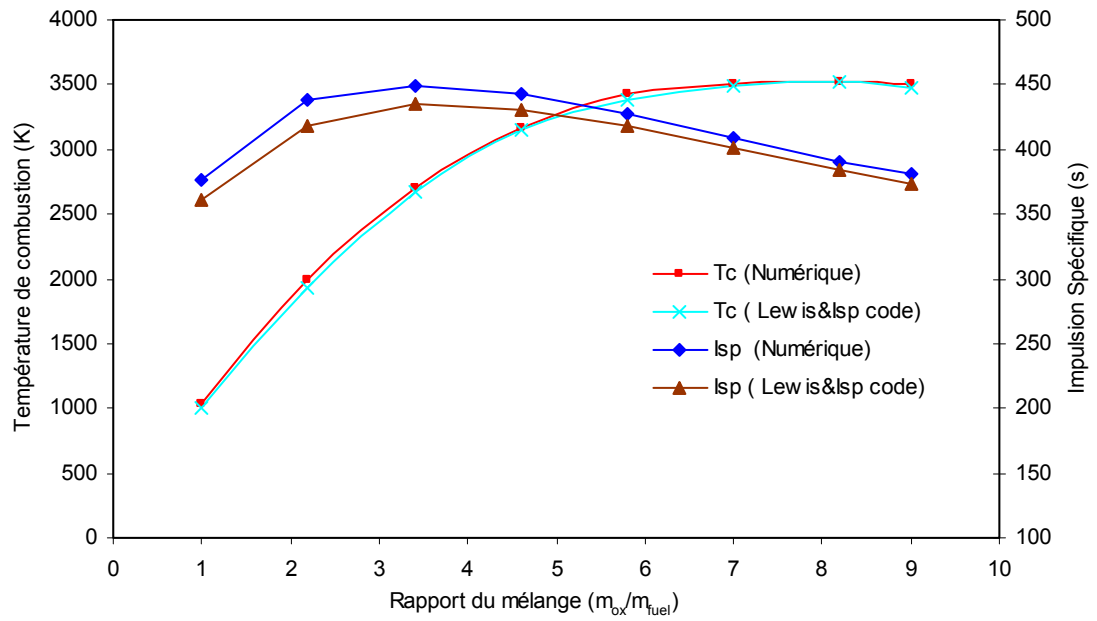


Figure 2.6 : Température de combustion et l'Impulsion spécifique pour (H_2/O_2)

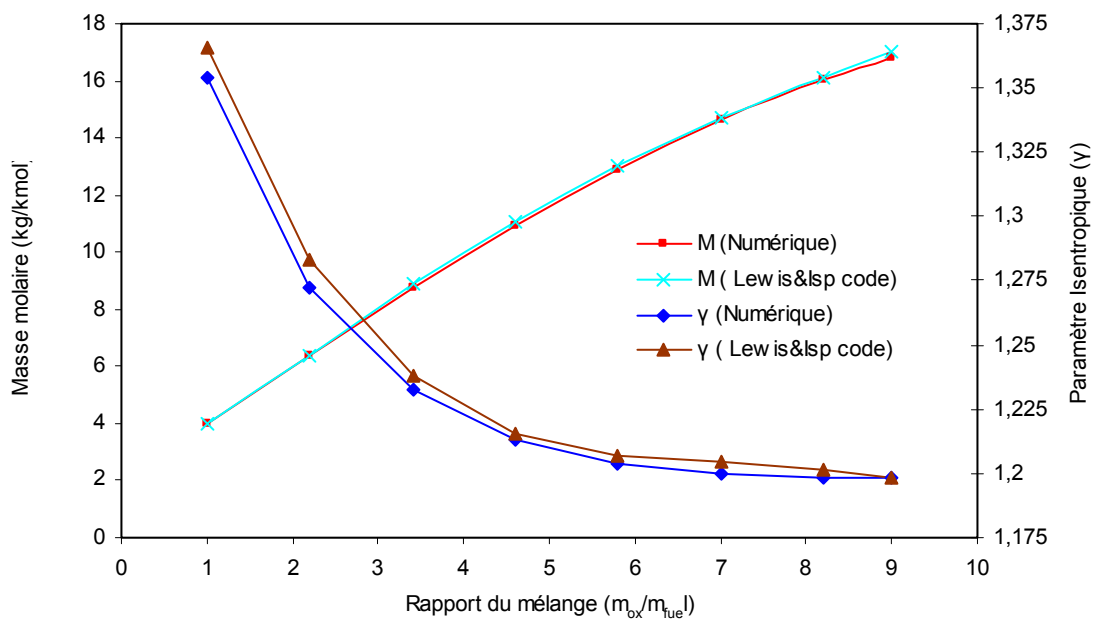


Figure 2.7 : Masse molaire et le paramètre isentropique pour (H_2/O_2)

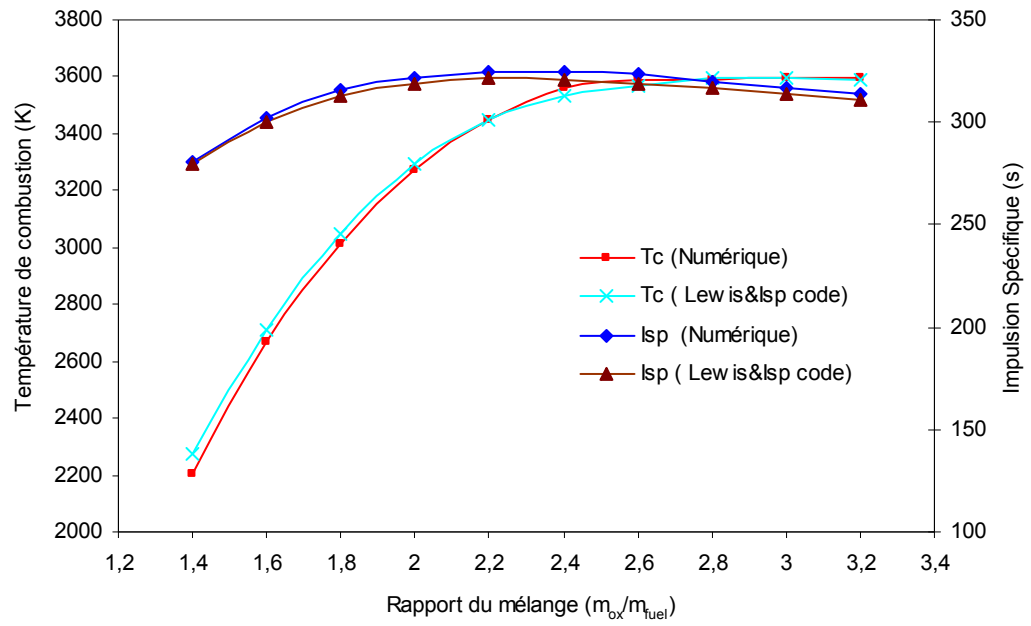


Figure 2.8 : Température de combustion et l'Impulsion spécifique pour (RP-1/O₂)

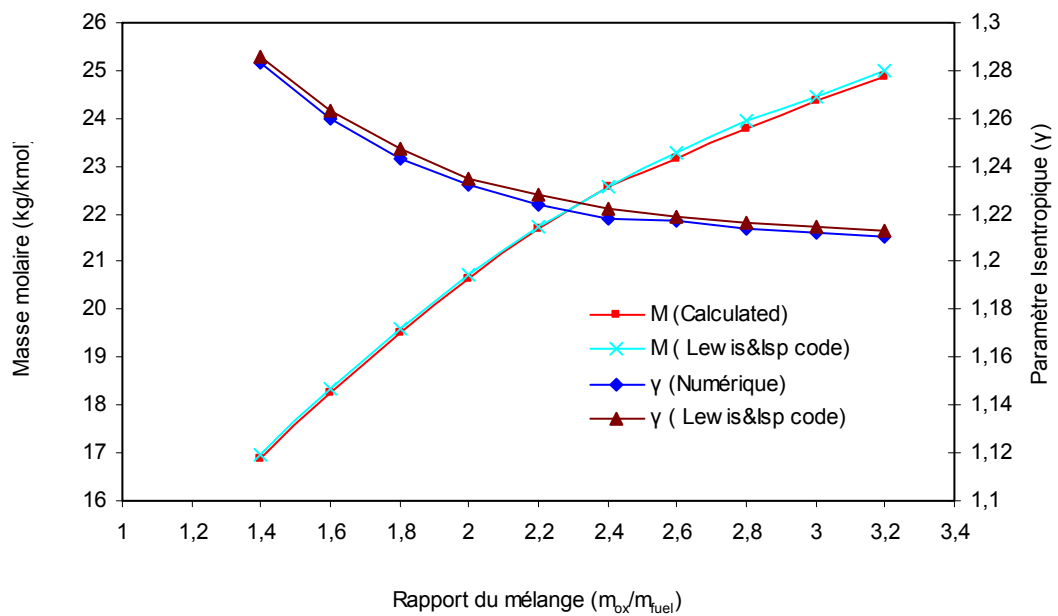


Figure 2.9 : Masse molaire et le paramètre isentropique pour (RP-1/O₂)

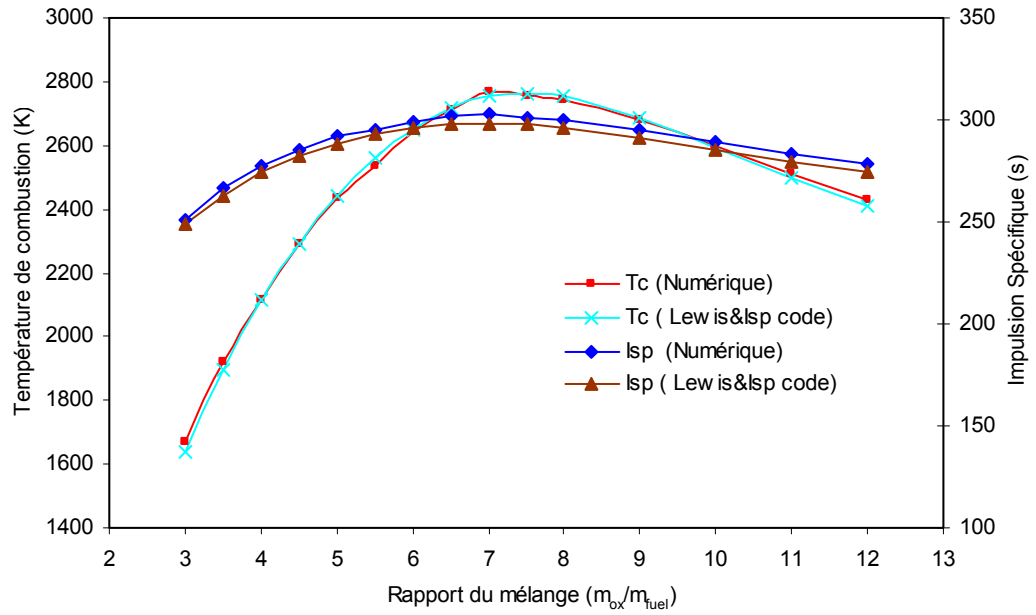


Figure 2.10 : Température de combustion et l'Impulsion spécifique pour (RP-1/ H_2O_2)

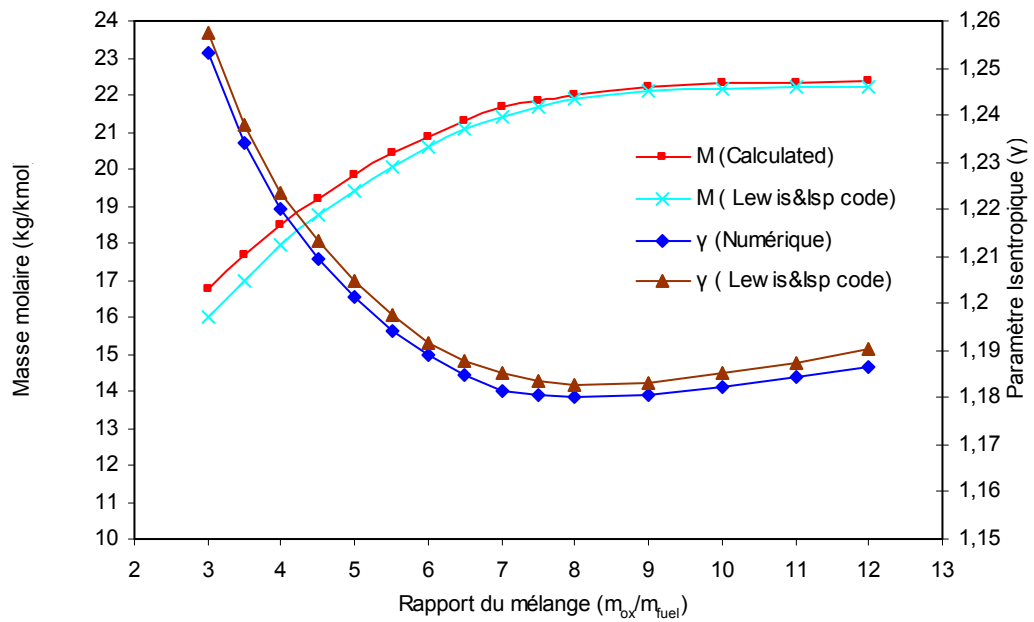


Figure 2.11 : Masse molaire et le paramètre isentropique pour (RP-1/ H_2O_2)

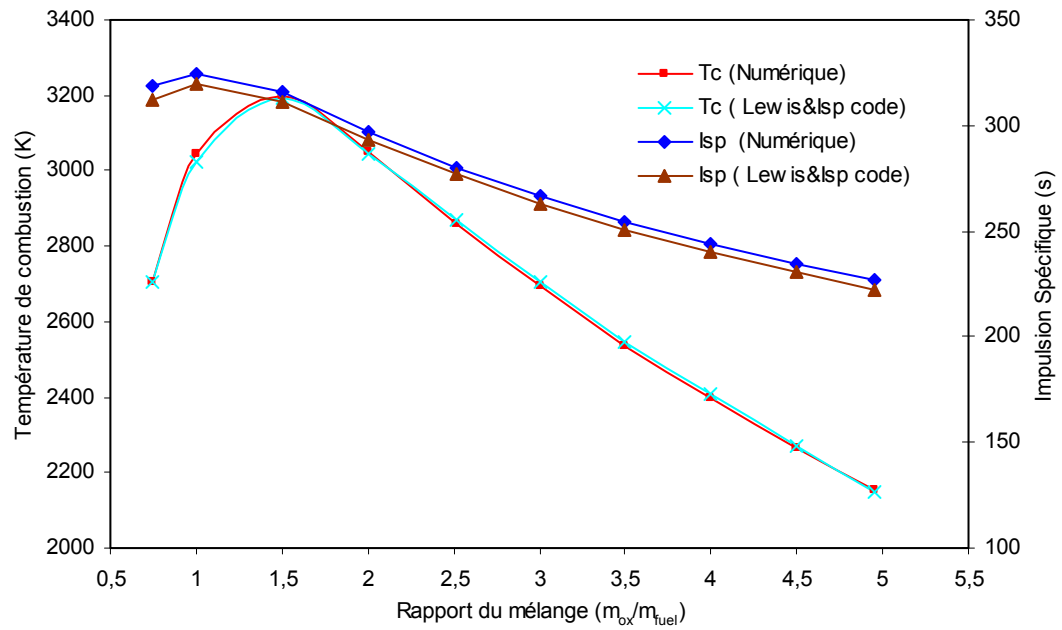


Figure 2.12 : Température de combustion et l'Impulsion spécifique pour (N_2H_4 / N_2O_4)

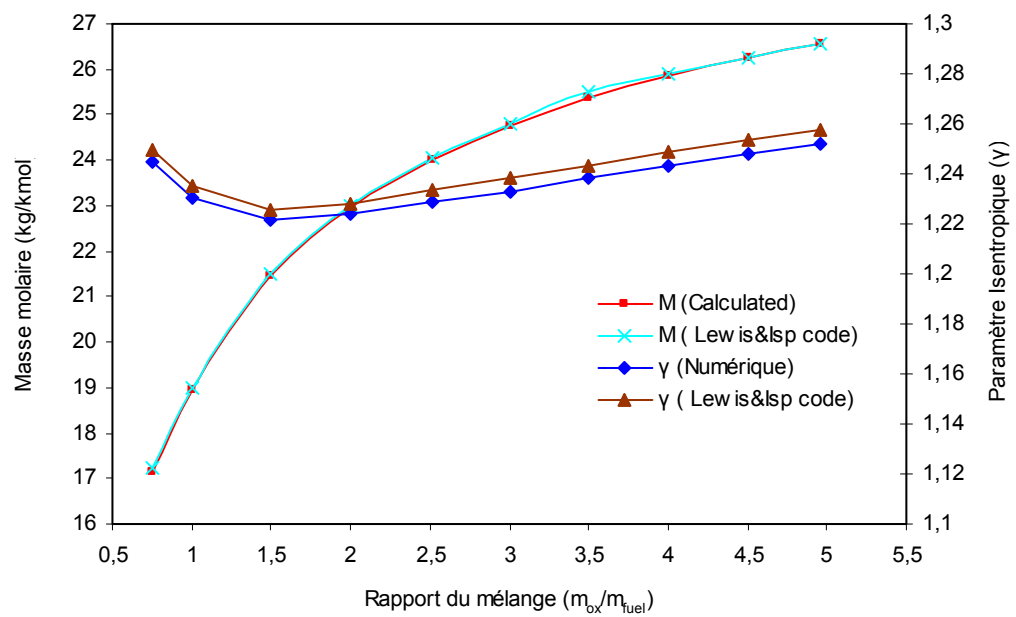


Figure 2.13 : Masse molaire et le paramètre isentropique pour (N_2H_4 / N_2O_4)

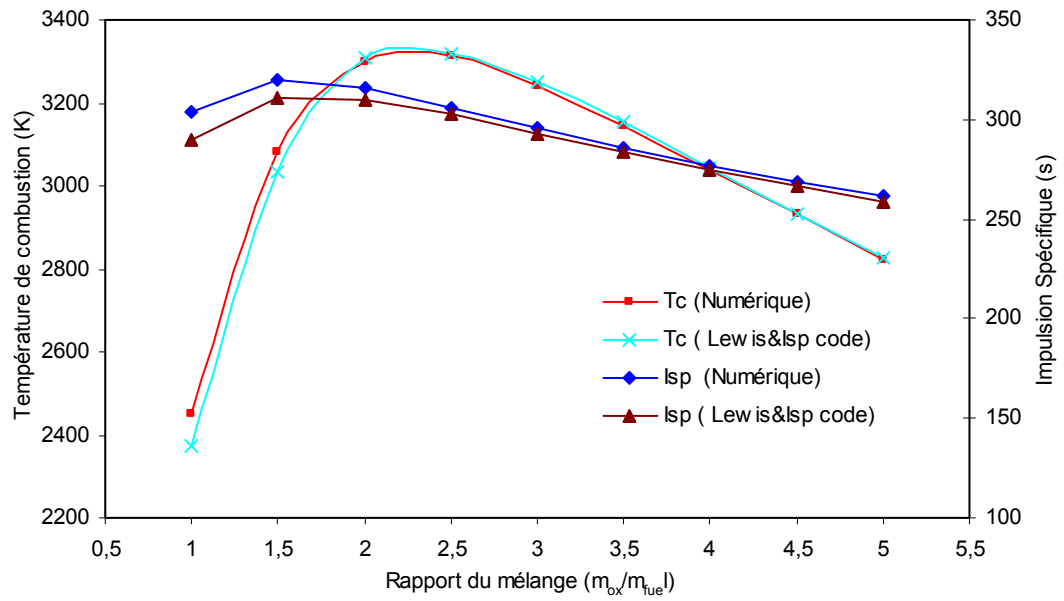


Figure 2.14 : Température de combustion et l'Impulsion spécifique pour (MMH/N₂O₄)

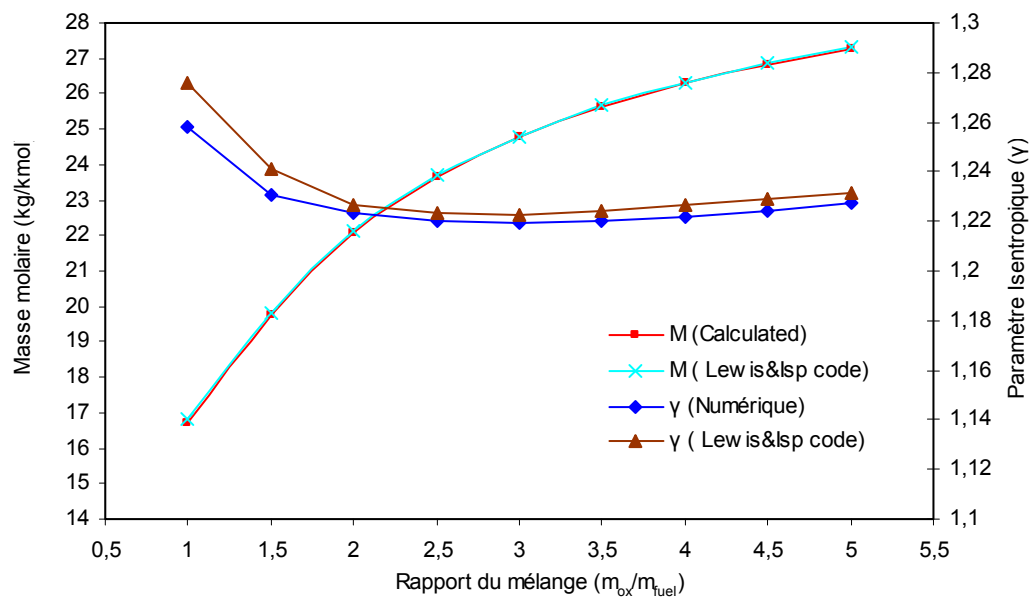


Figure 2.15 : Masse molaire et le paramètre isentropique pour (MMH/N₂O₄)

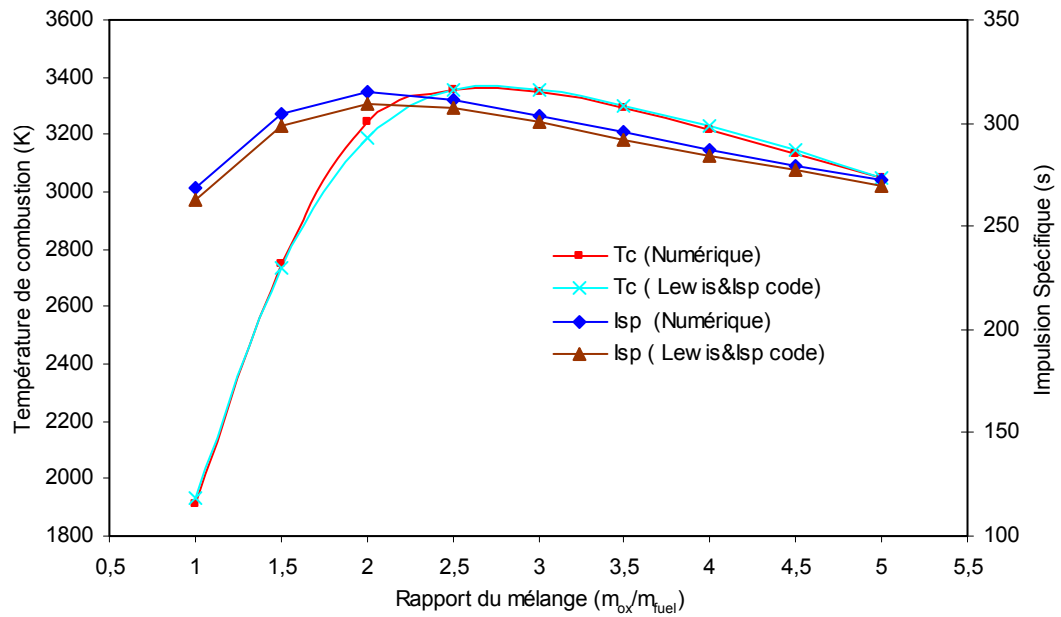


Figure 2.16 Température de combustion et l'Impulsion spécifique pour (UDMH/ N_2O_4)

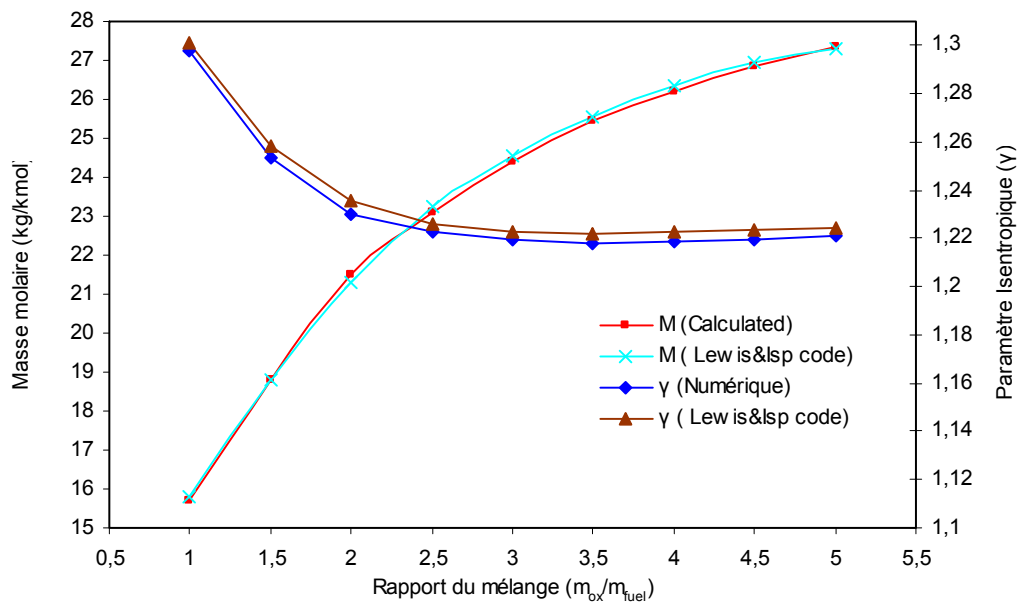


Figure 2.17 : Masse molaire et le paramètre isentropique pour (UDMH/ N_2O_4)

2.4. Application

Comme application, quatre engins ont été étudiés (Space Shuttle Main Engine, Aestus engine, RD-120 engine et THOR engine). Le tableau 2.3 présente les entrées (la géométrie et les conditions initiales) utilisées pour cette étude [2, 4].

Les tableaux 2.4 à 2.7 donnent les résultats en terme de l'impulsion spécifique, température de combustion, masse molaire et le paramètre isentropique, les figures 2.18 à 2.21 donnent les produits de combustion à la sortie des trois engins. Le tableau 2.8 montre une comparaison avec les performances actuelles des engins [2], cette comparaison montre une bonne prédiction dans le calcul. Quelques simulations sur ces engins ont été présentées dans les figures 2.22 à 2.25 en utilisant le logiciel développé dans ce travail (voir paragraphe 4.6).

Tableau 2.3 : Les entrées des engins : SSME, Aestus, RD-120 et THOR

	SSME	AESTUS	RD-120	THOR
Carburant	Hydrogène	MMH	RP-1	RP-1
Oxydant	Oxygène	N ₂ O ₄	Oxygène	Oxygène
Rapport du mélange	6.034	2.05	2.6	2.35
Pression de combustion (bar)	226.148	10.0	162.7	39.71
Rapport sections de la tuyère	77.544	83.17	106	8
Diamètre au col (mm)	258.748	130.96	185.2	

Tableau 2.4 : Les résultats de Space Shuttle Main Engine (SSME)

Les résultats de Space Shuttle Main Engine (SSME)	
Impulsion spécifique (seconds)	458.491
Température de combustion (K)	3664.52
Masse molaire (kg/kmol)	13.523
Paramètre Isentropique (γ)	1.1957

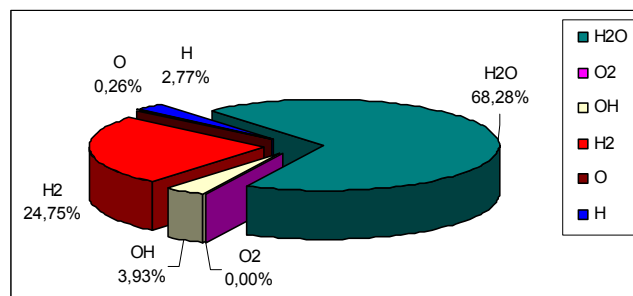


Figure 2.18 : Les produits de combustion (%) de Space Shuttle Main Engine (SSME)

Tableau 2.5 : Les résultats de AESTUS Engine

Les résultats de AESTUS Engine	
Impulsion spécifique (seconds)	325.79
Température de combustion (K)	3197.98
Masse molaire (kg/kmol)	22.008
Paramètre Isentropique (γ)	1.2272

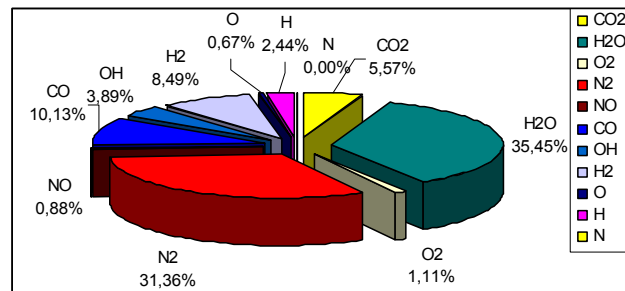


Figure 2.19 : Les produits de combustion (%) de AESTUS Engine

Tableau 2.6 : Les résultats de RD-120 Engine

Les résultats de RD-120 Engine	
Impulsion spécifique (seconds)	353.998
Température de combustion (K)	3843.11
Masse molaire (kg/kmol)	23.736
Paramètre Isentropique (γ)	1.2076

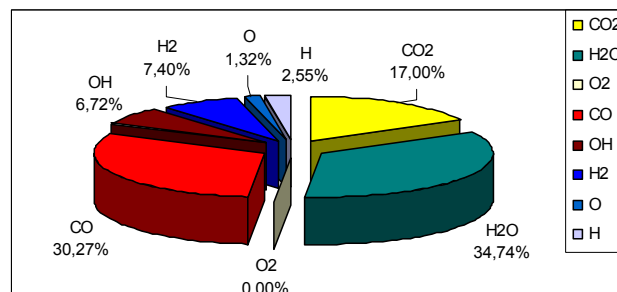


Figure 2.20 : Les produits de combustion (%) de RD-120 Engine

Tableau 2.7 : Les résultats de THOR Engine

Les résultats de THOR Engine	
Impulsion spécifique (seconds)	308.588
Température de combustion (K)	3603.43
Masse molaire (kg/kmol)	22.313
Paramètre Isentropique (γ)	1.2192

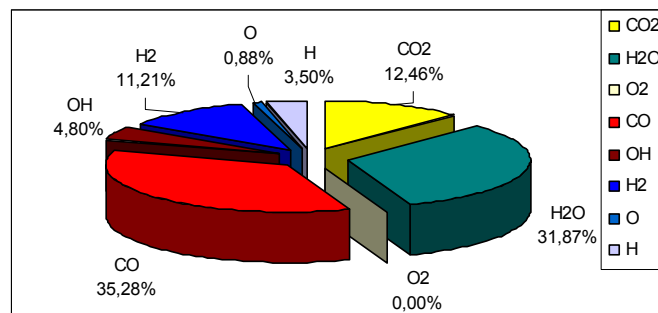


Figure 2.21 : Les produits de combustion (%) de THOR Engine

Tableau 2.8 : Comparaison avec les performances actuelles des engins

	SSME Engine	AESTUS Engine	RD-120 Engine	THOR Engine
Isp calculé (secondes)	458.491	325.79	353.998	308.588
Isp actuelle (secondes)	454.4	324.0	350.0	302.0
Différence (%)	0.90 %	0.55 %	1.14 %	2.18 %

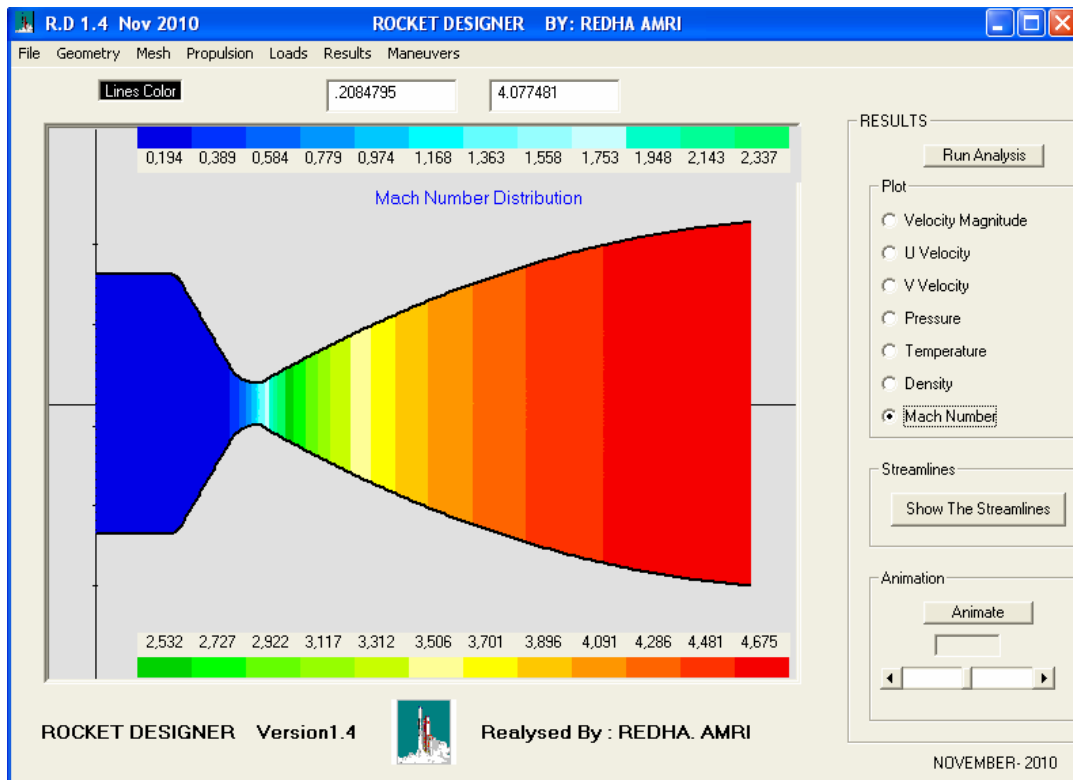


Figure 2.22 : La distribution de nombre de mach pour SSME engine

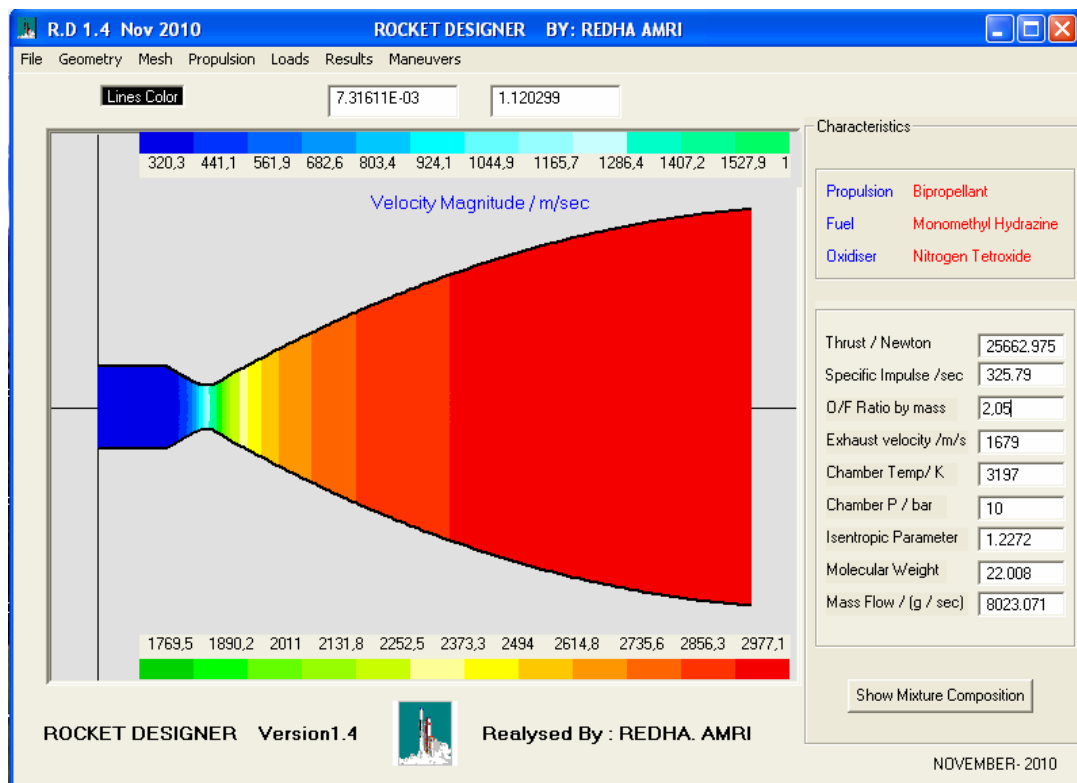


Figure 2.23 : La distribution de la vitesse pour Aestus engine

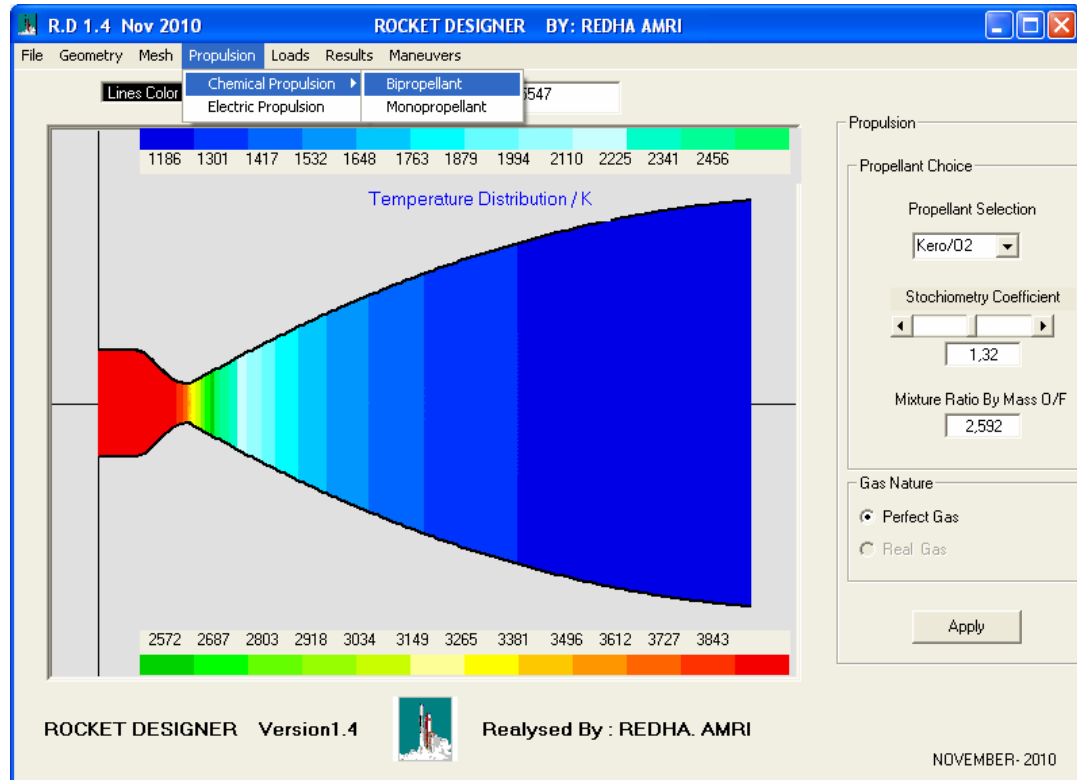


Figure 2.24 : La distribution de la température pour RD-120 engine

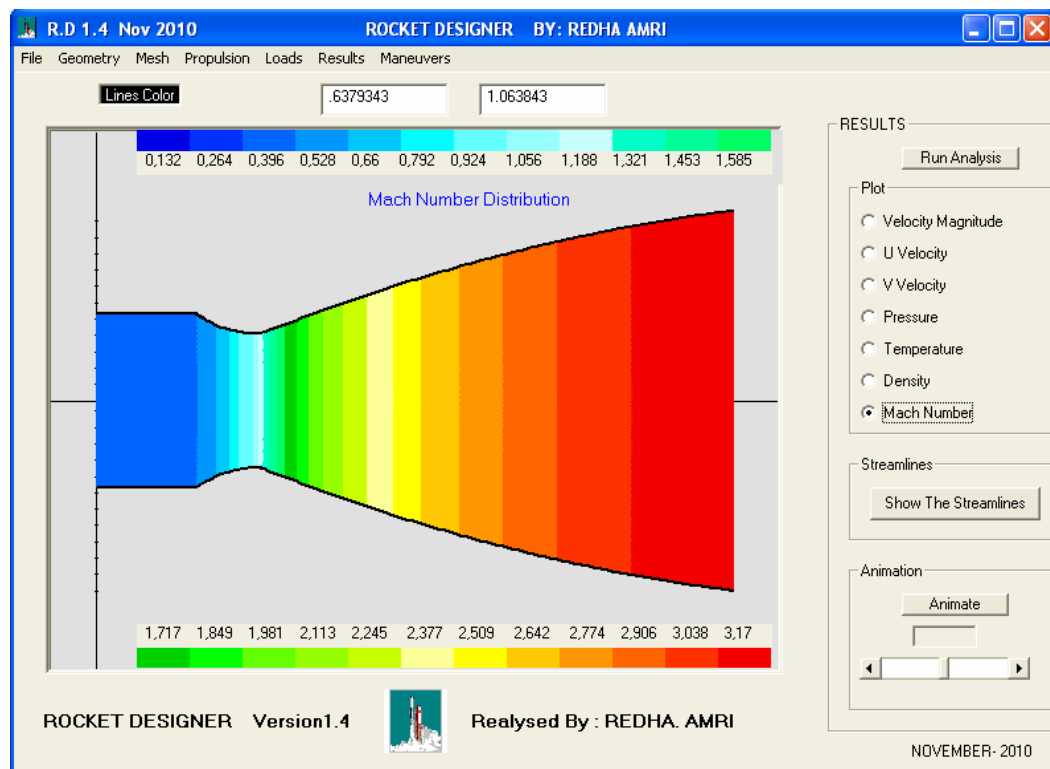


Figure 2.25 : La distribution de nombre de mach pour THOR engine

2.5. Conclusion

Dans ce chapitre, on a étudié la combustion des biergols liquides les plus populaires et utilisés dans le domaine spatial, notamment pour les étages des lanceurs et les grands satellites. Les biergols étudiés sont : H_2/O_2 , $\text{RP1}/\text{O}_2$, $\text{RP-1}/\text{H}_2\text{O}_2$, $\text{N}_2\text{H}_4/\text{N}_2\text{O}_4$, $\text{MMH}/\text{N}_2\text{O}_4$ et $\text{UDMH}/\text{N}_2\text{O}_4$.

Les paramètres thermochimiques déterminés à travers les réactions chimiques sont: la température de la flamme de combustion, la masse molaire et le paramètre isentropique en fonction de rapport du mélange (masse oxydant/masse carburant), ces paramètres sont nécessaires pour déterminer l'impulsion spécifique et évaluer les performances des systèmes de propulsion. La méthode de Lieberstein a été appliquée pour la résolution des systèmes d'équations non linéaire pour déterminer les produits de la combustion à une température donnée. Quelques résultats ont été présentés et comparés avec les résultats de Lewis et Isp code, la comparaison montre une bonne précision (différence moins de 5%). Pour application, trois engins ont été étudiés : Space Shuttle Main Engine (SSME), le deuxième étage du lanceur Zenit (RD-120), l'étage principal du lanceur Ariane-5 (Aestus) et le premier étage du lanceur américain Delta-II (Thor).

CHAPITRE 3

LES SYSTEMES DE PROPULSION MONOERGOLS

3.1. Introduction

Dans ce chapitre, on présente une étude sur les systèmes de propulsion monoergols. Ces systèmes sont utilisés généralement pour :

- o La correction d'orbite et d'attitude des satellites
- o Control d'attitude des lanceurs

Les monoergols à étudier sont : hydrazine, peroxyde d'hydrogène et peroxyde d'azote.

3.2. Architecture générale d'un système de propulsion monoergol

La figure 3.1 montre une architecture générale d'un système de propulsion monoergol, ce système constitué d'un réservoir, une vanne pour l'ouverture/fermeture et un propulseur monoergol.

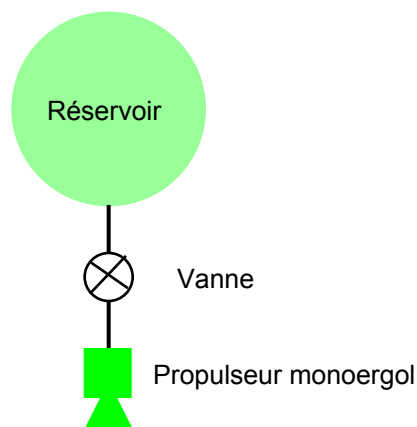
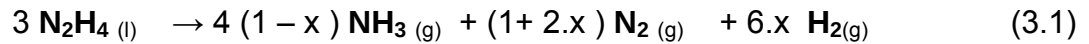


Figure 3.1 : Architecture générale d'un système de propulsion monoergol

3.3. Etude des monoergols

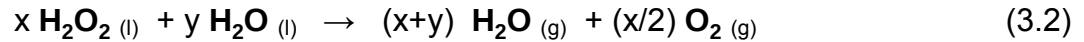
Trois cas de décomposition des monoergols ont été étudiés :

- La décomposition de l'hydrazine (N_2H_4) :



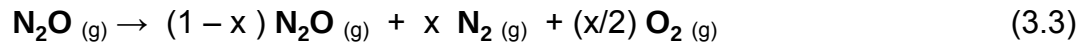
Avec x le degré de dissociation de l'ammoniac NH_3 ; il est fonction du type du catalyseur, taille, géométrie et la pression dans la chambre de combustion [29].

- La décomposition de peroxyde d'hydrogène (H_2O_2):



Avec x et y les nombres de mole de H_2O_2 et H_2O , respectivement.

- La décomposition de peroxyde d'azote (N_2O):



Avec x : le degré de décomposition de N_2O .

Calcul de l'enthalpie des réactifs

Soient n_{ri} et H_{ri}° respectivement, le nombre de mole et l'enthalpie de formation molaire de l'élément réactif i . L'enthalpie des réactifs (H_r°) en état standard est calculée par :

$$H_r^\circ = \sum_i n_{ri} \cdot H_{ri}^\circ \quad (3.4)$$

Calcul de l'enthalpie des produits

Soient n_{pj} et H_{pj}° respectivement, le nombre de mole et l'enthalpie de formation molaire de l'élément produit j . L'enthalpie des produits (H_p°) en état standard est calculée par :

$$H_p^\circ = \sum_j n_{pj} \cdot H_{pj}^\circ \quad (3.5)$$

Calcul de l'enthalpie de réaction

L'enthalpie de réaction (ΔH°) est la différence entre les enthalpies des réactifs et des produits.

$$\Delta H^\circ = \sum_i n_{ri} \cdot H_{ri}^\circ - \sum_j n_{pj} \cdot H_{pj}^\circ \quad (3.6)$$

Calcul de la température de décomposition

La température de décomposition T_d est déterminée numériquement par la méthode de Dichotomie vérifiant :

$$\Delta H^\circ = - \sum_j n_{pj} \cdot \int_{298}^{T_d} C_{pj}(T) \cdot dT \quad (3.7)$$

$C_{pj}(T)$: la chaleur spécifique à pression constante de l'élément j .

3.4. Résultats et interprétations

3.4.1. Monoergol Hydrazine N_2H_4

Pour l'étude du monoergol de l'hydrazine, les figures (3.2, 3.3 et 3.4) représentent respectivement, les variations de l'impulsion spécifique, la masse molaire, la température de décomposition, la vitesse caractéristique et la composition du mélange des produits en fonction du degré de décomposition de l'ammoniac. Les résultats obtenus sont comparés avec ceux de Rocket Propulsion Elements [29]. On remarque une différence de moins de 3% pour le calcul de I_{sp} et moins de 2% pour les autres paramètres. Dans la présence d'un catalyseur, l'hydrazine se décompose en NH_3 et N_2 . Cependant la décomposition de NH_3 est une réaction endothermique, c'est-à-dire que plus le degré de décomposition de NH_3 augmente, on a :

- La température (T_d) et l'impulsion spécifique I_{sp} diminuent ce qui dégrade les performances du système. Ces chutes de T_d et I_{sp} sont dues au fait que l'ammoniac nécessite une énergie thermique pour sa décomposition.
- La composition du mélange en N_2 et H_2 augmente.

Pour cela, dans la conception d'un monoergol d'hydrazine, le choix d'un catalyseur qui décompose moins le NH_3 est souhaité.

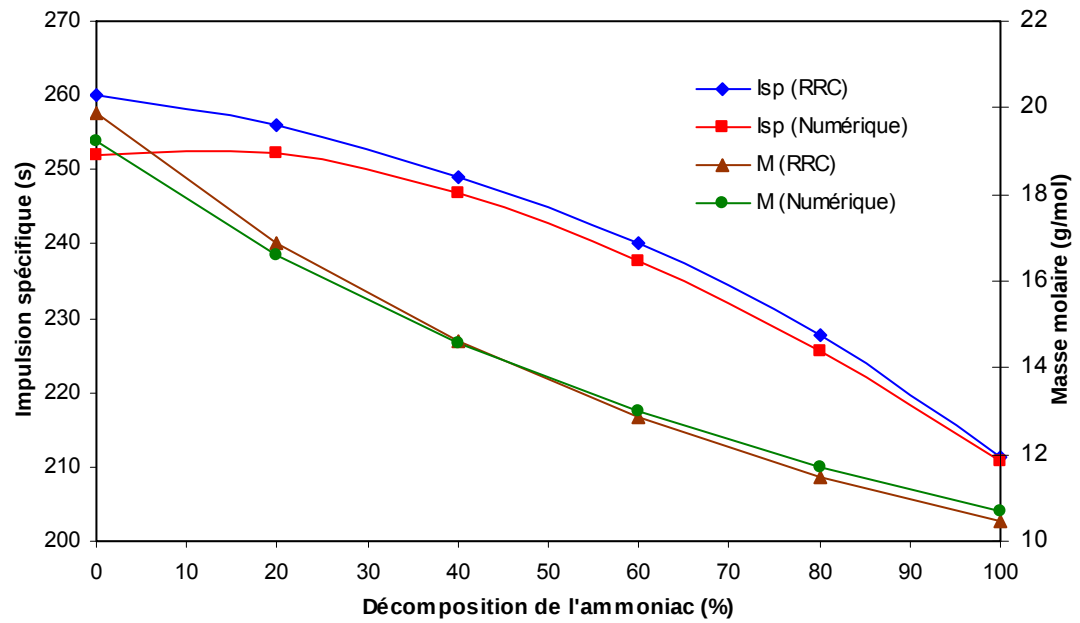


Figure 3.2 : L'évolution de la masse molaire et l'impulsion spécifique avec le degré de décomposition de l'ammoniac pour le monoergol (N_2H_4).

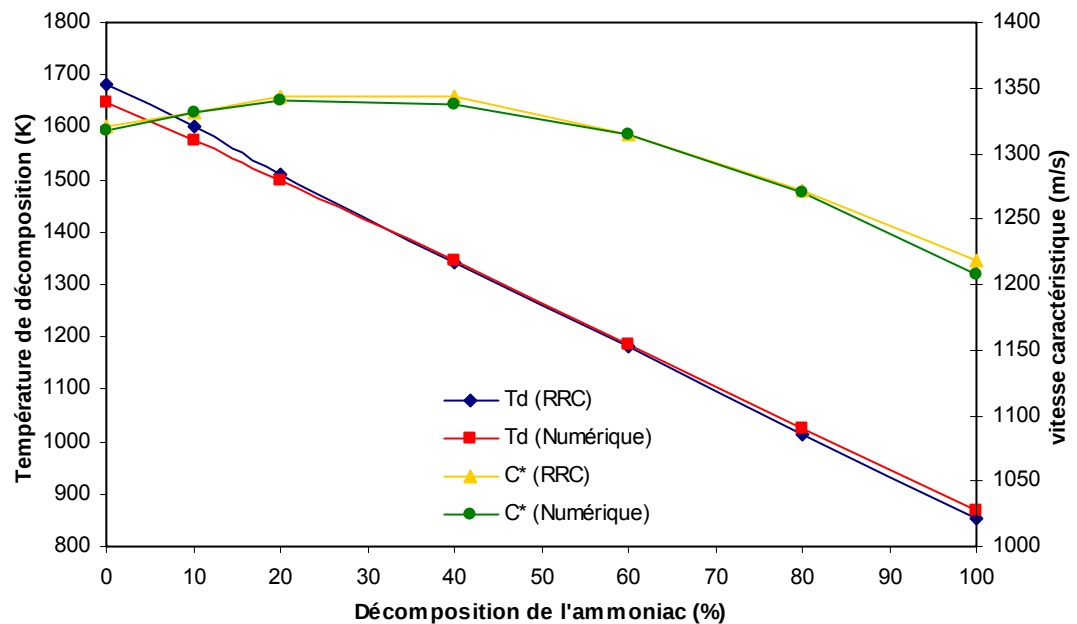


Figure 3.3: L'évolution de la température de décomposition et la vitesse caractéristique avec le degré de décomposition de l'ammoniac pour le monoergol (N_2H_4).

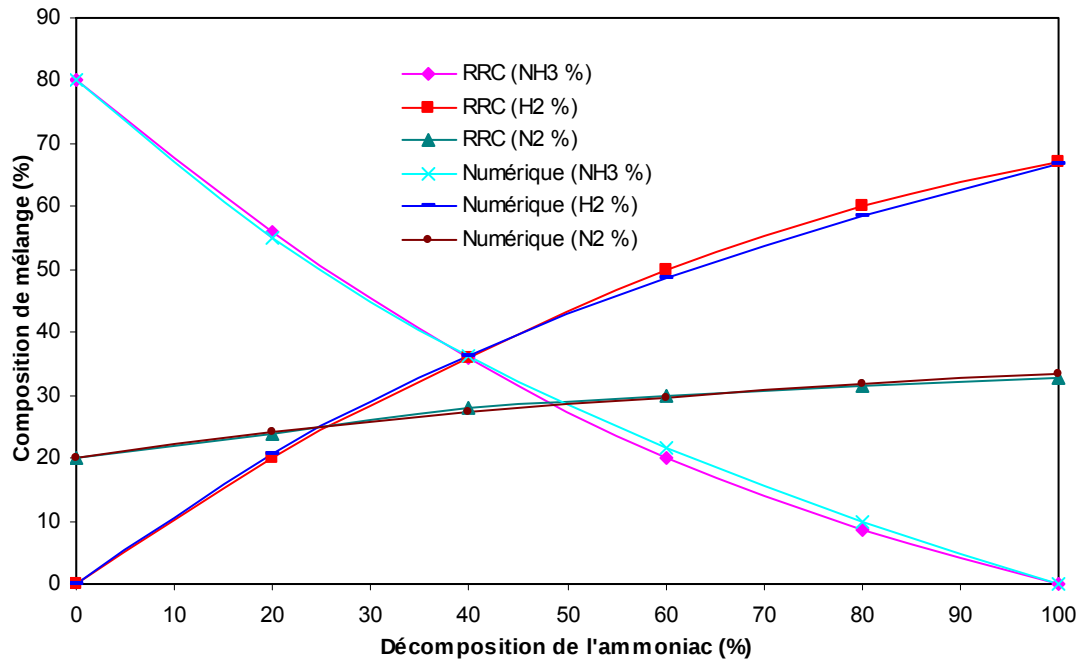


Figure 3.4 : L'évolution de la composition du mélange avec le degré de décomposition de l'ammoniac pour le monoergol (N_2H_4).

3.4.2. Monoergol Peroxyde d'hydrogène H_2O_2

Pour l'étude du monoergol de peroxyde d'hydrogène, les figures (3.6 et 3.7) représentent respectivement, les variations de C^* , I_{sp} , M et la composition du mélange des produits en fonction de la concentration du H_2O_2 . La figure 3.5 donne une comparaison entre les températures (T_d) du peroxyde d'hydrogène calculées avec celles présentées dans la référence «Development of Hypergolic Liquid fuels for use with Hydrogen Peroxide & LPFR» [15]. La différence entre ces deux résultats est moins de 3%.

Les courbes de peroxyde d'hydrogène montrent que plus on augmente la concentration du H_2O_2 plus ce système va être plus performant et les paramètres : T_d , C^* , I_{sp} et la masse molaire augmentent. Cet effet s'explique par le fait qu'à une concentration élevée, la quantité de H_2O_2 décomposée est élevée, ce qui provoque une augmentation de l'enthalpie de la réaction de décomposition, et par conséquent de la température de décomposition. On constate que l'impulsion spécifique et la vitesse caractéristique sont liées directement à T_d et elles varient proportionnellement à celle-ci. L'accroissement de la concentration en H_2O_2 entraîne après la décomposition une augmentation de la fraction molaire de

l'oxygène et une diminution de celle de H_2O , ce qui explique l'augmentation de la masse molaire du mélange des produits.

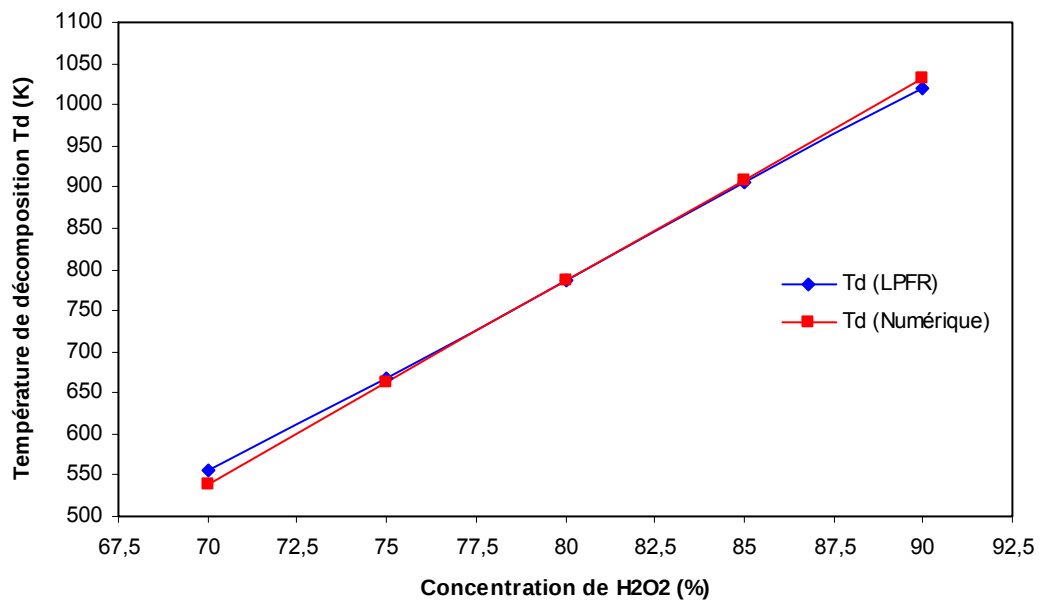


Figure 3.5 : L'évolution de la température de décomposition avec la concentration du monoergol (H_2O_2).

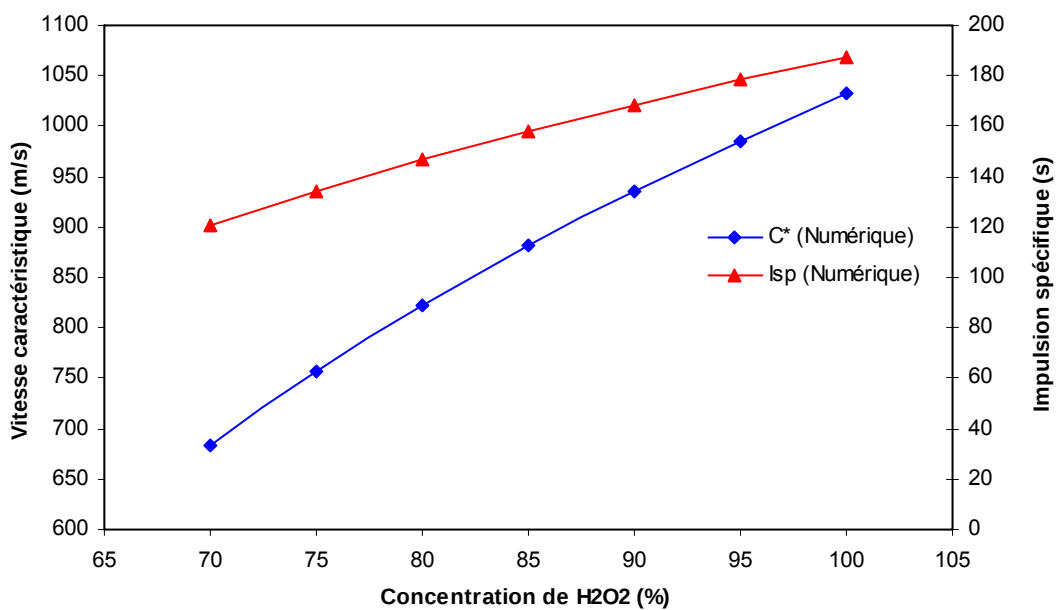


Figure 3.6 : L'évolution de la vitesse caractéristique et l'impulsion spécifique avec la concentration du monoergol (H_2O_2).

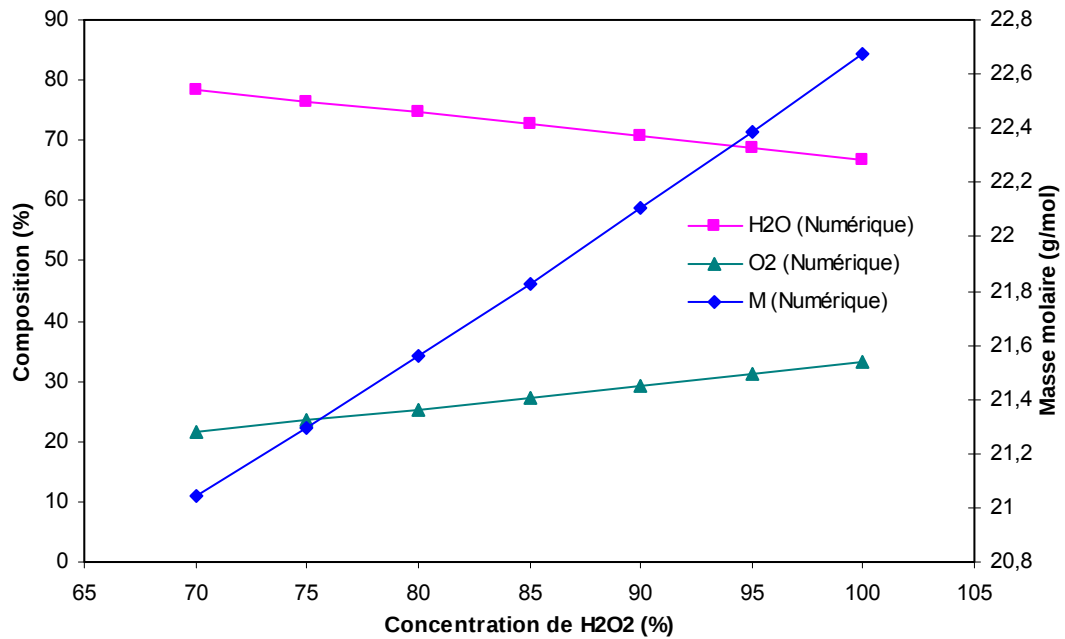


Figure 3.7 : L'évolution de la composition du mélange et la masse molaire avec la concentration du monoergol (H_2O_2).

3.4.3. Monoergol peroxyde d'azote N_2O

Les figures (3.8, 3.9 et 3.10) représentent les résultats de la décomposition du peroxyde d'azote N_2O . A cause d'un manque de résultats dans la littérature, ces résultats n'ont pas été validés. Ces courbes montrent que les valeurs de I_{sp} , pourcentages de N_2 et O_2 dans le mélange, T_d et C^* varient proportionnellement avec le degré de décomposition de monoergol, car la dissociation de N_2O libère une énergie sous forme de chaleur qui entraîne l'augmentation de la température des produits de décomposition (T_d), de l'impulsion spécifique et de la vitesse caractéristique. On observe le contraire pour la masse molaire qui varie inversement avec le degré de décomposition de N_2O , du fait que la fraction molaire de peroxyde d'azote diminue et celles de N_2 et O_2 augmentent.

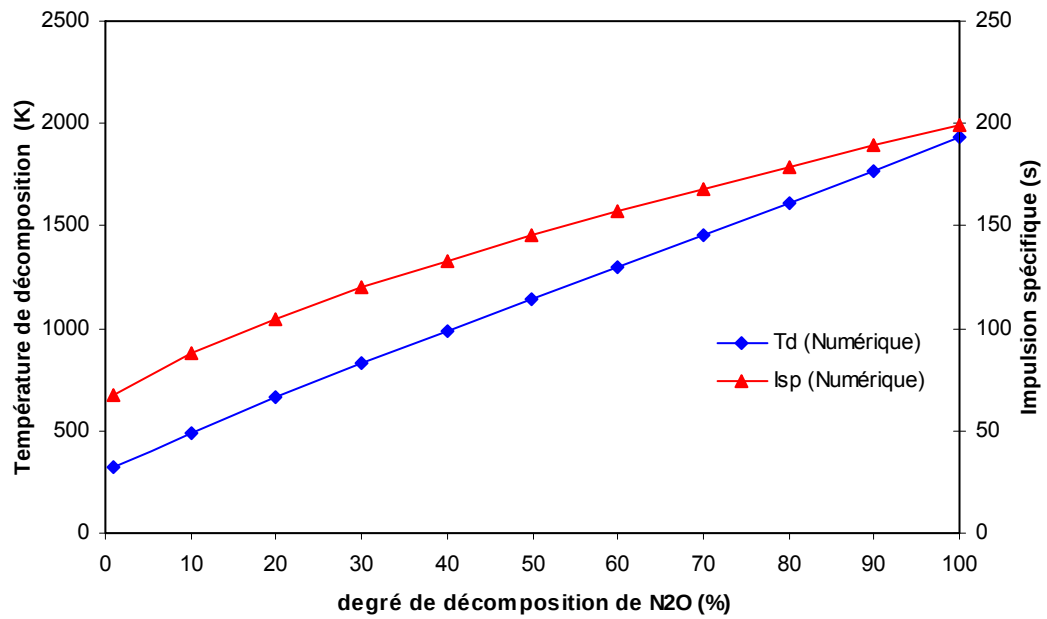


Figure 3.8 : L'évolution de la température de décomposition et l'impulsion spécifique avec le degré de décomposition du monoergol (N₂O).

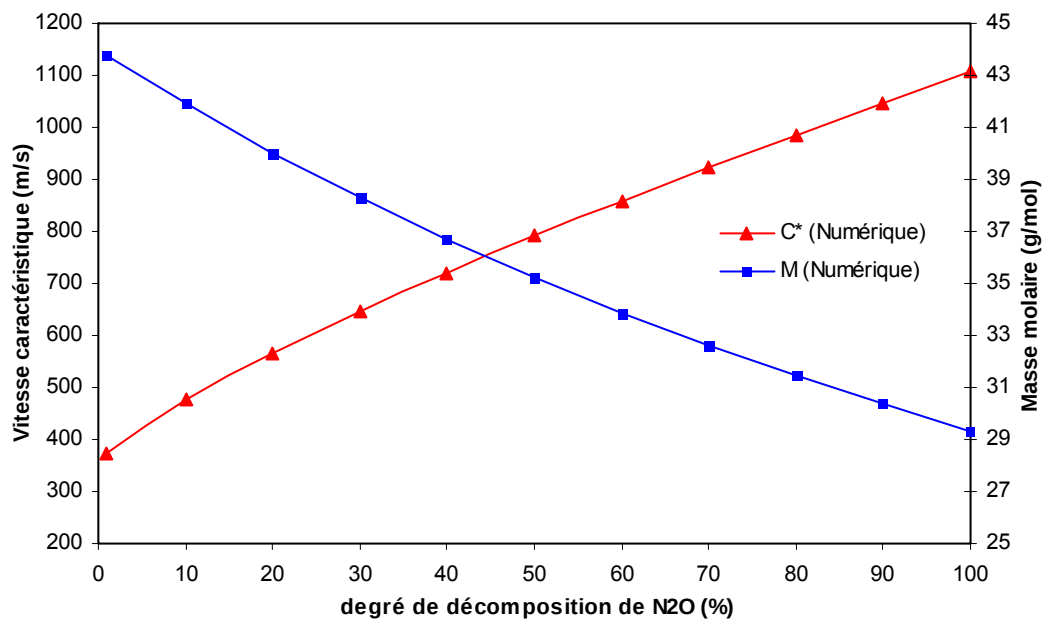


Figure 3.9 : L'évolution de la masse molaire et la vitesse caractéristique avec le degré de décomposition du monoergol (N₂O).

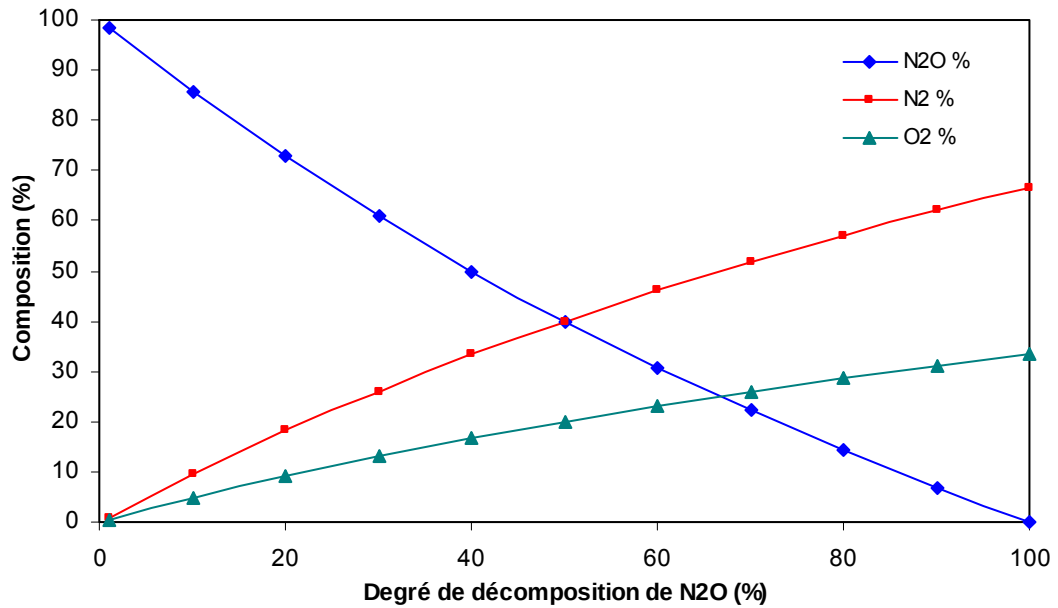


Figure 3.10 : L'évolution de la composition du mélange avec le degré de décomposition du monoergol (N₂O).

3.5. Analyses et simulations

Le monoergol d'hydrazine (455 N) développé par ASTRIUM

Données géométriques :

Type :	chimique liquide (monoergol)
Diamètre de la chambre de combustion (mm) :	25.00
Diamètre de col (mm) :	12.23
Rapport des sections de la tuyère :	30 : 1
Type de tuyère :	profilée

Données thermodynamiques :

Fluide:	Hydrazine (N ₂ H ₄)
Pression ambiante :	Pa = 0.001 bar
Pression totale :	P ₀ = 22.0 bar
Température dans le réservoir :	T ₀ = 300 K

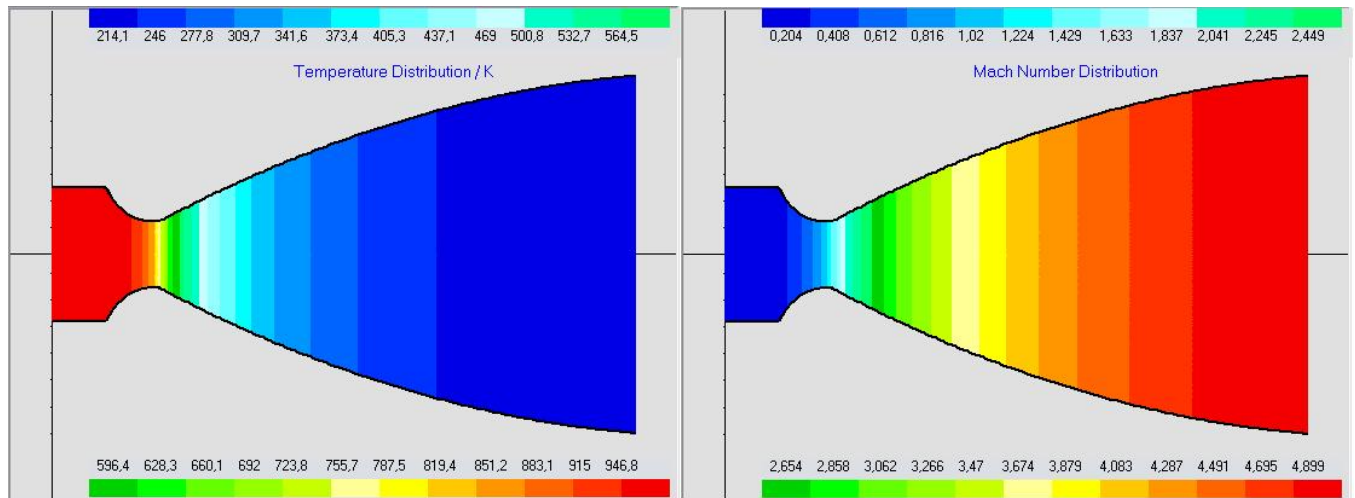


Figure 3.11 : La distribution de la température et le nombre de mach de monoergol d'hydrazine (455 Newton)

Les Caractéristiques

La poussée :	449.56	N
Impulsion Spécifique :	213.84	seconds
Vitesse Caractéristique (C*) :	1243	m/s
La température dans la chambre :	950.16	K
Débit massique :	208.12	g/s
Masse molaire :	11.178	g/mole
Composition :	4.65116	% NH ₃
	32.5581	% O ₂
	62.7907	% H ₂
Le rapport des chaleurs spécifiques (γ) :	1.3508	

3.6. Conclusion

Dans ce chapitre, on a présenté une étude sur les systèmes de propulsion monoergols. Les ergols utilisés pour cette étude sont : hydrazine, peroxyde d'hydrogène et peroxyde d'azote. Plusieurs résultats ont été obtenus et comparés avec des résultats existants. La comparaison montre une bonne précision dans le calcul. Les résultats présentés sont : les évolutions de l'impulsion spécifique, la température de décomposition, la masse molaire, la vitesse caractéristique et la composition du mélange des produits en fonction, du degré de décomposition de l'ammoniac pour le cas du N_2H_4 monoergol, de la concentration du H_2O_2 pour le monoergol du peroxyde d'hydrogène, ou du degré de décomposition de N_2O pour le monoergol du peroxyde d'azote.

CHAPITRE 4

LES SYSTEMES DE PROPULSION ELECTRIQUES

4.1. Introduction

Dans ce chapitre, on présente une étude sur les systèmes de propulsion électriques et à gaz froid. Ces systèmes sont utilisés généralement pour :

- o La correction d'orbite des satellites,
- o Control d'attitude des satellites.

4.2. Architecture générale d'un système de propulsion électrique

La figure 4.1 montre une architecture générale d'un système de propulsion électrique, ce système constitué d'un réservoir, une vanne pour l'ouverture/fermeture et un résistojet.

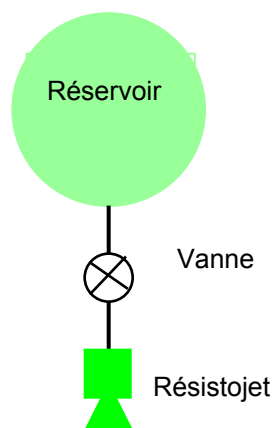


Figure 4.1 : Architecture générale d'un système de propulsion électrique

4.3. Etude de la propulsion électrique et à gaz froid

4.3.1. Propriétés thermodynamique

La difficulté dans l'étude de la propulsion électrique et à gaz froid est généralement dans la détermination des propriétés thermodynamiques des ergols. Dans ce travail, quatorze (14) ergols ont été étudiés, ces ergols peuvent être en état gazeux ou liquide, donc la détermination de la courbe de saturation de chaque ergol est nécessaire pour connaître l'état de l'ergol à partir des conditions de stockage. Une base de donnée et un code des propriétés thermodynamiques des ergols ont été élaborés à des différentes conditions de pression et température. Le tableau 4.1 présente une liste des ergols étudiés, le tableau 4.2 présente les propriétés thermodynamiques déterminées par le code de calcul. Ces propriétés ont été déterminées en utilisant plusieurs Data book, corrélations mathématiques et des essais expérimentaux sur ces fluides.

Tableau 4.1 : Les ergols pour la propulsion électrique et à gaz froid

Oxygène (O ₂)	Eau (H ₂ O)	Nitrogène (N ₂)	Hydrogène (H ₂)	dioxyde de Carbone (CO ₂)
Hélium (He)	Xénon (Xe)	Méthane (CH ₄)	Ethane (C ₂ H ₆)	Propane (C ₃ H ₈)
Butane (C ₄ H ₁₀)	Hydrazine (N ₂ H ₄)	Ammoniac (NH ₃)	Oxyde d'Azote (N ₂ O)	

Tableau 4.2 : Les propriétés thermodynamiques des ergols

Etat (gaz ou liquide)	Densité (ρ)	Compressibilité
Chaleur spécifique à pression constante (Cp)	Chaleur spécifique à volume constant (Cv)	Chaleur Latente de vaporisation
Masse molaire (M)	Paramètre isentropique (γ)	Courbe de saturation
Conductivité thermique	Température triple	Pression triple
Température critique	Pression critique	Viscosité

4.3.2. Le chauffage à pression constante

L'application du premier principe de la thermodynamique pour un système ouvert :

$$W + Q = \Delta H \quad (4.1)$$

Dans notre cas, Q représente l'énergie électrique pour le chauffage du fluide. Et pour une transformation à pression constante :

$$W = \int V . dP = 0 \quad (4.2)$$

Et comme :

$$dH = \int m^* . C_p(T) . dT \quad (4.3)$$

Donc on a :

$$Q = \int m^* . C_p(T) . dT \quad (4.4)$$

L'équation 4.4 est prise en compte pour un simple gaz. Réellement, l'ergol peut être en état liquide ou gazeux. L'écriture générale pour un chauffage d'un ergol est donnée par :

$$Q = \int_{T_0}^{T_{sat}, P_{sat}} m^* . C_{P, liquide}(T) . dT + [L_v . m^*]_{T_{sat}, P_{sat}} + \int_{T_{sat}, P_{sat}}^T m^* . C_{P, Gaz}(T) . dT \quad (4.5)$$

Avec :

m^* : le débit massique,

C_p : la chaleur spécifique à pression constante,

T_0 : la température initiale,

T_{sat} : la température de saturation,

P_{sat} : la pression de saturation,

L_v : la chaleur latente de vaporisation.

Pour une énergie électrique (Q) et un débit massique donnés ($\dot{m}^*$), et en utilisant l'équation (4.5), la température T en régime permanent peut être obtenue numériquement par la méthode itérative.

4.4. Résultats et interprétations

Concernant la propulsion électrique, La figure 4.2 présente la variation de l'impulsion spécifique avec la chaleur consommée de H_2 , He , N_2 . Ces résultats sont comparés avec ceux obtenus par VADIM ZAKIROV [11]. Il est clair que pour augmenter l'impulsion spécifique d'un système de propulsion électrique, il faut donner à ce dernier une puissance électrique élevée, celle-ci fait augmenter l'enthalpie de l'ergol et par conséquent l'amélioration de ses performances. Les figures 4.3 et 4.4 représentent respectivement, les valeurs calculées et théoriques de l'impulsion spécifique et la densité I_{sp} des ergols dans un système à gaz froid. La comparaison montre qu'une bonne approximation a été obtenue.

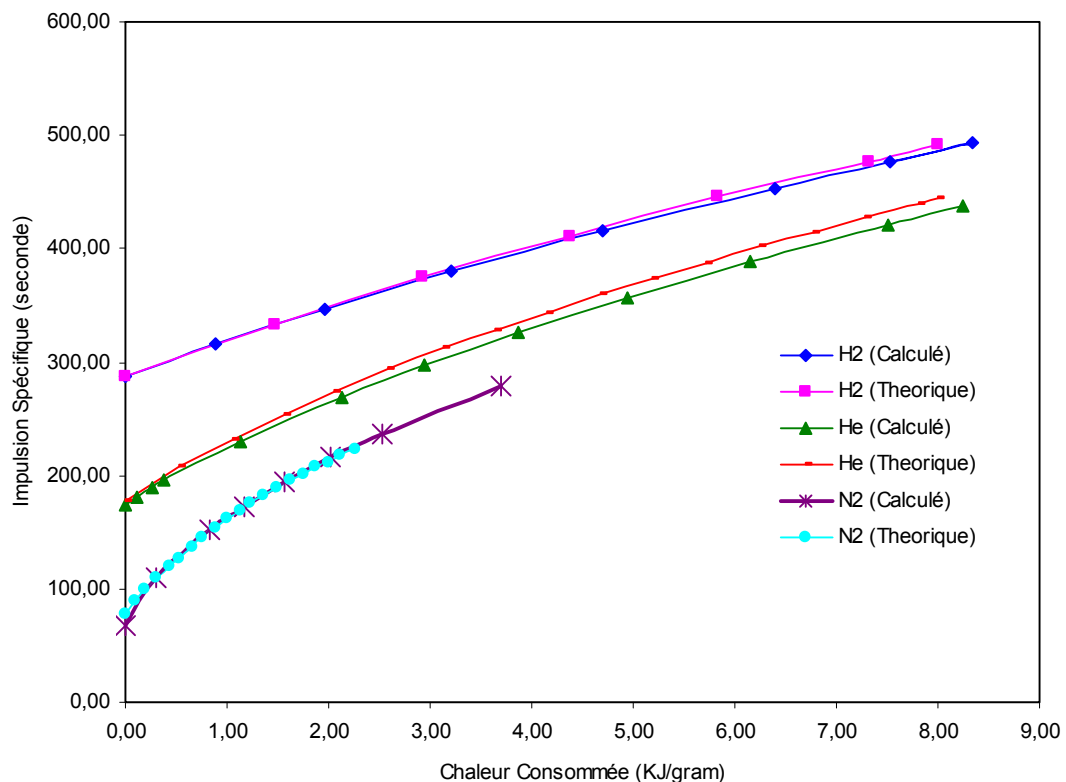


Figure 4.2 : L'évolution de l'impulsion spécifique avec la chaleur consommée pour H_2 (résultats numérique)

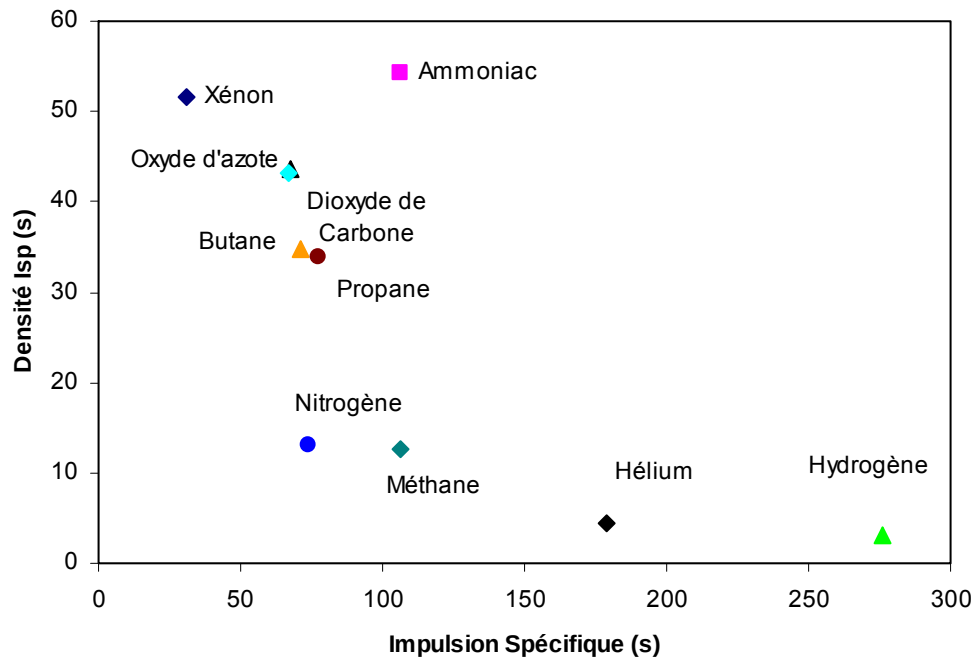


Figure 4.3 : Les valeurs calculées de l'impulsion spécifique et la densité I_{sp}

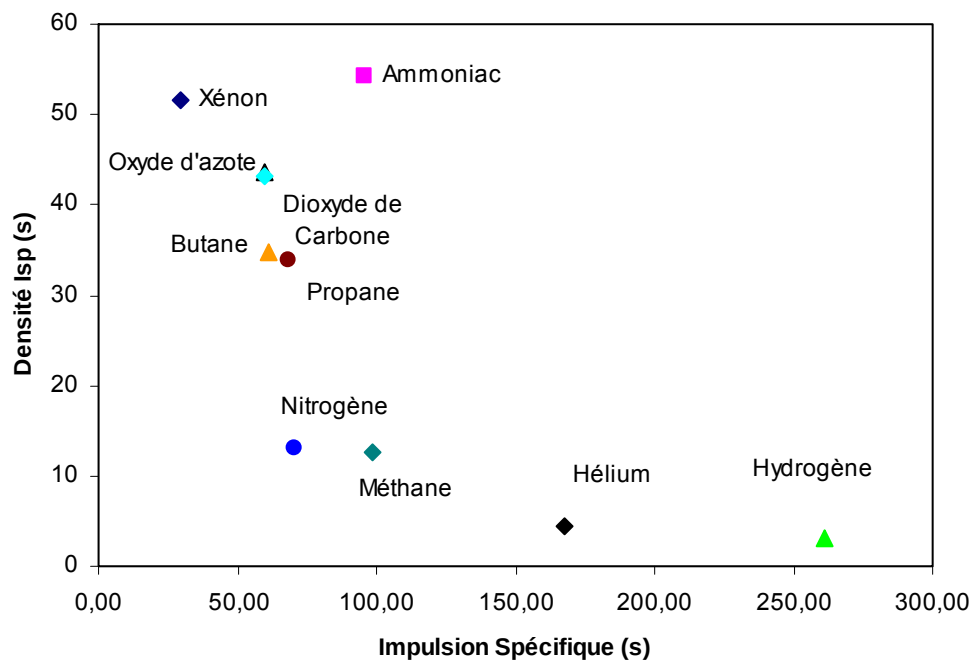


Figure 4.4 : Les valeurs théoriques de l'impulsion spécifique et la densité I_{sp}

4.5. Analyses et simulations

Le propulseur d'Alsat-1

ALSAT-1 est le premier satellite algérien. Pour garder ce satellite dans son orbite un système de propulsion a été utilisé. Ce système est un système à gaz froid qui utilise le butane liquide comme ergol. Le propulseur contient deux résistances de 15 watts en redondance pour assurer la vaporisation totale de l'ergol avant l'éjection à travers une tuyère convergente divergente. L'énergie électrique donnée au système améliore les performances du système afin de minimiser la consommation de l'ergol.

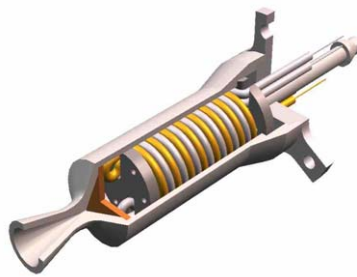


Figure 4.5 : Le Propulseur d'Alsat-1

Données géométriques :

Type :	électrique
Diamètre de la chambre de combustion (mm) :	8.00
Diamètre de col (mm) :	0.42
Rapport des sections de la tuyère :	208 : 1
Type de tuyère :	profilée

Données thermodynamiques :

Fluide:	Butane (C_4H_{10})
Pression ambiante :	$P_a = 0.001$ bar
Pression totale :	$P_0 = 2.00$ bar
Température dans le réservoir :	$T_0 = 300$ K
Puissance électrique :	15.00 watts

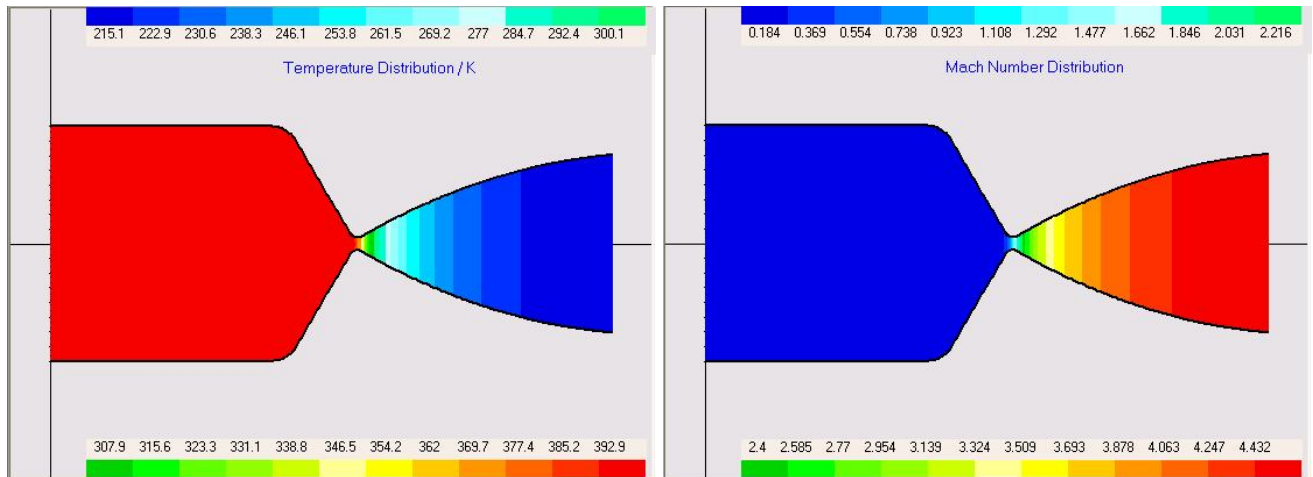


Figure 4.6 : La distribution de la température et le nombre de mach du propulseur d'Alsats-1

Les Caractéristiques

La poussée :	58.1	mN
Impulsion Spécifique :	80.968	seconds
Vitesse Caractéristique (C*) :	378.4	m/s
La température dans la chambre :	392.92	K
Débit massique :	0.73	g/s
Masse molaire :	58.124	g/mole
Le rapport des chaleurs spécifiques (γ) :	1.091	

4.6. Elaboration d'un logiciel de conception des propulseurs

Dans les phases de la définition et la conception d'un propulseur, le concepteur passe par plusieurs étapes de décision avant d'arriver à l'évaluation et le design final de celui-ci. Pour cela, un logiciel a été développé pour aider à la conception et à l'évaluation d'un propulseur chimique ou électrique avec les ergols les plus utilisés dans le spatial. Les programmes de ce code sont en FORTRAN avec une interface en Visual Basic.

4.6.1. Architecture générale

La figure 4.7 montre l'architecture générale de ce code.

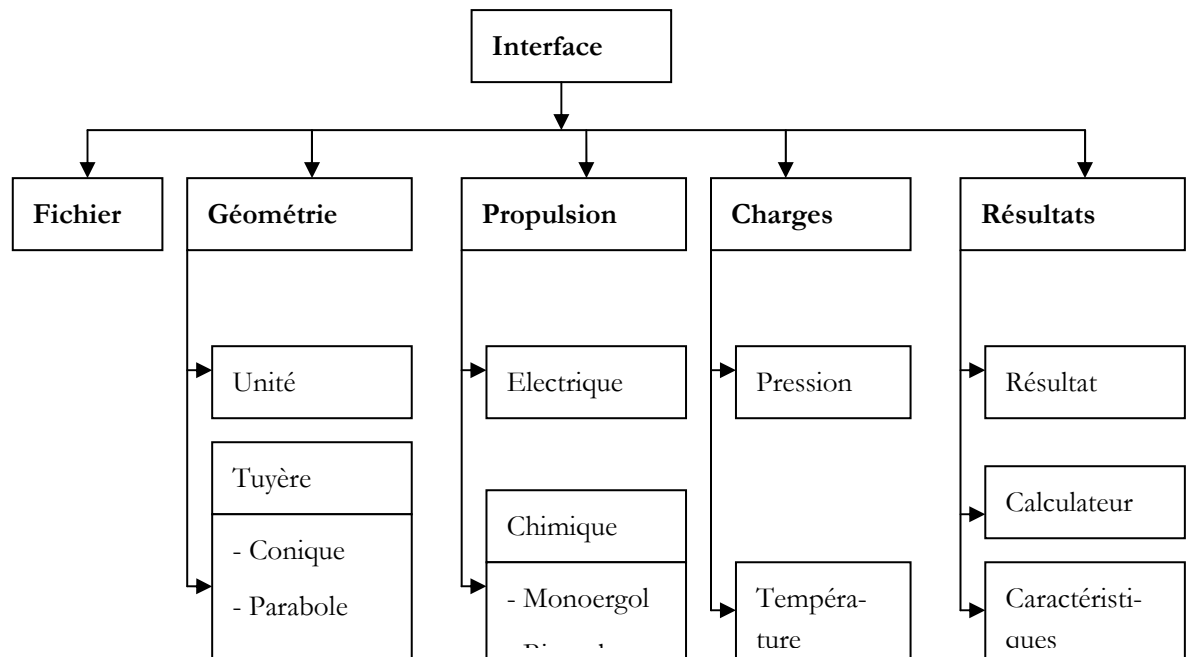


Figure 4.7 : L'architecture générale de code

La géométrie

Dans cette partie on définit la géométrie du propulseur, c'est-à-dire les dimensions de la tuyère et de la chambre de combustion et le type de la tuyère utilisée (voir Figure 4.8).

Figure 4.8 : Les éléments de l'interface

Propulsion

Ici, on fait la sélection sur le type du système et les ergols. Pour la propulsion chimique on a deux choix (monoergols et biergols). En cas de biergols, la température dans la chambre de combustion est obtenue si on a le rapport de la masse oxydant sur la masse carburant, par contre pour les monoergols il suffit de connaître le degré de décomposition de l'ergol, et ce dernier dépend du catalyseur utilisé. La propulsion électrique est caractérisée par sa puissance qui vaporise le liquide et augmente sa température.

Les charges (Loads)

Ceci pour définir les conditions aux limites d'un écoulement compressible en régime permanent. Dans notre étude les charges appliquées sur le fluide sont la pression et la température à l'entrée de la chambre de combustion et la pression ambiante.

Les résultats

Cette partie a pour but de faire l'exécution, la représentation des résultats et pour donner toutes les caractéristiques du système choisi.

4.6.2. Les sous programmes de calcul

4.6.2.1. L'écoulement dans une tuyère

Les hypothèses simplificatrices de l'écoulement dans une tuyère peuvent être résumées comme suit :

- Ecoulement unidimensionnel,
- Ecoulement stationnaire,
- L'écoulement sans chocs,
- Le fluide est supposé comme un gaz parfait,
- Le transfert de la chaleur est négligé,
- Les forces à distance sont négligées.

4.6.2.2. Les entrées et les sorties de logiciel développé

Les entrées:

- Le choix du type de système,
- Le choix des ergols et la pressurisation,
- Les conditions de stockage dans le réservoir (pression, température),
- Le dimensionnement de la tuyère et la chambre de combustion.

Les sorties:

- La vitesse à la sortie de la tuyère (V_e),
- La force de poussée (F),
- La vitesse caractéristique (C^*),
- Impulsion spécifique (I_{sp}),
- Température de combustion, décomposition et après préchauffage,
- Propriétés thermochimiques de gaz après combustion, décomposition et préchauffage,
- Distribution de nombre de Mach, vitesse, pression, température, densité le long du propulseur,
- Le mélange de combustion ou décomposition éjecté à travers la tuyère.

4.6.2.3. Sous programmes pour l'étude de quelques systèmes propulsifs

Ces sous programmes pour étudier les systèmes de propulsion chimique et électrique.

Les ergols

Six (06) combinaisons de combustion ont été étudiées :

- L'hydrogène (H_2) avec l'oxygène (O_2)
- Un hydrocarbure (C_nH_m) avec l'oxygène (O_2)
- Un hydrocarbure (C_nH_m) avec le peroxyde d'hydrogène (H_2O_2)
- L'hydrazine (N_2H_4) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4)
- Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4)
- Le Unsymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4)

Les monoergols

Trois cas de décomposition des monoergols ont été étudiés :

- La décomposition de l'hydrazine (N_2H_4)
- La décomposition de peroxyde d'hydrogène (H_2O_2)
- La décomposition de peroxyde d'azote (N_2O)

Propulsion électrique et à gaz froid

Quatorze (14) ergols ont été étudiés pour les propulseurs électriques et à gaz froid : Oxygène (O_2), Eau (H_2O), Nitrogène (N_2), Hydrogène (H_2), dioxyde de Carbone (CO_2), Hélium (He), Xénon (Xe), Méthane (CH_4), Ethane (C_2H_6), Propane (C_3H_8), Butane (C_4H_{10}), Hydrazine (N_2H_4), Ammoniac (NH_3), Oxyde d'Azote (N_2O).

4.7. Conclusion

Dans ce chapitre on a présenté l'étude des systèmes propulsifs électriques et à gaz froid avec les ergols les plus utilisés dans le spatial. Quatorze programmes ont été élaborés pour (14) fluides utilisés dans ce type de propulsion. Ces programmes calculent les propriétés thermodynamiques, la température et la phase de l'ergol avant et après l'échauffement électrique. Plusieurs résultats ont été obtenus et comparés avec des résultats existants. La comparaison montre une bonne précision dans le calcul. Un exemple d'analyse et simulation a été présenté dans ce chapitre, généralement, la propulsion électrique peut avoir une impulsion spécifique élevée mais ceci nécessite une puissance énorme (plusieurs kilowatts).

CHAPITRE 5

LA CONCEPTION ET TEST D'UN PETIT PROPULSEUR

5.1. Introduction

Ce chapitre présente un exemple de conception, réalisation et test d'un propulseur pour une mission satellitaire bien déterminée, ceci en utilisant le code développé dans le chapitre précédent et d'autres logiciels pour les dessins et l'étude structurale. Les étapes suivies sont :

- Les décisions de la conception (sélection de l'ergol, la pression et la poussée)
- Analyse thermochimique et analyse sur la tuyère
- Etude structurale et thermoélastique (en utilisant le logiciel NASTRAN/PATRAN)
- Les essais

5.2. La conception d'un propulseur

5.2.1. Peroxyde d'Hydrogène H_2O_2

Le peroxyde d'hydrogène a été découvert par Louis Jacques Thenard en premier lieu et a été annoncé à l'Académie de Paris des Sciences en juillet 1818. Thenard avait conduit la recherche dans les cellules voltaïques quand il avait découvert que le peroxyde du baryum avait réagi avec l'acide nitrique froid pour former ce qu'il avait appelé "l'eau oxygénée". Thenard a dépensé un effort considérable dans les essais de cette nouvelle substance. Il a cité des réactions avec 130 éléments, oxydes, sels, acides et bases.

Il a noté quelquefois que dans ces décompositions, l'action chimique est manquante évidemment; donc, c'est nécessaire d'attribuer ces actions à une cause physique; et comme ces actions sont indépendantes sur le chauffage, d'où il suit qu'ils sont dûs à l'électricité probablement. Ses réactions inexpliquées ont été expliquées plus tard par Berzelius en 1836, qui est le premier qui a décrit le processus des catalyseurs et les réactions catalytiques. Premièrement, le peroxyde d'hydrogène a été utilisé seulement pour enlever des couches de sulfure de peintures à l'huile et comme irritant de la peau pour des buts médicaux. Ensuite, le niveau industriel du peroxyde d'hydrogène (moins de 52% H_2O_2 en masse) a été trouvé utile dans plusieurs processus commerciaux, la synthèse des dérivés chimiques, fabrication de caoutchouc de la mousse, l'oxydation de teintures et le traitement de surface d'un métal. Le peroxyde d'hydrogène (60%) a été utilisé premièrement par les Allemands en 1934 pour des applications dans la propulsion des véhicules sous-marin. Ensuite, il a été utilisé pour faire fonctionner les turbo pompes. Après la guerre, le peroxyde d'hydrogène à des concentrations élevées a été utilisé dans la propulsion spatiale, comme un oxydant des systèmes biergols et comme un mono ergol [13].

Le peroxyde d'hydrogène est caractérisé par son instabilité pendant le stockage car il se décompose avec le temps, où les sources contemporaines citent la décomposition du stockage à plus de 1% par ans. Le peroxyde d'hydrogène est appelé aussi HTP 'High Test Peroxyde'. Le tableau 5.1 présente quelques caractéristiques importantes [13].

Tableau 5.1 : Les caractéristiques du peroxyde d'hydrogène (HTP)

Paramètre	La valeur
La densité (kg/m^3)	1388
La chaleur spécifique à 20°C ($kJ/kg.K$)	2.83
Viscosité à 20°C ($N.s/m^2$)	1.26×10^{-3}
La chaleur latente de fusion (kJ/kg)	367.64
le point d'ébullition à 1atm (°C)	136.6
Point de fusion (°C)	-17.9

En dépit de ses propriétés chimiques excellentes, les principaux inconvénients du peroxyde sont liés à sa stabilité. H_2O_2 se décompose par une réaction exothermique et donne H_2O (vapeur d'eau) et O_2 , et ceci en présence d'un catalyseur approprié ou avec le chauffage par une résistance électrique. Pratiquement, toutes les substances organiques sont des catalyseurs, donc toute contamination dans un réservoir de stockage peut amorcer la décomposition. Pratiquement, le H_2O_2 est injecté à travers le catalyseur, une petite chambre de décomposition est utilisée qui contient le catalyseur, il peut supporter la pression et la température de la décomposition. Dans la chambre de décomposition, le H_2O_2 se décompose chimiquement en un mélange d'un gaz chaud ($> 600\text{ }^\circ\text{C}$). Dans quelques cas, les produits de la décomposition sont combinés avec des combustibles liquides ou solides pour provoquer une réaction chimique.

Les produits de la décomposition peuvent aussi être étendus à travers une tuyère convergente divergente, ce qui construit un petit propulseur monoergol avec une impulsion spécifique (I_{sp}) de 170 secondes approximativement. Donc, l'utilisation du H_2O_2 donne un avantage additionnel pour les applications dans un satellite ou un vaisseau spatial, et il peut être utilisé aussi pour le contrôle d'attitude et les corrections orbitales.

5.2.2. Le choix du catalyseur

En chimie, un catalyseur est une substance qui augmente la vitesse de réaction; il participe à la réaction mais il fait partie ni des produits, ni des réactifs. Les catalyseurs sont nombreux dans la nature, et ils sont largement utilisés dans l'industrie et les laboratoires [11].

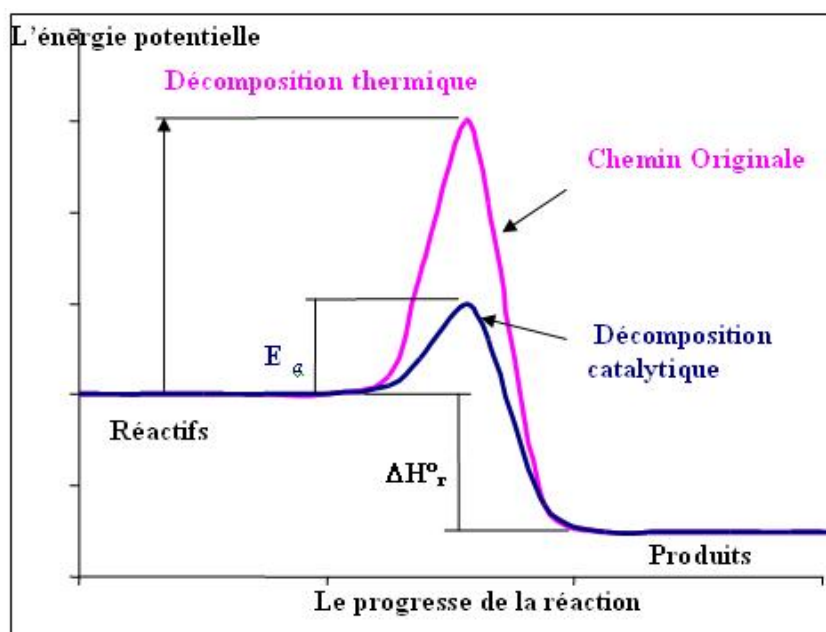


Figure 5.1 : La décomposition catalytique et thermique

Le catalyseur augmente la vitesse de réaction en introduisant de nouveaux chemins de réaction (mécanisme), et en abaissant l'énergie libre de Gibbs d'activation. Il est important de noter que le catalyseur ne modifie pas l'énergie libre de Gibbs total de la réaction qui est une fonction d'état du système et n'a donc aucun effet sur la constante d'équilibre. La figure 5.1 présente l'avantage de la décomposition catalytique par rapport à la décomposition thermique. C'est clair que dans le cas de la décomposition catalytique moins de chaleur est nécessaire pour la décomposition d'un fluide. En plus d'augmenter la vitesse de réaction, le choix d'un catalyseur peut reposer sur d'autres choix :

- La sélectivité : Un catalyseur sélectif va favoriser la production du produit désiré par rapport aux produits secondaires. Par exemple, quand on utilise l'argent métallique pour catalyser la réaction de formation de l'oxyde d'éthylène, à partir d'oxygène et d'éthylène, cette réaction est accompagnée par la formation plus favorable thermodynamiquement de CO_2 et H_2O . C'est pour cette raison qu'il est important de trouver un catalyseur favorisant le produit désiré.
- La durée de vie : une faible quantité de catalyseur doit pouvoir survivre à plusieurs cycles de réaction.

Le peroxyde d'hydrogène est décomposé par plusieurs substances [22, 33]. Le catalyseur de l'argent pur est considéré parmi les meilleurs catalyseurs

utilisés pour la décomposition de peroxyde d'hydrogène, car il donne une température plus de 600°C.



Figure 5.2 : Catalyseur en argent

5.2.3. La pression opérationnelle

Dans la sélection de la pression opérationnelle d'un système de propulsion monoergol, il y a une relation entre la pression du monoergol et la température de la décomposition puis les performances du système. L'augmentation de la pression induit une amélioration sur les performances, mais cette amélioration est très faible. Cependant, plus la pression est élevée, plus la chambre de combustion et les réservoirs de H_2O_2 doivent être massifs. Autrement dit, à des faibles pressions, le peroxyde d'hydrogène ne se décompose plus. Généralement, les systèmes de propulsion monoergol sont utilisés dans une marge de pression entre 5.5 et 22 bar, et ceci pour des raisons de simplicité, sécurité et de bon fonctionnement. Pour faire la conception, une pression moyenne de 11 bar a été choisie.

5.2.4. La force de poussée

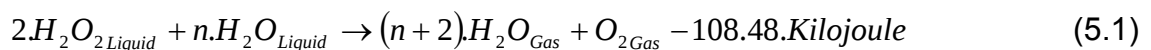
Généralement, les corrections d'orbites des petits satellites nécessitent de faibles forces de poussée afin d'effectuer des manœuvres avec une bonne précision, le niveau de poussée est généralement de quelque centaine de milli Newtons à quelques Newtons.

Souvent, les systèmes de propulsion monoergols qui ont été utilisés pour la correction orbitale, ont été conçus avec une force de poussée d'un newton. Le

choix d'une poussée faible permet de minimiser les dimensions de la chambre de décomposition catalytique et par suite les pertes d'énergie à travers ces parois. Pour cela, une poussée nominale de 1N a été choisie à une pression de 11bar. Au début de la mission, la pression du carburant est de 22 bar, et elle diminue jusqu'à 5.5 bar à la fin de vie du satellite, ce qui conduit d'une variation de la poussée de 2 N à 0.5 N environ.

5.2.5. Etude thermochimique

Le peroxyde d'hydrogène se trouve généralement avec un pourcentage de l'eau. Généralement les concentrations en masse de H_2O_2 sont entre 70% et 98%. Comme la décomposition catalytique du peroxyde d'hydrogène donne l'oxygène et le H_2O , l'équation chimique de la décomposition peut être écrite sous la forme [27] :



Avec 'n' le nombre de mole H_2O liquide.

Calcul de l'enthalpie des réactifs

L'enthalpie des réactifs (H_r) est calculée par :

$$H_r = x \cdot H^\circ_{(H_2O_2)} + y \cdot H^\circ_{(H_2O)} \quad (5.2)$$

Avec :

$H^\circ_{(H_2O_2)}$: représente l'enthalpie de formation molaire du H_2O_2 , ($H^\circ_{(H_2O_2)} = 54.24$ KJ /mole à 25 °C),

$H^\circ_{(H_2O)}$: représente l'enthalpie de formation molaire du H_2O , ($H^\circ_{(H_2O)} = 44.03$ KJ /mole à 25 °C).

Calcul de l'enthalpie des produits

L'enthalpie des produits (H_p) est calculée par :

$$H_p = (x+y) \cdot \int_{298}^{T_d} C_{p1}(T).dT + \frac{x}{2} \cdot \int_{298}^{T_d} C_{p2}(T).dT \quad (5.3)$$

Avec :

T_d : La température de décomposition (K),

$Cp_1 (T)$: La chaleur spécifique à une pression constante de H_2O (J/ mole. K),

$Cp_2 (T)$: La chaleur spécifique à une pression constante de O_2 (J/ mole. K).

D'après la formule ($H_r = H_p$), on peut déterminer numériquement la température de décomposition et le mélange des produits.

Pour H_2O_2 89% :

- La température de décomposition est de 1006.76 K,
- Le mélange des produits contient (71.15% H_2O et 28.85% O_2),
- La vitesse caractéristique ($C^* = 925.2$ m/sec),
- Le rapport des chaleurs spécifiques ($\gamma = 1.2925$),
- La masse molaire ($M = 22.048$ g / mole).

5.3. La conception des parties du propulseur

5.3.1. La chambre de décomposition catalytique

Dans cette partie on va déterminer la longueur et le diamètre du catalyseur de telle manière à obtenir une décomposition complète du peroxyde d'hydrogène, et aussi :

- La stabilité de la pression (ou de la poussée) et l'absence des oscillations,
- L'endurance : une longue durée de fonctionnement du catalyseur avec une faible dégradation des performances,
- Rapidité : le temps de décomposition doit être de l'ordre de quelques millisecondes,
- L'aptitude au fonctionnement par impulsions sans dégradation trop importante des performances,
- Minimiser la diminution de la pression entre l'entrée et la sortie du catalyseur.

La figure 5.3 représente un écoulement à travers un catalyseur de section droite (A) [30].

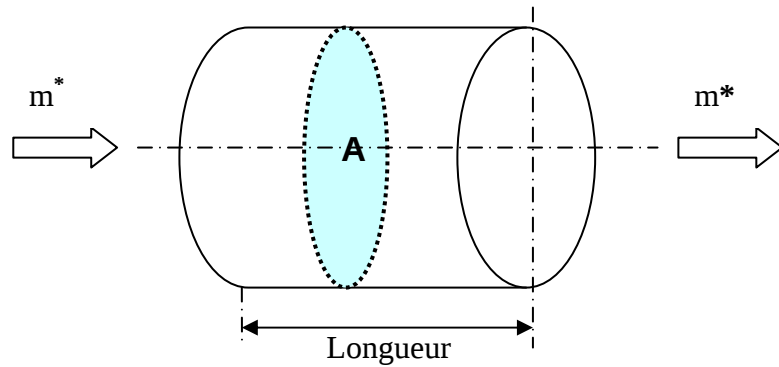


Figure 5.3 : La géométrie du lit catalytique

Le facteur de charge est un paramètre très important dans la conception de l'enveloppe du catalyseur. On définit le facteur de charge (LF) comme la quantité de H_2O_2 traversant la surface frontale du lit catalytique dans une unité de temps :

$$LF = \frac{m^*}{A} \quad (5.4)$$

Avec :

LF : facteur de charge (kg/s/m^2),

m^* : le débit massique de H_2O_2 (kg/s),

A : la section droite de l'enveloppe du catalyseur (m^2).

Pour le H_2O_2 , le facteur de charge est entre 60 et 235 kg/s/m^2 . La température de décomposition élevée correspond à des valeurs du facteur de charge élevées. L'utilité de ce paramètre a pour but de déterminer la géométrie du catalyseur. Le tableau 5.2 donne quelques résultats expérimentaux de la décomposition de H_2O_2 avec un catalyseur composé de plusieurs disques d'argent Ag [31].

Tableau 5.2 : Les données expérimentales de la décomposition de H_2O_2 avec un catalyseur d'argent (Ag).

Longueur (mm)	Nombre des disques de Ag	Pression Bar	Température (C)	Temps Second	Débit massique (g/sec)	LF Kg/ s /m ²
10	50	8.5	536	3.7	4.4	34.73
10	50	23.8	587	4.0	9.8	77.36
20	100	3.1	478	14.6	1.3	10.26
20	100	8.9	562	4.7	3.1	24.47
20	100	20.5	579	3.1	5.1	40.26
20	100	25.9	613	1.9	8.4	66.31
10	60	4.38	511	9.5	1.4	11.05
10	60	5.487	578	4.7	2.2	17.37
10	60	10.1	615	2.5	4.0	31.58
10	60	14.17	622	2.0	6.0	47.37
10	60	21.8	628	1.2	10.0	78.94

A partir de ces résultats, c'est clair que 10mm de longueur du catalyseur est suffisante pour la décomposition complète du H_2O_2 avec 60 disques d'argent. Dans ce cas, le temps pour atteindre le régime permanent est réduit (1.2 seconds). L'amélioration des performances de l'enveloppe du catalyseur est obtenue par minimisation des pertes de chaleur par radiation à travers sa surface, donc il est avantageux d'utiliser une enveloppe avec des petites surfaces (réduire le diamètre et la longueur de l'enveloppe). Ainsi, le catalyseur qui a été testé à un débit massique de 10 g / s, et une surface de 127 mm², le facteur de charge de bon fonctionnement du catalyseur est de 78.94 kg/ s /m².

Théoriquement, on peut soutenir cette géométrie pour d'autres configurations d'écoulement. Le propulseur d'un newton de poussée nécessite un débit massique de 0.68 g / s, si on considère une impulsion spécifique de 150 seconds. De fait, pour garder le même facteur de charge que pour celui de l'écoulement de 10 m/s, l'enveloppe du catalyseur doit être de 8.636 mm² de

surface, ce qui amène à un diamètre d'enveloppe de 3.3 mm. La construction d'un catalyseur de 3.3 mm est très difficile, pour cela un diamètre de 10 mm a été choisi, car il représente le diamètre minimum d'un catalyseur d'argent pur qu'on peut construire sans dégradation.

5.3.2. La tuyère

La tuyère est considérée comme une partie très importante dans la conception d'un système de propulsion. Elle est choisie de telle façon pour être :

- Moins chère
- Simple dans la fabrication
- Simple dans l'intégration dans le système totale

Pour assurer un bon dimensionnement de la tuyère, des résultats de la variation de la poussée, de l'impulsion spécifique et du diamètre de sortie de la tuyère en fonction du rapport des sections (A_s/A_c) ont été calculés et représentés sous une pression de 11 bar et des températures de décomposition de 550, 600, 650 et 700 °C (voir les figures 5.4, 5.5 et 5.6).

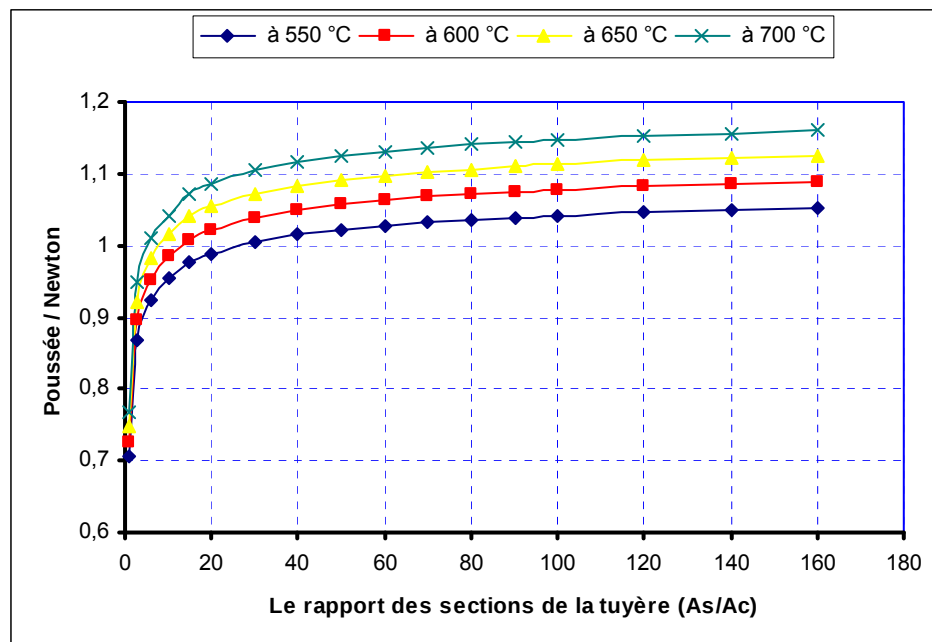


Figure 5.4 : La variation de la poussée avec le rapport (A_s/A_c)

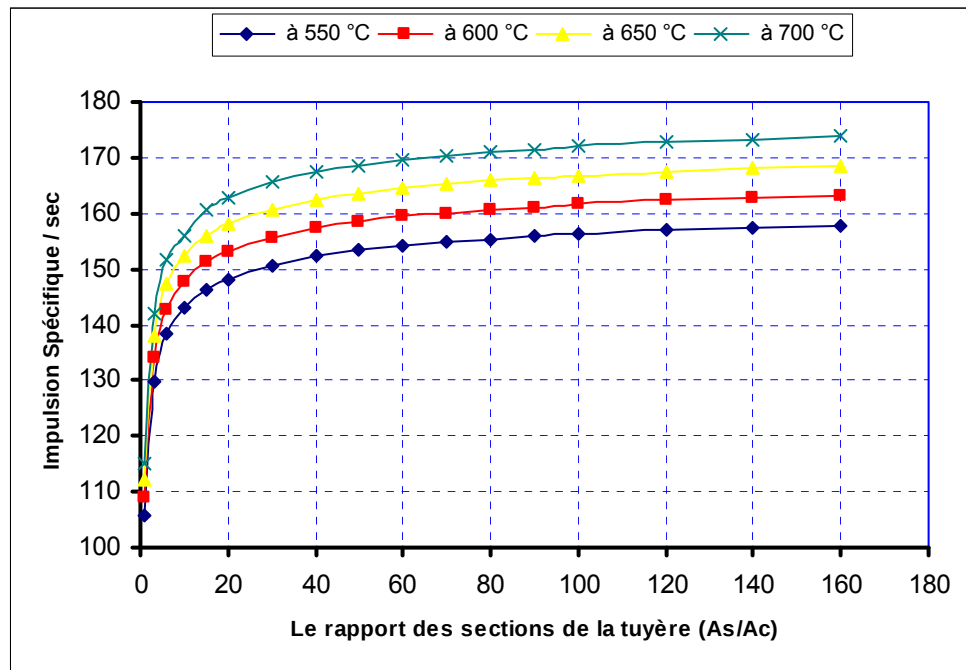


Figure 5.5 : La variation de l'impulsion spécifique avec le rapport (As/Ac)

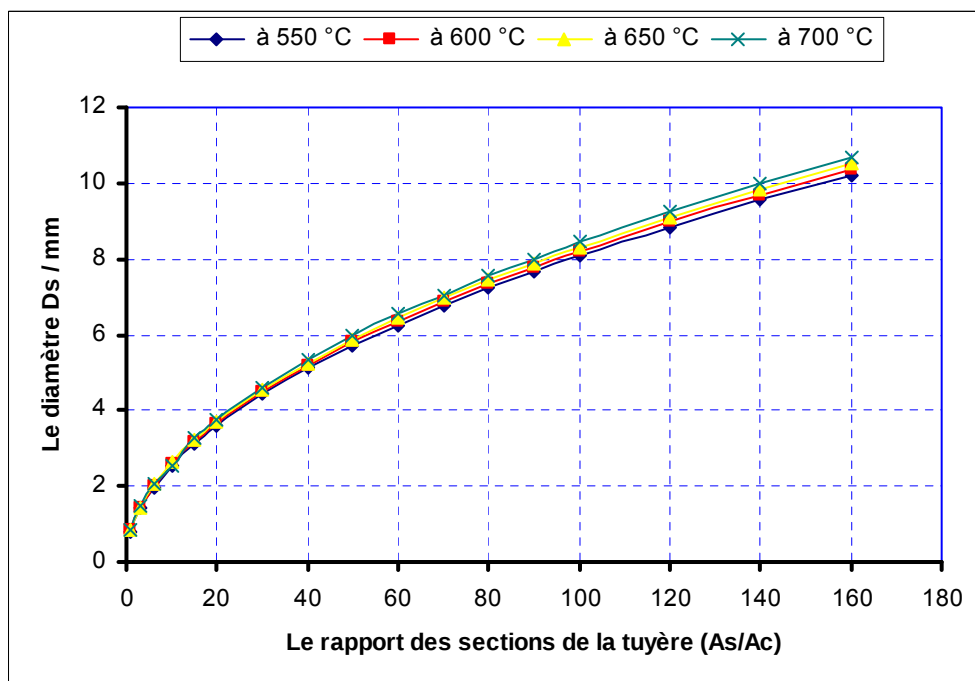


Figure 5.6 : La variation de diamètre de sortie de la tuyère avec le rapport (As/Ac)

D'après ces résultats, les paramètres suivants ont été choisis :

Tuyère type : profilée

Le diamètre de col : 0.8 mm

Le diamètre à la sortie : 8 mm

Le rapport (As/Ac) : 100 : 1

On peut utiliser le logiciel de conception des propulseurs développés dans les chapitres précédents pour étudier l'écoulement et déterminer les performances de notre monoergol.

Données thermodynamiques :

Fluide: Peroxyde d'hydrogène (H_2O_2)
 Pression ambiante : $P_a = 0.001$ bar
 Pression totale : $P_0 = 11.0$ bar
 Température dans le réservoir : $T_0 = 300$ K

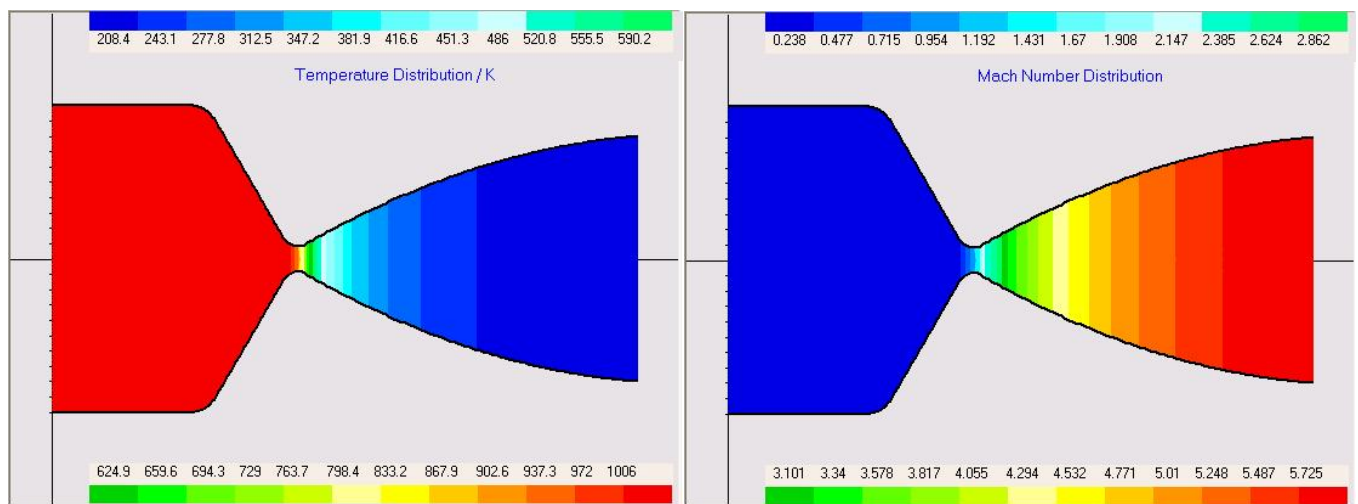


Figure 5.7 : La distribution de la température et le nombre de mach d'un newton H_2O_2 monoergol

Les Caractéristiques

La poussée :	1.0125	N
Impulsion Spécifique :	172.743	seconds
Vitesse Caractéristique (C^*) :	925	m/s
La température dans la chambre :	1006.76	K
Débit massique :	0.598	g/s
Masse molaire :	22.048	g/mole
Composition :	71.15263 % H_2O	
	28.84737 % O_2	
Le rapport des chaleurs spécifiques (γ) :	1.2925	

5.3.3. Matériaux

Le choix des matériaux se fera selon des critères de légèreté, rigidité, risque de criques, prix, etc. Généralement il existe quelques matériaux qui peuvent être utilisés dans un système de propulsion, comme l'aluminium, le magnésium, les matériaux composites et les aciers inoxydables. Les alliages d'aluminium sont les plus utilisés pour la réalisation des structures des lanceurs et des missiles. Ils ne sont pas les mieux placés du point de vue de l'efficacité structurales et de leur basse température de fusion qui est entre 470- 660 °C, mais leur prix relativement bas, leur disponibilité et leur facilité de mise en œuvre les placent finalement en tête.

Les alliages de magnésium sont légers, mais ont une résistance mécanique limitée qui chute rapidement avec la température. Ils sont de ce fait assez peu utilisés. Les matériaux composites présentent une très bonne efficacité structurale en traction, ce qui explique l'utilisation des composites pour la réalisation des enveloppes bobinées de propulseurs à poudre qui travaillent essentiellement en traction. Ils présentent aussi des caractéristiques élevées de rigidité et de résistance, mais à cause du prix élevé des matériaux composites, on les a négligé dans notre sélection. Les alliages de titane (TA6V) présentent généralement une bonne efficacité structurale et peuvent être utilisés pour la réalisation de réservoir classiques ou cryogéniques. Le prix élevé du titane explique son utilisation limitée.

L'acier inoxydable est utilisé généralement pour les enveloppes de propulseurs à poudre. Ce matériau est disponible, facile à usiner et de prix bas. Leur densité élevée (8000 kg /m³) présente un inconvénient dans son utilisation, et comme notre propulseur a de petites dimensions, l'acier inoxydable a été choisi comme étant le matériau de notre chambre de décomposition catalytique et de notre tuyère. La figure 5.8 et 5.9 montrent le modèle CAD (SOLID EDGE) de notre propulseur, ce modèle peut être aussi exploité par les outils de modélisation par éléments finis.

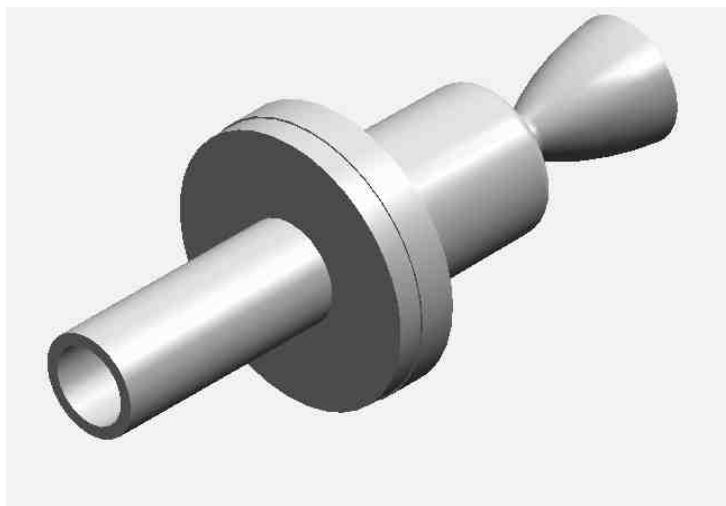


Figure 5.8 : Modèle Solid Edge de H₂O₂ monoergol

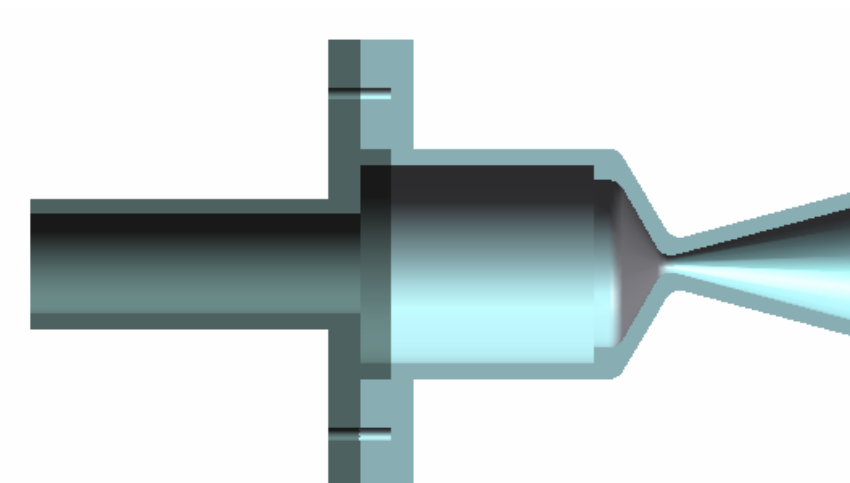


Figure 5.9 : Modèle Solid Edge de monoergol (vue interne)

5.3.4. Analyse structurale et thermo élastique

Afin de faire les analyses structurale et thermoélastique, le logiciel PATRAN/NASTRAN a été utilisé. La figure 5.10 représente le modèle par éléments finis.

Pour qualifier la structure de notre propulseur à monoergol on applique une pression quatre fois la pression opérationnelle c'est-à-dire 88 bar (8.8 N/

mm²). Lors de l'étude thermoélastique on applique une température de 1000 K. La structure a été fixée à une extrémité (opposée au jet) par six vis de diamètre 1mm.

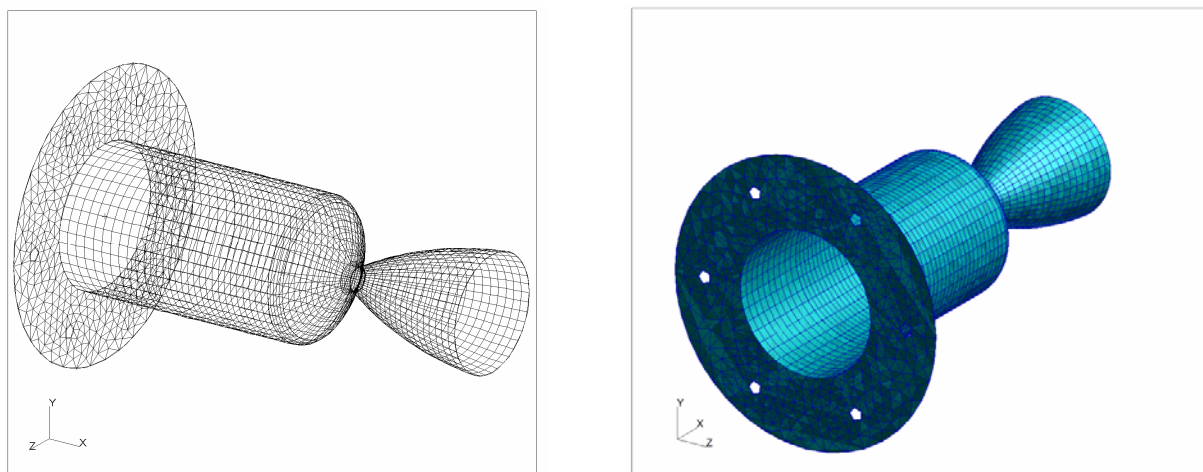


Figure 5.10 : Modèle élément fini (72 × 40 éléments)

Une analyse par éléments finis commence par la définition des propriétés des matériaux utilisés et de la géométrie du propulseur ainsi que les chargements appliqués sur notre modèle. Le type d'approximation ou d'éléments choisi dans notre étude c'est porté sur le QUAD 4 qui est justifier comme étant largement suffisant pour un chargement de température et de pression sur une géométrie relativement simple du propulseur. Le maillage est comme présenté dans la figure 5.10, il est constitué de 72 × 42 éléments avec un resserrement au niveau du col où il existe un fort gradient de contrainte d'où la nécessité de disposer d'un nombre d'éléments suffisamment important pour prédire la distribution des contraintes. La zone de fixation est modélisée par des éléments triangulaires TRIAN 3 pour épouser au mieux le disque de fixation ces six trous.

Les analyses montrent que la contrainte maximale se trouve sur le convergent de la tuyère (voir la figure 5.11) où sa valeur est approximativement égale à 95 MPa, mais ceci reste faible devant la contrainte à la rupture de l'acier inoxydable qui est 280 MPa. Dans la chambre de combustion la contrainte est de ~ 48 Mpa. On a analysé aussi les déformations sous l'effet d'une :

- o En appliquant une température de 1000 K (figure 5.12),
- o En appliquant une pression de 88 bars (figure 5.13),

- o En appliquant une pression (88 bars) et une température (1000 K) en même temps (figure 5.14).

On remarque que la pression induit une déformation par compression sur le propulseur, mais ceci reste très faible devant la déformation thermoélastique.

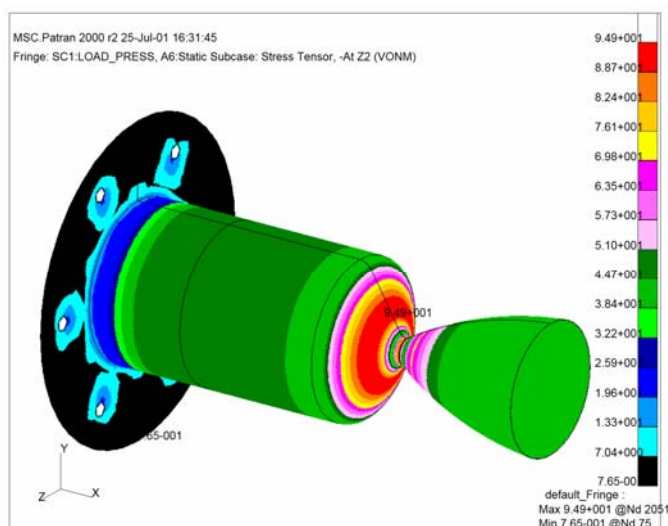


Figure 5.11 : La répartition des contraintes

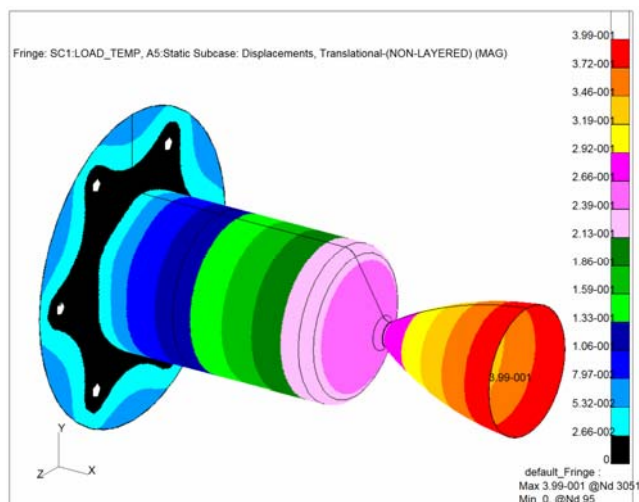


Figure 5.12 : Analyse thermoélastique (la déformation totale)

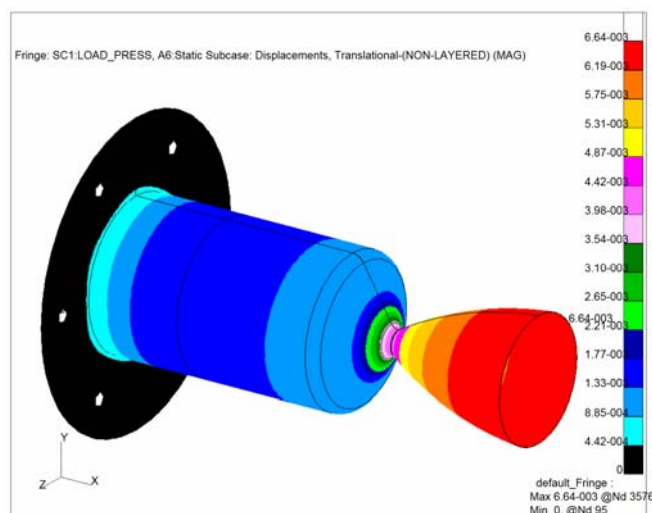


Figure 5.13 : Déformation par une pression de 88 bars

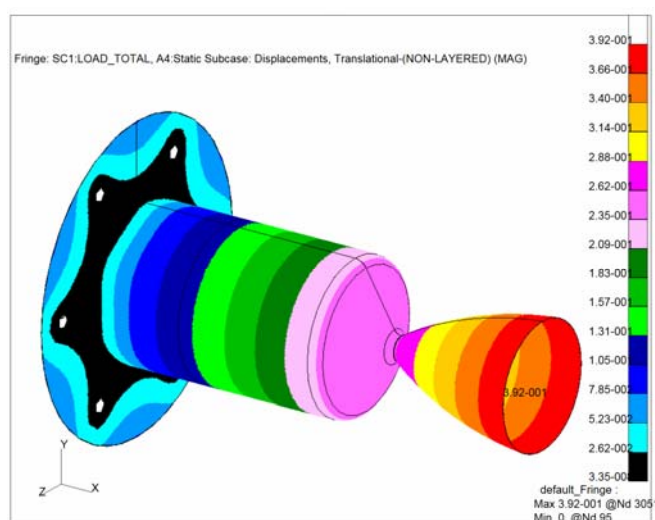


Figure 5.14 : Déformation par une pression de 88 bars et une température de 1000 K

5.4.Essais

Un modèle d'engineering du propulseur a été réalisé (voir la figure 5.15 et 5.16) et testé sous des conditions atmosphérique (pression atmosphérique), ce modèle a été soumis à plusieurs tests pour déterminer les conditions de bon fonctionnement. Plusieurs densités du catalyseur ont été utilisées dans ces tests à des différentes pressions. Pour réduire les pertes de chaleur par convection, le propulseur a été couvert par un isolateur. La figure 5.17 présente le test set-up, donc, en amont de la tuyère un capteur de pression et un thermocouple ont été placés pour mesurer la pression et la température dans la chambre de

combustion, respectivement. De plus, un débit mètre a été utilisé en amont de la chambre de combustion et deux capteurs de pression pour le control de toutes les conditions à l'entrée du propulseur.

Le réservoir a été rempli et pressurisé en utilisant la vanne V3. Avant le démarrage des manœuvres, le catalyseur a été préchauffé à une température de 100°C , cette température est indiquée par T2, dans le modèle de vol le préchauffage se fait par une résistance électrique de 5 watts localisée autour du catalyseur.



Figure 5.15 : Modèle d'engineering du propulseur monoergol



Figure 5.16 : Modèle d'engineering du propulseur

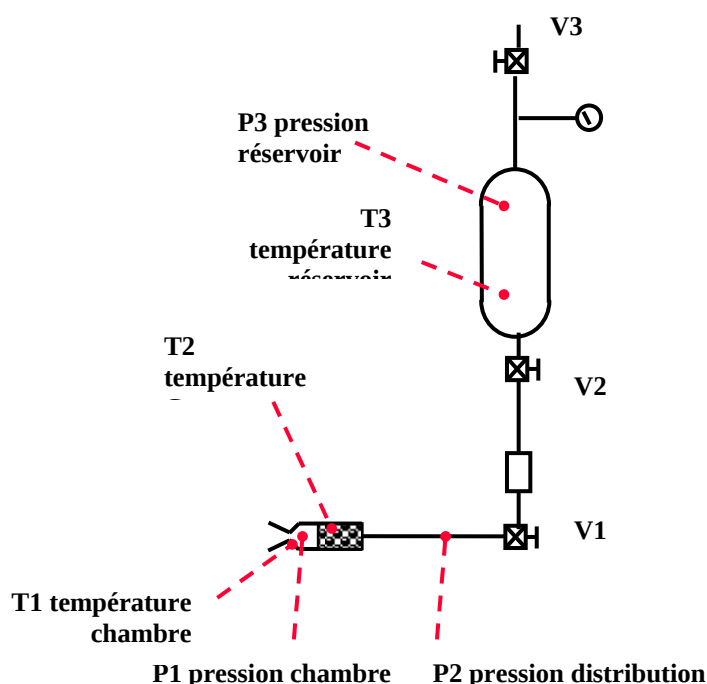


Figure 5.17: Schema de test set-up

Plusieurs manœuvres ont été effectués sur le propulseur, quelques résultats ont été choisis et présentés dans cette section. L'objectif de ces tests est d'évaluer notre conception et proposer des améliorations éventuelles pour les futurs développements. La figure 5.18 montre les résultats pour 65 disques en argent à une pression de réservoir de 10 bar, la température de décomposition atteinte est 545°C. Néanmoins, des perturbations ont été observées sur le débit massique et la pression de l'ergol produisant une instabilité de la force de poussée. L'augmentation de nombre des disques à 75 donne une bonne décomposition et une bonne stabilisation de débit massique, la température mesurée en régime permanent est 590 °C (figure 5.19). En augmentant le nombre des disques à 100 (Figure 5.20), les résultats montrent que la densité élevée du catalyseur donne une excellente stabilisation pour l'écoulement, néanmoins, l'inconvénient majeur est la perte de pression (Delta P entre la pression à l'entrée et la pression dans la chambre de combustion). La température mesurée en régime permanent est 610°C et le débit massique moyen est 0.8 g/sec, en utilisant ces résultats,

l'impulsion spécifique calculée est 170 secondes (voir Figure 5.21), celle-ci est en accord avec la spécification prise comme objective ($I_{sp} > 150$ sec) pour la conception de ce propulseur. La force de poussée calculée dans le vide est 1.4 Newton à 17 bars, celle-ci est inférieure à 20 % par rapport la spécification de poussée. Réellement, pour la correction orbitale des microsatellites, un faible niveau de poussée peut être compensé par l'augmentation de la durée d'une manœuvre pour atteindre l'orbite désirée, ou bien, durant la conception, le niveau de poussée élevé peut être obtenu par l'augmentation de la pression de stockage de l'ergol.

Tous les essais effectués sur ce modèle monoergol avec l'utilisation des différentes densités du catalyseur, montrent que le catalyseur en argent est parmi les meilleurs catalyseurs pour la décomposition de peroxyde d'hydrogène. En addition aux paramètres expliqués précédemment, autres paramètres doivent être pris en considération pendant la conception, comme la densité minimale et nécessaire pour la décomposition complète de peroxyde d'hydrogène sans perte de pression (ΔP). Donc, une densité de 100 disques en argent a été sélectionnée pour le modèle de vol grâce à sa température de décomposition (plus de 610 °C) avec un ΔP acceptable (~ 3 bars).

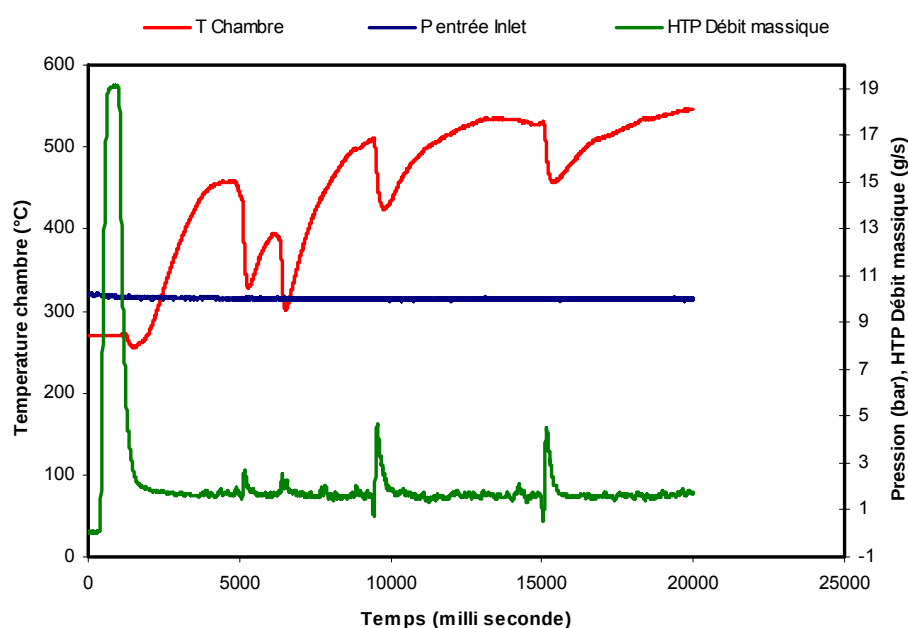


Figure 5.18: Résultats pour 65 disques

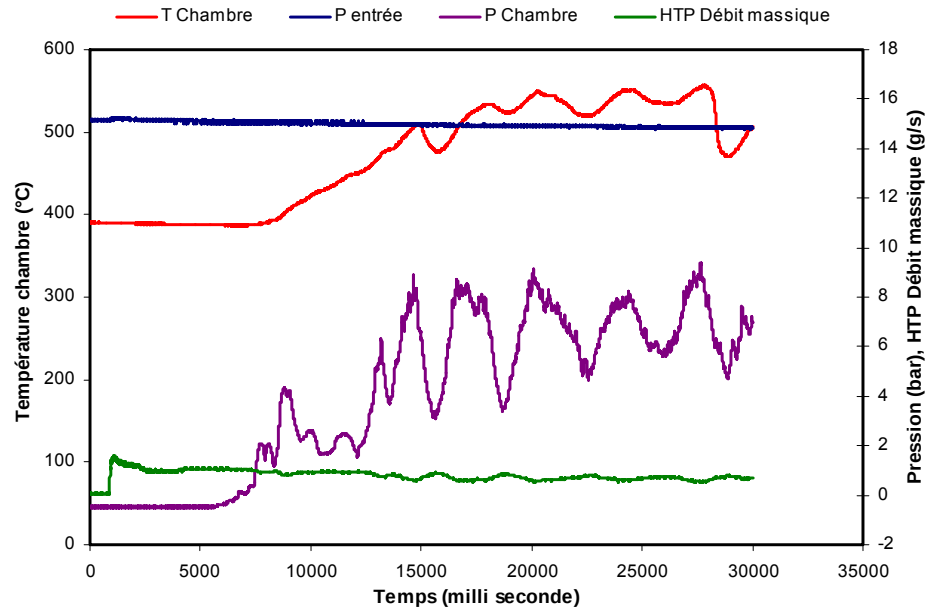


Figure 5.19 : Résultats pour 75 disques

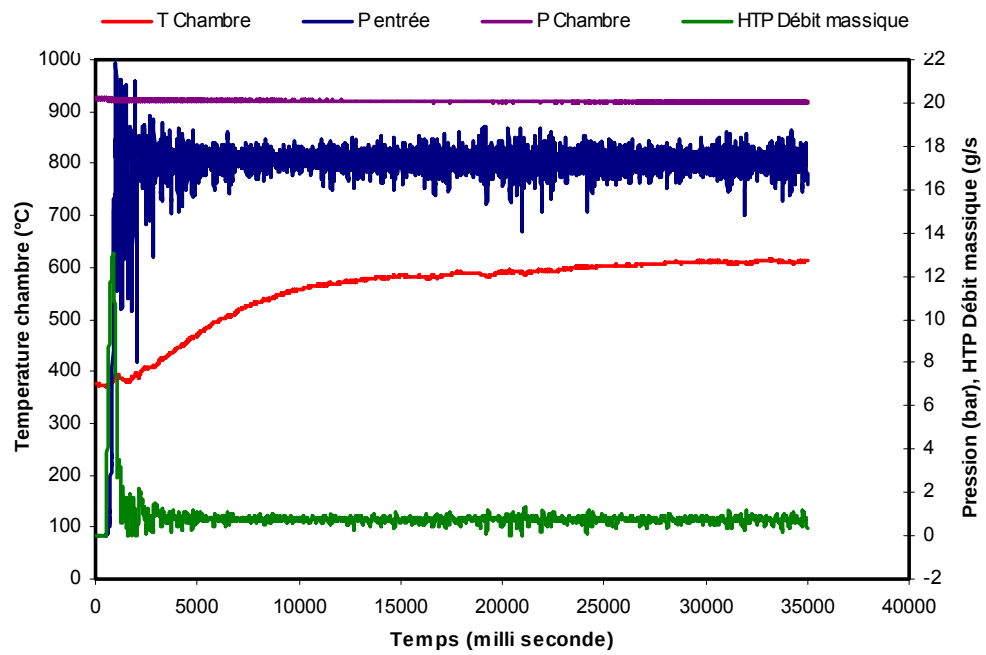


Figure 5.20 : Résultats pour 100 disques

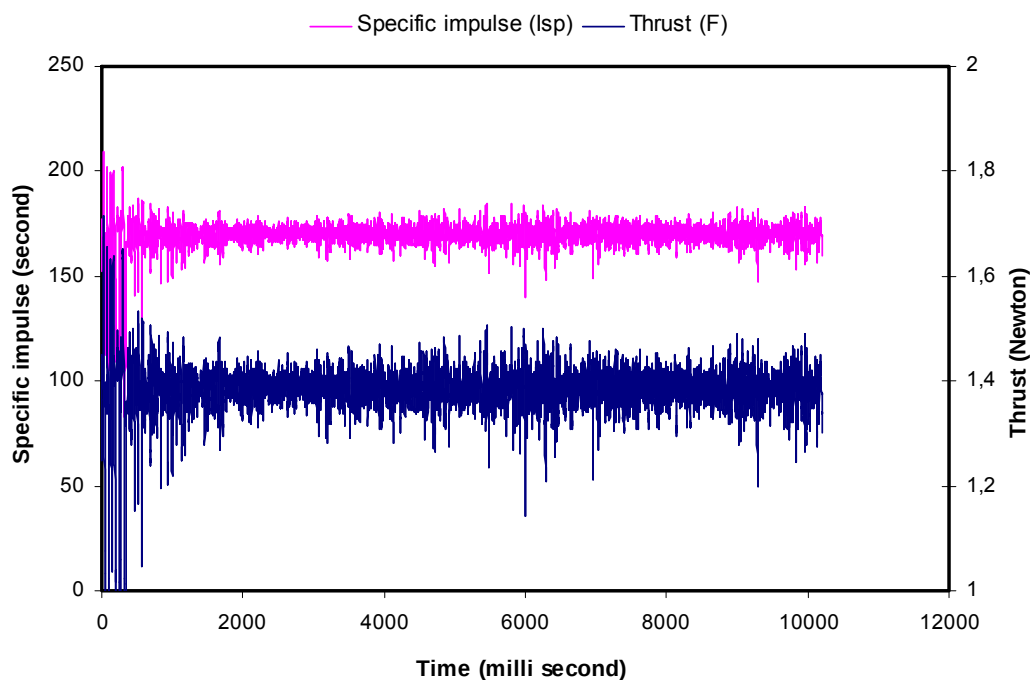


Figure 5.21: Impulsion Spécifique & Force de poussée

5.5. Conclusion

Cette partie présente la conception, fabrication et test d'un propulseur monoergol. Les essais ont été effectués au centre spatial de Surrey en Angleterre. Ce travail est parmi les études et recherches pour le développement d'un nouveau système de propulsion pour les futures missions satellitaire en utilisant des ergols non toxique. Cette conception basée sur le peroxyde d'hydrogène comme ergol et des catalyseurs en argent. Un modèle d'inginneering a été réalisé et testé sous des conditions atmosphériques. Des essais avec des différentes densités des catalyseurs ont été présentés dans ce travail. Il a été prouvé que le monoergol de peroxyde d'hydrogène donne des bonnes performances (impulsion spécifique de 170 secondes), ergol non dangereux et stockage avec une densité très élevé. Pour ces raisons, le peroxyde d'hydrogène est un ergol très important et peut remplacer les monoergols actuels qui sont très toxiques.

CONCLUSION

Le propulseur est la partie la plus importante dans un système propulsif. Ce système comporte aussi les réservoirs, les vannes de remplissage et vidage, les vannes pour l'ouverture et de fermeture de système, la tuyauterie, les filtres, ...etc. La majorité de ces derniers équipements est fabriquée par des sociétés spécialisées et qualifiées pour la production des pièces employées dans le domaine spatial. Le présent travail est consacré au développement d'un logiciel pour la conception des propulseurs, ce dernier a été utilisé pour illustrer la conception d'un petit propulseur. Ce mémoire est composé de cinq parties.

La première partie a été consacrée à la présentation de la propulsion spatiale avec ses différentes applications comme le lancement, la mise à poste, le maintien d'orbite et le contrôle d'attitude. Par la suite, les principaux types de systèmes propulsifs ont été définis, parcourant leurs principes de fonctionnement, leurs performances, leurs avantages ainsi que leurs inconvénients.

A l'aide du logiciel développé, le concepteur passe par quatre étapes afin d'évaluer le propulseur choisi. La première étape est la définition de la géométrie, c'est-à-dire les dimensions des différentes parties du propulseur et le type de tuyère utilisée. La deuxième étape définit le choix du type de système propulsif, les ergols, la puissance électrique pour la propulsion électrique, le degré de décomposition pour les monoergols et le rapport stoechiométrique pour les biergols. Dans la troisième étape on donne la température et la pression de stockage des ergols ainsi que la pression ambiante. Pratiquement, les ergols sont stockés à une température de 300 K et une pression de quelques bars jusqu'à une centaine de bars. Concernant la pression ambiante, elle est proche du zéro dans l'espace et d'un bar dans l'atmosphère. Dans le cas où ce propulseur est testé dans une chambre à vide, la pression ambiante peut varier entre 0.001 et 0.01

bars. La dernière étape est la présentation des résultats tels que la répartition du nombre de mach, la vitesse, la température, la pression et la densité d'un écoulement unidimensionnel en régime permanent, adiabatique, des fluides considérés comme étant parfait et non visqueux. Ces hypothèses de l'écoulement sont suffisantes pour évaluer un tel système propulsif. Dans cette étape on présente aussi les résultats caractérisant notre conception comme l'impulsion spécifique, la force de poussée, la température dans la chambre de combustion, la vitesse caractéristique, la masse molaire ainsi que le rapport des chaleurs spécifiques. Ayant pour but de déterminer ces paramètres de gaz, après une combustion, une décomposition ou un chauffage par une puissance électrique, cinq réactions chimiques de combustion, trois réactions de décomposition et quatorze fluides chauffés par une puissance électrique donnée, ont été étudiés respectivement pour les biergols, les monoergols et la propulsion électrique.

À partir des réactions de combustion, on a extrait des systèmes d'équations non linéaires qui ont été résolus par la méthode de Lieberstein. Concernant les monoergols et la propulsion électrique, on a utilisé respectivement la méthode de Dichotomie et la méthode itérative pour résoudre respectivement les équations régissant les phénomènes de décomposition et d'addition d'énergie par l'effet de chauffage. Pour des raisons de besoins de certaine propriétés thermodynamique des ergols à une marge de température élevée, une recherche a été effectuée sur ces propriétés qui sont, la chaleur spécifique à pression constante, la chaleur latente de vaporisation, la courbe de changement de phase (liquide- gaz) reliant la température avec la pression de saturation et l'enthalpie de formation.

Pour chaque type de propulsion étudié, des résultats ont été obtenus et comparés avec ceux obtenus par d'autres codes de calcul ou se trouvant dans la littérature. On constate que les méthodes numériques utilisées donnent des résultats avec une bonne précision. Les résultats présentés montrent que l'utilisation des biergols donne des performances meilleurs que celles des monoergols, ceci s'explique par le fait que l'enthalpie des réactions de combustion est plus élevée que l'enthalpie des réactions de décomposition. Théoriquement, la propulsion électrique présente le cas optimal en terme de performance, mais au prix d'une consommation électrique importante (plusieurs kilowatts). En pratique,

les performances sont faibles comparativement à la propulsion chimique, étant donnée que ce type de système est employé sur des satellites disposant d'une puissance très limitée.

Tous les ergols choisis dans ce travail, font l'objet soit d'applications pratique dans le domaine spatial depuis plusieurs années, soit de recherches récentes afin d'être exploités dans les futures missions, ces nouveaux ergols sont caractérisés par une moindre toxicité et de bonnes conditions de stockage. Les bi-ergols sont embarqués généralement dans les lanceurs ou les satellites. Les lanceurs sont souvent équipés d'hydrogène comme carburant et d'oxygène comme comburant. On trouve aussi la combinaison kérosène/oxygène dans les étages de la fusée russe SOYOUZ, par contre on trouve la combinaison MMH/ N_2O_4 sur ARIANE-5 et la plupart des moteurs d'apogée des satellites de télécommunication et les missions interplanétaires. Cependant, sur BLACKARROW, le lanceur anglais, le kérosène est combiné avec le H_2O_2 . Néanmoins, avant d'être remplacé par le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) pour des raisons thermiques et de toxicité dans la combinaison (N_2H_4/N_2O_4), l'hydrazine (N_2H_4) a été utilisé sur les premiers lanceurs.

Concernant les monoergols, l'hydrazine est actuellement le seul monoergol utilisé, soit pour le contrôle d'orbite et le contrôle d'attitude des satellites, soit pour le pilotage des lanceurs, mais ce dernier est très toxique. Aujourd'hui, le peroxyde d'hydrogène et le peroxyde d'azote sont de nouveaux ergols prometteurs; des recherches récentes sur les catalyseurs permettent d'améliorer les performances de ces derniers afin de remplacer, dans un futur proche, l'hydrazine. La propulsion électrique est limitée par sa faible performance et son grand besoin de puissance, malgré cela et grâce à sa simplicité, elle reste utilisée dans les faibles corrections orbitales et d'attitudes.

Dans la cinquième partie, on a présenté la conception et test d'un propulseur pour la correction orbitale. Ce travail est parmi les études et recherches pour le développement d'un nouveau système de propulsion pour les futures missions satellitaires en utilisant des ergols non toxiques. Cette conception basée sur le peroxyde d'hydrogène comme ergol et des catalyseurs en argent. Un

modèle d'ingéniering a été réalisé et testé sous des conditions atmosphériques. Des essais avec des différentes densités des catalyseurs ont été présentés dans ce travail. Il a été prouvé que le monoergol de peroxyde d'hydrogène donne des bonnes performances (impulsion spécifique de 170 secondes).

Enfin, espérons que ce modeste travail puisse servir de base pour des développements ultérieurs progressifs des systèmes propulsifs utilisés dans le domaine spatial.

APPENDICE A

LISTE DES SYMBOLES ET DES ABREVIATIONS

a_0	: La vitesse du son (m/sec)
A	: Demi grand axe de l'ellipse (Km)
A_c	: La section au col de la tuyère (m^2)
A_t	: La section au col de la tuyère (m^2)
A_e	: La section de sortie de la tuyère (m^2)
A_s	: La section de sortie de la tuyère (m^2)
b	: Demi petit axe de l'ellipse (Km)
C^*	: La vitesse caractéristique (m/sec)
C_f	: Le coefficient de la force de poussée
C_p	: Chaleur spécifique à pression constante (J /Kg .K)
D	: Diamètre de gouttelette (m)
d_e	: Diamètre à la sortie de la tuyère (m)
d_c	: Diamètre au col de la tuyère (m)
E_a	: Rapport des sections de la tuyère
F	: La force de poussée (N)
f	: Equation non linéaire
H	: L'enthalpie (Joule)
H°_p	: L'enthalpie des produits (Joule)
H°_{pi}	: L'enthalpie de formation molaire de l'élément produits i (Joule/mol)
H°_r	: L'enthalpie des réactifs (Joule)
H°_{ri}	: L'enthalpie de formation molaire de l'élément réactif i (Joule/mol)
I_{sp}	: L'impulsion spécifique (sec)
I_T	: L'impulsion totale (N . sec)
K_p	: Le constante d'équilibre
L_v	: La chaleur latente de vaporisation (Joule /Kg)

L	: Longueur (m)
LF	: Facteur de charge ($\text{Kg}/\text{m}^2 \cdot \text{sec}$)
m^*	: Le débit de masse (Kg/sec)
M	: Masse molaire (Kg/mol)
M_c	: Nombre de mach
m_d	: Masse de gouttelette (Kg)
M_p	: La masse propulsive (Kg)
m_{fuel}	: Masse carburant (Kg)
m_{oxidizer}	: Masse oxydant (Kg)
n	: Le nombre de mole (mol)
n_{ri}	: Le nombre de mole de l'élément réactif i (mol)
Nu	: Nombre de Nusselt
P_0	: La pression totale (Pascal)
P_a	: La pression ambiante (Pascal)
P_c	: La pression dans la chambre de combustion (Pascal)
P_e	: La pression de gaz à la sortie de la tuyère (Pascal)
P_r	: Rapport de pression
P_{ref}	: Pression de référence (Pascal)
P_{rg}	: Nombre de Prandtl
P_t	: La pression au col de la tuyère (Pascal)
Q	: L'énergie électrique pour le chauffage (Joule)
R_d	: Nombre de Reynolds
R	: Constante universelle de gaz parfaits ($\text{Joule}/\text{mol} \cdot \text{K}$)
r_c	: Rapport de mélange (oxydant/combustible)
S_c	: Nombre de Schmidt
T_0	: Température totale (K)
T_c	: Température de combustion (K)
T_d	: Température de décomposition (K)
T_e	: Température à la sortie de la tuyère (K)
T_g	: Température de gaz (K)
u et v	: Composantes de la vitesse (m/sec)
X	: Position (m)
V_e	: La vitesse des gaz d'injection (m/sec)

V_t	: La vitesse au col de la tuyère (m/sec)
μ_g	: Viscosité de gaz (Pas .sec)
ρ_g	: Densité de gaz (Kg /m ³)
λ_g	: Conductivité de gaz (W /m.K)
ΔV	: Incrément de vitesse (m/sec)
λ	: Le coefficient de divergence
θ_E	: Demi-angle du divergent de la tuyère (°)
γ	: Le rapport de la chaleur spécifique
ρ_t	: La densité au col de la tuyère (Kg /m ³)
β	: Demi-angle du convergent de la tuyère (°)
α	: Le coefficient stœchiométrique
ΔH°	: L'enthalpie de réaction (Joule)
Γ_g	: Coefficient de diffusion binaire

APPENDICE B

PUBLICATIONS ET COMMUNICATIONS

Dans le cadre de la réalisation de cette thèse de doctorat on a publier notre travail dans diverses revues, et dans ce qui suit, voici celles qui sont déjà parues,

1. R.Amri, T.Rezoug :“Numerical study of liquid propellants combustion for space applications”, Acta Astronautica, 69 (2011) 485- 498, Elsevier
2. R. Amri, D. Gibbon,“In orbit performance of butane propulsion system”, Advances in space Research, 49 (2012), 648-654 , Elsevier
3. R. Amri, D. Gibbon, T. Rezoug “The design, development and test of one newton hydrogen peroxide monopropellant thruster”, Aerospace Science and Technology, (2013), Elsevier, 25 (2013), 266-272 , Elsevier
4. D, Gibbon Dr.Underwood, Prof.M. Sweeting, R. AMRI « Cost effective propulsion systems for small satellites using butane propellant » , Acta Astronautica Vol.51, N°. 1-9, pp. 145-152,2002.

REFERENCES

1. D. Haeseler, A.Gotz, A.Frohlich, "Non-Toxic Propellants for Future Advanced Launcher Propulsion Systems", AIAA 2000-3687, 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Huntsville, 2000.
2. Bradford John., "SCORES-II Design Tool for Liquid Rocket Engine Analysis", AIAA Paper 2002-3990, SpaceWorks Engineering, Inc. (SEI), 2002.
3. A.Thompson philip, "Compressible Fluid Dynamics" ,McGraw-Hill Companies,1995.
4. A.L.Worlund, C.Mading, J.H. Hastings, "Space Shuttle Main Engine Evolutions", AIAA Paper 2001-3417, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, 2001.
5. V.R.Dushin, A.V.Kulchitskiy, , V.A.Nerchenko, V.F. Nikitin, E.S. Osadchaya, Yu.G. Phylippov, N.N. Smirnov, "Mathematical simulation for non-equilibrium droplet evaporation", Acta Astonautica Journal (2008) 1360-1371.
6. N.N.Smirnov, V.N.Pushkin, V.R.Dushin, A.V.Kulchitskiy, "Microgravity investigation of laminar flame propagation in monodisperse gas–droplet mixtures", Acta Astonautica Journal (2007) 626-636.
7. R.S. Miller, K. Harstad, J. Bellan, "Evaluation of equilibrium and non-equilibrium evaporation models for many-droplet gas-liquid flow simulations", Multiphase Flow Journal (1998) 1025-1055.
8. Sergei S. Sazhin, "Advanced models of fuel droplet heating and evaporation", Progress in Energy And Combustion Science Journal (2006) 162-214.
9. William.Braker & Allen L. Mossmann., "Matheson gas data book ", Sixth edition Matheson division Searle medical Products USA Inc.

10. Ian. Coxhill., "An investigation of a low cost HTP/kerosene 40 N thruster for small satellites" PHD Thesis, University of Surrey, UK, 2002.
11. V.A. Zakirov., "Investigation into Nitrous Oxide Propulsion Option for Small Satellite Applications" Thèse Doctorat, Université de Surrey, UK, 2001.
12. Gary. S. Haag., "Alternative geometry Hybrid Rockets for Spacecraft Orbit Transfer" Thèse Doctorat, Université de Surrey, UK, 2001.
13. Jerry Jon Sellers., "Investigation into Low-Cost Propulsion Systems for Small Satellites", Thèse Doctorat, Thesis, Université de Surrey, UK, 1996.
14. D. Gibbon, J Ward, and N.Kay., "The Design, Development and Testing of a Propulsion System for the SNAP-1 Nanosatellite", Proceedings of the 14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, the United States, 21-24, August 2000.
15. S.A.Frolik, B.L.Austin, J.J. Rusek, S.D.Heister., "Development of HYPERGOLIC Liquid fuels for use with Hydrogen Peroxide & LPFR", AIAA Paper 2000-3684, Alabama, 2000.
16. G.J. Van Wylen., "Fundamentals of classical thermodynamics", John Wiley and Sons, Inc, 1973.
17. Y.Sillard & J.P. Poitevin., "Telecommunications Spatiales" Agence Française de L'espace, CNES, 1982.
18. R. Joseph Cassady., "Overview of Major U.S Industrial Programs in Electric Propulsion" AIAA Paper 2001-3226, Utah, 2001.
19. J.J. SELLERS., "Understanding space" McGRAW HILL Companies, Inc, 2000.
20. D.M.Gibbon, M.F.Paul, T.Lawrence., "The design, Development and In-flight qualification of a low cost Resistojet" AIAA-2000-3541 paper, 2000.
21. W.J. Larson & J.R. Wertz., "Space mission analysis and design", Second edition W.J Larson and Microcosm, Inc, 1997
22. A.J. Fortini, J.R. Babcock., "High Temperature Catalyst Beds for Advanced Monopropellants", AIAA Paper 2001-3393, Utah, 2001.
23. Daniel. Marty., "La conception de véhicules spatiaux", MASSON, Paris, 1986.
24. D.Gibbon, M.Paul, P.Jolley., "Energetic Green Propulsion for Small Spacecraft", AIAA Paper 2001-3247, Utah, 2001.

25. L. Amtout., "Cours d'Analyse Numériques" , Année Théorique de la Post-Graduation en Aeronautique 2004-2005.
26. O.A.Gorshkov, A.S. Koroteev., "Overview of Russian Activities in Electric Propulsion" AIAA Paper 2001-3229, Utah, 2001.
27. Ronald W. Humble, Gary N. Henry, Willey J. Larson., "Space Propulsion Analysis And Design", McGraw-Hill Companies, 1995.
28. P. Markopoulos, T. Abel., "Development and Testing of a Hydrogen Peroxide Hybrid Upper Stage Propulsion System", AIAA Paper 2001-3243, Utah, 2001.
29. George P. Sutton "Rocket Propulsion Elements" sixth edition, California, 1992.
30. Matthew R. Long, John. Rusek., "The characterization of the Propulsive Decomposition Of Hydrogen Peroxide" , AIAA Paper 2000-3683, Alabama, 2000.
31. Ian Coxhill., "Investigation into HTP/Kerosene Bi-Propellant Rocket Engines for Small Satellites", rapport PhD , February 2001.
32. D.Gibbon, M.Paul, P.Smith, R.M^c Lellan., "The use of Liquified Gases in Small Satellite Propulsion Systems", AIAA Paper 2001-3246, Utah, 2001.
33. Daniel J. Moser., "High Performance, Non Toxic Spacecraft Propulsion System Development", AIAA Paper 2001-3248, Utah, 2001.
34. Matheson Gas Data Book, 4th Edition, Matheson, 1966.
35. A. Gotz, C. Mading, L. Brummer, D. Haeseler., "Application of Non Toxic Propellants for Future Advanced Launcher Vehicles", AIAA Paper 2001-3546, Utah, 2001.
36. P. Fortescue & J. Stark., "Spacecraft systems engineering" , Second edition John Wiley and Sons, Inc, 1995.
37. William. Braker & Allen L. Mossman., "Matheson gas data book ", Sixth edition Matheson division Searle medical Products USA Inc.
38. Michel Courtois., "Techniques et technologies des véhicules spatiaux", Tome I, Agence Française de L'espace, CNES
39. Debbi. M, kacedali.B., "Elaboration d'un programme de calcul de la température de combustion ", Université de Blida, Institut d'aeronautique, thèse d'ingéniorat, 2004

40. Gibbon, D., Underwood, C., Sweeting, M., Amri, R., "Cost Effective Propulsion Systems For Small Satellites Using Butane Propellant", *Acta Astronautica* (Journal of the International Academy of Astronautics), ISSN: 0094-5765, Vol. 51, No. 1-9, pp. 145-152, 2002.
41. Amri. R, "Conception d'un logiciel de calcul d'un propulseur pour ALSAT ", Université de Blida, Institut d'aeronautique, thèse de magister, 2008