

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

*MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE*

UNIVERSITE DE BLIDA -1 -

Institut d'Aéronautique et des études Spatiales



Département :
Construction Aéronautique

PROJET DE FIN D'ETUDES

EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME MASTER

En AERONAUTIQUE

Spécialité : Propulsion

THEME

**ETUDE THERMOCHIMIQUE DE
PROPERGOL LIQUIDE POUR
L'APPLICATION SPATIALE**

Présenté par :

- IMEKRAZ LAMIA
- MEDJIOUA HANANE

Encadré par :

Mr ABADA OMAR
Mr .ABDALLAH EL-HIRTSI AHMED

L'année universitaire : 2015-2016

Remerciement



On dit souvent que le trajet est aussi important que la destination. Les cinq Années de maitrise nous a permis de bien comprendre la signification de cette phrase toute simple. Ce parcours, en effet, ne s'est pas réalisé sans défis et sans soulever de nombreuses questions pour lesquelles les réponses nécessitent de longues heures de travail.

En préambule. ce mémoire nous remerciant ALLAH le tout puissant de nous avoir donné forces, patience, volonté et amour du savoir afin d'accomplir ce mémoire de fin d'études.

Nous souhaitant adresser nos remerciements les plus sinc.res aux personnes qui nous ont apporté leur aide et qui ont contribué . L'élaboration de ce mémoire ainsi que la réussite de cette formidable année universitaire. Ces remerciements vont tout d'abord au corps professoral et administratif de la Faculté, précisément . 'DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE'. Pour la richesse et la qualité de leur enseignement et qui déploient de grands efforts pour assurer leurs étudiants une formation actualisée.

*Nous exprimons nos sincères remerciements et profonde gratitude à notre promoteur **Mr ABADA OMARE** et Copromoteurs **Mr ABEDALEH ELHARISI** qui a su nous conseiller par ses critiques constructives et nous guider dans notre modeste travail*

On n'oublie pas nos parents pour leur contribution, leur soutien et leur patience.

Pour conclure, aux membres du jury qui nous on fait l'honneur de siéger dans notre soutenance. Veuillez trouver ici l'expression de nous salutations distinguées.

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



Dédicace



Je souhaite dédier ce modeste travail A ceux qui ont sacrifié leur vie pour moi, à ceux qui n'ont jamais cessé de m'encourager et de me soutenir, à ceux qui leur amour m'a donné La volonté pour aller toujours en avant, à ma raison de vivre,

Mes très chers Parents : AISSA et BARKAHOUME

A ma grand-mère paternelle LOUIZA MOUSAOUI

A mes très chères sœurs : LOUBNA et SAMRA et SARA et BOUCHRA

A mes très chères frères : HAMZA, HICHAM et NOAMANE, FATEH

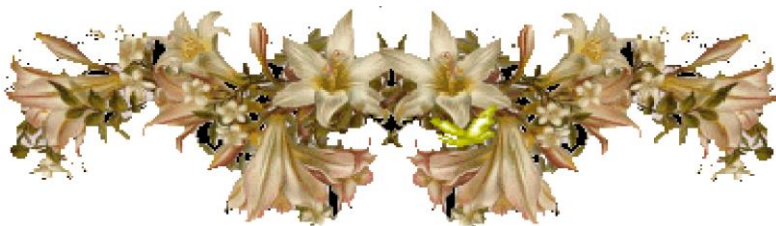
A mes très chères nièces : IMANE, ZINEBE, ARWA, HADILE, ASSIL

A toute la famille MEDJIOUA et KHALFAOUI

A mon binôme et chère amie LAMIA et sa famille.

A tous mes Amis de la promotion 2016.

A mes chères amies ; YASMINE, JIHADE , HANANE, Keltoume



HANANE

RESUME

La chambre de combustion est le composant le plus important dans les moteurs à jets (très utilisés en aéronautique et industrie spatiale). C'est dans cette chambre que sera produite l'énergie de poussée. Le but de ce travail est de faire une étude générale sur la chambre de combustion utilisant du propergol liquide ainsi que l'étude de tous les paramètres influant pour avoir une combustion complète. Quelques résultats ont été présentés pour chaque type de propergol liquide utilisé, en outre on déterminera la température de combustion (T_c), La fraction molaire du mélange et les taux des produits de combustion. Une comparaison a été faite avec ceux obtenus par l'exécution du code de calcul LEWIS et ISP code. Pour donner à cette étude un aspect pratique, des simulations ont été faites sur des propulseurs des engins spatiaux.

ABSTRACT

The combustion chamber is the most important component in jet engines (widely used in aerospace industry). It was in this room that will be produced energy boost. The aim of this work is to make a general study of the combustion chamber using liquid propellant and the study of all parameters influencing for complete combustion. Some results were presented for each type of liquid propellant used in other combustion temperature will be determined (T_c), the molar fraction of the mixture and the rate of combustion products. A comparison was made with those obtained by the execution of computer code LEWIS and ISP code. To give this study a practical aspect, simulations were made on spacecraft thrusters.

ملخص

غرفة الاحتراق هي العنصر الأكثر أهمية في المحركات النفاثة (التي تستخدم على نطاق واسع في صناعة الطيران). وكان في هذه الغرفة التي سيتم إنتاجها دفعة من الطاقة. والهدف من هذا العمل هو إجراء دراسة عامة للغرفة الاحتراق باستخدام الوقود السائل ودراسة جميع المعلمات التي تؤثر على الاحتراق الكامل. وقدمت بعض النتائج لكل نوع من أنواع الوقود السائل المستخدمة في درجة حرارة الاحتراق أخرى سيتم تحديدها (ح) وجزء المولي من الخليط ومعدل منتجات الإحتراق. وقدم مقارنة مع تلك التي تم الحصول عليها عن طريق تنفيذ التعليمات لإعطاء هذه الدراسة الجانب العملي، أدلى المحاكاة الدفاعات المركبة .ISP البرمجية الكمبيوتر لويس ورمز الفضائية.

LISTE DES ILLUSTRATIONS, GRAPHIQUES ET TABLEAUX

Figure 1.1	Le block diagramme d'un moteur fusée	18
Figure 1.2	Schémas d'une tuyère de moteur de propulsion	20
Figure 1.3	Schéma d'un moteur à combustible liquide	22
Figure 1.4	Schéma d'une fusée à propergol solide	24
Figure 1.5	Schéma d'un moteur hybride	26
Figure 1.6	La propulsion ionique	27
Figure 1.7	La propulsion nucléaire	29
Figure 1.8	Tuyère conique	31
Figure 1.9	Tuyère à détente centrée	32
Figure 1.10	Tuyère annulaire	33
Figure 1.11	Tuyère type bouchon	33
Figure 2.1	Gravités spécifiques des propergols liquides en fonction de la température	39
Figure 2.2	Exemple de missiles à oxydant liquide	43
Figure 2.3	Missile Redstone utilisant comme comburant le Peroxyde d'hydrogène	45
Figure 2.4	Fusées utilisant l'hydrogène LH2 comme carburant	49
Figure 2.5	Principe de fonctionnement du moteur Vulcain 2	50
Figure 2.6 :	Exemples de fusées propulsée à l'UDMH pure avec du peroxyde D'azote (NTO)	53
Figure 3.1 :	Architecture générale d'un système de propulsion biergol	55
Figure 3.2 :	Etapas de détermination d'une température de la flamme d'une réaction chimique	56

Figure 4.1 : Variation de la température de combustion en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour H_2/O_2	69
Figure 4.2 : Variation de la température de combustion en fonction du rapport du(masse oxydant / masse combustible) pour MMH / N_2O_4	69
Figure 4.3 : Variation de la température de combustion en fonction du rapport (masse oxydant / masse combustible) pour UDMH / N_2O_4	70
Figure 4.4 : Variation de l'impulsion spécifique I_{sp} en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour H_2 / O_2	72
Figure 4.5 : Variation de l'impulsion spécifique I_{sp} en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour (MMH/ N_2O_4)	72
Figure 4.6 : Variation de l'impulsion spécifique I_{sp} en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour (UDMH / N_2O_4	73
Figure 4.7 : Variation de la masse molaire du mélange en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour H_2 / O_2	74
Figure 4.8 : Variation de la masse molaire du mélange en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour (MMH/ N_2O_4)	74
Figure 4.9 : Variation de la masse molaire du mélange en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour (UDMH / N_2O_4)	75
Figure 4.10 : Composition du mélange de la combustion $H_2 + O_2$ en fonction de rapport du mélange	77
Figure 4.11 : Composition du mélange de la combustion de MMH+ N_2O_4 en fonction du rapport du mélange	78
Figure 4.12 : Composition du mélange de combustion d'UDMH+ N_2O_4 en fonction de rapport du mélange	78
Figure 4.13 : Composition du mélange de la combustion $H_2 + O_2$ en fonction de la température de la combustion ($p=34.5$, $\alpha=0.88$)	79

Figure 4.14 : Composition du mélange de la combustion H ₂ + O ₂ en fonction de la température de la combustion (p=34.5, alpha=1)	79
Figure 4.15 : Composition du mélange de la combustion H ₂ + O ₂ en fonction de la température de la combustion (p=34.5,alpha=1.98)	80
Figure 4.16 : Composition du mélange de la combustion MMH+N ₂ O ₄ en fonction de la température de la combustion(p=226.148 ,alpha=0.62	80
Figure 4.17 : Composition du mélange de la combustion MMH+N ₂ O ₄ en fonction de la température de la combustion (p=226.148 ,alpha=1	81
Figure 4.18 : Composition du mélange de la combustion MMH+N ₂ O ₄ en fonction de la température de la combustion (p=226.148 ,alpha=1.66	81
Figure 4.19 : Composition du mélange de la combustion UDMH+N ₂ O ₄ en fonction de la température de la combustion (p=226..148 ,alpha=0.69)	82
Figure 4.20 : Composition du mélange de la combustion UDMH+N ₂ O ₄ en fonction de la température de la combustion (p=226..148 ,alpha=1)	82
Figure 4.21 : Composition du mélange de la combustion UDMH+N ₂ O ₄ en fonction de la température de la combustion (p=226..148 ,alpha=1.84)	83
Figure 4.22 : Variation de la température de combustion de H ₂ +O ₂ en fonction de la pression de combustion pour différentes richesses	84
Figure 4.23 : Variation de la température de combustion de MMH+N ₂ O ₄ en fonction de la pression de combustion pour différentes richesses	84
Figure 4.24 : Variation de la température de combustion d'UDMH+N ₂ O ₄ en fonction de la pression de combustion pour différentes richesses	85
Figure 4.25 : Les produits de combustion (%) de Space Shuttle Main Engine (SSME)	87
Figure 4.26 : Les produits de combustion (%) d'Aestus engine	88
Figure 4.27 : Les produits de combustion (%) du Viking V (L220)	88
Tableau 1.1 Les performance théorique des principaux propergols liquides	23
Tableau 1.2 Représent la densité massique de certains oxydants	25
Tableau 1.3 Représent la densité massique de certains carburants	25

Tableau 2.1 : Performances théoriques des combinaisons des propergols liquides	40
Tableau 3.1 : les températures initiales des ergols liquides	55
Tableau 4.1 : Valeur numérique de l'effet du rapport de mélange sur la température de combustion (T_c)	70
Tableau 4.2 : Différence entre les résultats obtenus numériquement et les résultats de Lewis & Isp code	71
Tableau 4.3 : Valeur numérique de l'effet du rapport de mélange sur Impulsion spécifique (Isp)	72
Tableau 4.4 : Différence entre les résultats obtenus numériquement et les résultats de Lewis & Isp code	73
Tableau 4.5 : Valeur numérique de l'effet du rapport de mélange sur Impulsion spécifique (Isp)	75
Tableau 4.6 : Différence entre les résultats obtenus numériquement et les résultats de Lewis & Isp code	76
Tableau 4.7 : Caractéristiques des engins spatiaux « SSME et Aestus »	85
Tableau 4.8 : Résultats de Space Shuttle Main Engine (SSME)	86
Tableau 4.9 : Les résultats de l'engin Aestus engine (AESTUS)	86
Tableau 4.10 : Les résultats de l'engin Viking V (L220)	87

TABLE DES MATIERES

RESUME

REMERCIEMENTS

DEDICACE

TABLE DES MATIERES

LISTE DES ILLUSTRATIONS, GRAPHIQUES ET TABLEAUX

INTRODUCTION	14
1. GENERALITES SUR LA PROPULSION SPASIALE	17
1.1. Introduction	17
1.2. La physique de la propulsion fusée	17
1.2.1. Structure d'un système propulsif spatial	17
1.3. Equations fondamentales	19
1.3.1. La force de poussée	19
1.3.2. L'impulsion spécifique I_{sp}	20
1.3.3. La masse propulsive et l'incrément de vitesse	21
1.4. Les différents types de propulsion	21
1.4.1. Propulsion chimique	22
1.4.1.1. Propulsion à propergols liquide	22
1.4.1.2. Propulsion à propergols solide	24
1.4.1.3. Propulsion hybride	25
1.4.2. Propulsion électrique	26
1.4.3. Propulsion ionique/plasmatique	26
1.4.4. Propulsion nucléaire	27
1.5. Théorie d'une tuyère	28
1.5.1. Structure d'une tuyère de Laval	29
1.5.2. Choix de la tuyère	30

1.5.3. Différentes configurations de tuyères supersoniques	31
1.5.4. Performances des tuyères	34
1.5.4.1. La vitesse à la sortie de la tuyère (V_e)	34
1.5.4.2. La force de poussée	35
1.5.4.3. La vitesse caractéristique	36
1.5.4.4. Impulsion spécifique	37
2. LE FONCTIONNEMENT D'UN MOTEUR FUSEE A PROPERGOLS LIQUIDES	
2.2. Propriétés des propergols	38
2.2.1. Facteur économique	38
2.2.2. Performance des propergols	39
2.2.3. Corrosion	41
2.2.4. Risque d'explosion	42
2.2.5. Risque d'incendie	42
2.2.6. Compatibilité des matériaux	42
2.2.7. Propriétés physiques Souhaitable	42
2.3. Oxydants liquide	43
2.3.1 Oxygène liquide (O_2)	43
2.3.2. Peroxyde d'hydrogène (H_2O_2)	44
2.3.3. Acide nitrique (HNO_3)	45
2.3.4. Peroxyde d'azote (N_2O_4)	46
2.4. Carburants liquide	47
2.4.1. Combustibles hydrocarbures	47
2.4.2. Hydrogène liquide (H_2)	48
2.4.3. L'hydrazine (N_2H_4)	50
2.4.4. Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH)	51
2.4.5. Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH)	53
3. CALCUL DE LA COMBUSTION DES PROPERGOLS LIQUIDE	54

3.1. Introduction	54
3.2. Architecture générale d'un système de propulsion biergol	54
3.3. Méthode d'analyse et de calcul	55
3.3.1. Combustion de L'hydrogène (H ₂) avec l'oxygène (O ₂)	56
3.3.2. Combustion de mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N ₂ O ₄)	57
3.3.3. Combustion d'Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N ₂ O ₄)	57
3.4. Les systèmes d'équations	60
3.4.1. La combustion de (H ₂ + O ₂) "	60
3.4.2. La combustion de (MMH + N ₂ O ₄)	61
3.4.3. La combustion de (UDMH + N ₂ O ₄)	61
3.5. La méthode de résolution	63
3.5.1. Principe de la méthode de Lieberstein	63
3.5.2. Masse molaire & le paramètre isentropique	65
3.5.3. Calcul de la température de combustion par la méthode de dichotomie	66
4. RESULTATS ET COMMENTAIRES	68
4.1. Introduction	68
4.2. Evolution de la température de combustion en fonction de la richesse	68
4.3. Evolution de l'impulsion spécifique I _{sp} en fonction du rapport du mélange	71
4.4. Evolution de la masse molaire et le rapport des chaleurs spécifiques (γ) en fonction du rapport du mélange	73
4.5. Evolution de la composition du mélange de la combustion en fonction du rapport du mélange	76
4.6. Evolution de la composition du mélange de la combustion en fonction de la température de combustion	79
4.7. Influence de la pression de combustion sur la température de combustion	83
4.8. Exemples d'application de calcul des moteurs fusés	85
4.9. Conclusion	89
CONCLUSION	90
APPENDICE	94

A. Liste des symboles et des abréviations	94
B. Le programme de la NASA Computer CEA	96
C. Coefficient de Gordon et Mc Bride	114
D. Organigramme	116
REFERENCES	119

INTRODUCTION

La propulsion spatiale désigne tout système permettant d'accélérer un objet dans l'espace. Cela inclut les moyens de propulsion des véhicules spatiaux (fusées, satellites, sondes) ou les systèmes de commande d'attitude et d'orbite. Le milieu spatial a connu au cours des dernières années d'importantes mutations dont la composante la plus importante est l'accroissement de la concurrence entre les solutions de lancements commerciales à une échelle mondiale.

L'évolution des satellites dans le monde, au cours de ces dernières années, se traduit par des masses satellisables plus importantes et par une complexité plus grande des missions. Un satellite artificiel est un satellite issu de l'activité humaine et mis en orbite par l'homme. Ces termes désignent donc un objet envoyé par l'homme dans l'espace et animé d'un mouvement périodique autour d'un corps de masse prépondérante, ce mouvement étant principalement déterminé par le champ de gravité de ce dernier. De façon abrégée, le terme satellite artificiel désigne tout objet fabriqué par l'homme qui est destiné à graviter autour de la terre ou d'une planète.

Différentes méthodes de propulsion spatiale existent, chacune ayant ses défauts et ses avantages. La propulsion spatiale est un domaine de recherche actif, pourtant la plupart des véhicules spatiaux utilisent actuellement le même type de propulsion s'appuyant sur l'éjection de gaz à grande vitesse en arrière du véhicule au travers d'une tuyère. Ce genre particulier de propulsion est appelé moteur-fusée.

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 fusés qui utilisent la propulsion chimique, la propulsion à gaz froid et électrique permettent actuellement la mise en orbite de satellites, ces systèmes à

faibles niveaux de poussée ne pouvant être réservés qu'aux véhicules déjà en orbite.

Un moteur-fusée à propulsion chimique fonctionne en transformant en énergie cinétique l'énergie dégagée lors de la réaction chimique entre deux composés : un oxydant et un réducteur, appelés respectivement comburant et combustible. Ces substances, dont la réaction assure la propulsion, sont appelées propergols. Selon la nature du couple comburant/combustible, on distingue des propergols solides et des propergols liquides.

Les satellites de télécommunications emploient des moteurs biergols (utilisant souvent du monométhyldiazine 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.

Disposition des chapitres (plan du travail)

Le travail présenté est composé de 4 chapitres :

Le premier chapitre, présente les composantes d'un système spatial et La classification des principaux types de systèmes propulsifs entre autres la propulsion à propergol liquide, solide, hybride, électrique et nucléaire ainsi que les équations fondamentales utilisés dans la conception des moteurs fusés.

Le second chapitre est consacré à la présentation des propriétés, des performances et caractéristiques des propergols liquides les plus utilisés dans le domaine spatial (satellites et lanceurs), ses performances, ses avantages et ses inconvénients.

Le troisième chapitre est consacré à la modélisation mathématique de la méthode de calcul des performances énergiques théoriques d'un mélange comburant-combustible. Comme exemples la combustion d'hydrogène/ oxygène,

mono-methyl d'hydrazine/ tétra-oxyde d'azote et unsymmetrical dimethyl d'hydrazine/ tétra-oxyde d'azote.

Le quatrième chapitre est consacré aux résultats obtenus. Ils sont présentés sous la forme de graphes et de tableaux. On trouvera également une comparaison à ceux des résultats du code de LEWIS et ISP. 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.

Une description détailler de ce code LEWIS et ISP, est présenté dans l'appendice B avec les résultats obtenus de ce code.

Enfin on présente une conclusion générale sur le travail élaboré suivi par quelques propositions pour travaux futurs.

CHAPITRE 1

GENERALITES SUR LA PROPULSION SPATIALE

1.1. Introduction

Les moteurs utilisés sur les fusées et navettes d'aujourd'hui font appel aux technologies les plus poussées en termes de matériaux, d'électronique et de chimie. Les principes physiques à la base de leur fonctionnement sont des plus simples : la combustion dans une chambre (combustible + comburant), dans ce cas on considère le couple oxygène et hydrogène, l'expulsion des gaz résultants à travers une tuyère, et la propulsion de la fusée proprement dite expliquée par l'application de la loi de l'action et de la réaction dictée par Newton [1].

1.2. La physique de la propulsion fusée

Les fusées équipées de moteurs chimiques se basent sur la production dans une chambre de combustion de grandes quantités de matière sous forme gazeuse. Les gaz issus de la réaction, à hautes températures (plus de 2000 degrés Celsius) et fortes pressions (d'un ordre de grandeur de 100 bars, soit près de cent fois la pression atmosphérique), sont détendus dans une tuyère et éjectés à grande vitesse à l'arrière du moteur. Ce sont ces éjections qui forment la poussée caractéristique de la fusée.

Cette éjection de matière dans l'atmosphère ou dans le vide crée une force dirigée vers le bas, que l'on désigne par la poussée. D'après le principe de l'action et de la réaction de Newton, une force d'égale intensité dirigée vers le haut (sens opposée), s'applique sur le fuselage de la fusée et la propulse en avant.

1.2.1. Structure d'un système propulsif spatial

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 suivante représente les différents éléments de base d'un moteur fusée [1].

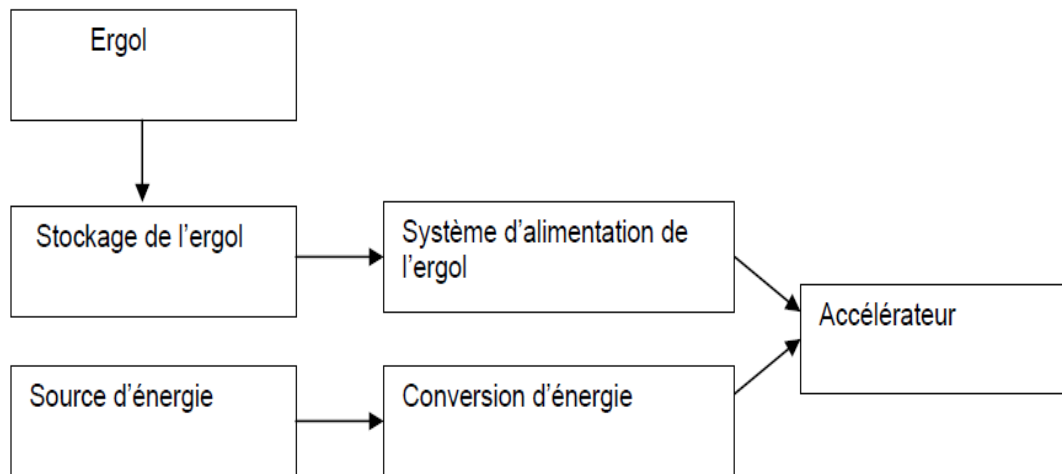


Figure 1.1 : Le block diagramme d'un moteur fusée

- **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. Equations fondamentales

Les paramètres fondamentaux utilisés dans la conception des moteurs fusés sont :

- La force de poussée
- L'impulsion spécifique I_{sp}
- La masse propulsive et l'incrément de vitesse

1.3.1. La force de poussée

La poussée du moteur fusée est directement reliée au débit Q de gaz éjectés à la sortie de la tuyère, à la vitesse d'éjection V_e de ces gaz (d'où l'intérêt d'accélérer les produits de la combustion) à la section (la surface) de sortie de la tuyère S et à la différence entre la pression des gaz éjectés P_e et la pression atmosphérique P_a .

En effet, d'après le théorème des quantités de mouvement, avec les notations du schéma de la figure (1.2), la poussée F du moteur est donnée par [8]:

$$F = QV_e + (P_e - P_a)S \quad (1.1)$$

- Où S : Section de sortie de la tuyère
 P_e : Pression à la sortie de la tuyère
 P_a : Pression ambiante
 V_e : Vitesse d'éjection
 Q : Débit massique

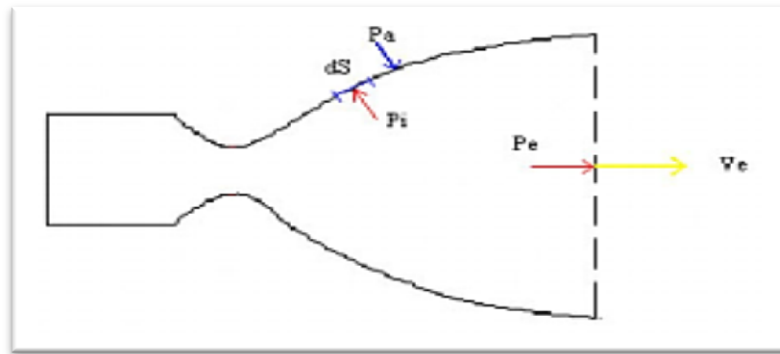


Figure 1.2 : Schémas d'une tuyère de moteur de propulsion [8].

1.3.2. L'impulsion spécifique I_{sp}

La notion d'impulsion spécifique (I_{sp}) est très fréquemment employée pour caractériser les performances d'un propulseur. Elle permet en effet de compléter l'information apportée par la valeur de poussée, en lui associant une notion de consommation. L' I_{sp} , exprimée en secondes, correspond au temps nécessaire à une force m_0g pour produire une poussée équivalente à celle consécutive à l'éjection d'une masse m_0 (ou encore au temps pendant lequel un propulseur pourra maintenir une poussée de g Newton avec 1kg de fluide propulsif, où g est la constante de gravitation) [1].

$$I_{sp} m_0 g = m_0 V_p \quad (1.2)$$

Soit :

$$I_{sp} = \frac{V_p}{g} \quad (1.3)$$

L'impulsion spécifique (I_{sp}) est donc aussi une image de la vitesse moyenne d'éjection des fluides dans la direction de la poussée. Une vitesse d'éjection de 20km/s correspond ainsi à une I_{sp} d'environ 2040s. On note ainsi que plus la valeur de l'impulsion spécifique est grande, plus la consommation est faible pour opérer un incrément de vitesse donné.

1.3.3. La masse propulsive et l'incrément de vitesse

Supposant, qu'on utilise un vaisseau spatial en dehors de toute interaction extérieure, la consommation de son carburant au travers de son système propulsif dans une direction donnée provoquerait une modification de sa vitesse. La différence totale entre la vitesse initiale du véhicule et sa vitesse finale est appelée delta v..

Si la vitesse d'éjection efficace du système de propulsion ne varie pas durant la poussée, le Δv total peut être calculé en utilisant suivante [1] :

$$\Delta V = g \cdot I_{sp} \cdot \log \frac{M_i}{M_f} \quad (1.4)$$

Où :

- Δv est la variation de vitesse entre le début et la fin de la phase propulsée considérée
- v_e est la vitesse d'éjection de la masse propulsive
- m_i est la masse totale du vaisseau au début de la phase propulsée (i pour initial)
- m_f est la masse totale du vaisseau à l'issue de la phase propulsée (f pour final)

1.4. Les différents types de propulsion

La classification des systèmes propulsifs se fait suivant l'énergie qui produit la force de poussée et améliore les performances du système.

1.4.1. Propulsion chimique

1.4.1.1. Propulsion à propergols liquide

La propulsion à carburants liquides est la propulsion par excellence dans le domaine spatial et notamment pour les lanceurs. Comme tout système de propulsion, il présente des avantages et des inconvénients[1].

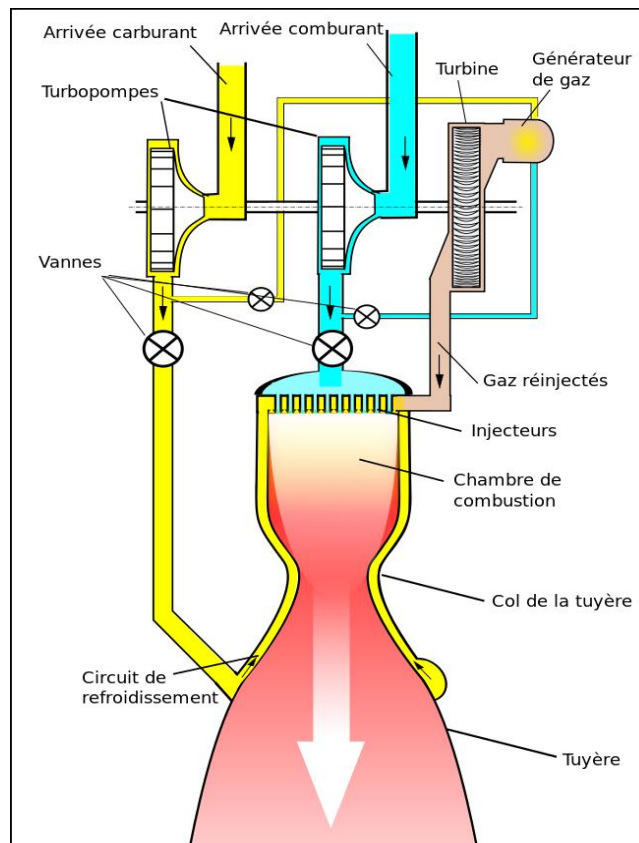


Figure 1.3 : Schéma d'un moteur à combustible liquide

Le fonctionnement du système est simple en soi. Dans un réservoir se trouve le combustible et dans l'autre, le comburant (oxydant). Tous deux sont aspirés dans leur conduit à l'aide d'une turbopompe avant d'être injectés dans la chambre de combustion via l'injecteur sous forme de fines gouttelettes. Comme son nom l'indique, c'est dans la chambre de combustion qu'à lieu l'allumage du mélange qui produira les gaz qui s'échapperont par la tuyère. Ce système de propulsion requiert de la haute technologie et ne laisse pas place à l'erreur.

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 (LH2), dont la température de fusion est extrêmement basse (-183 °C pour O2 et -253 °C pour H2). 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.

Table 1.1: les performances théoriques des principaux propergols liquides [2]

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	2.65	1020	3670	23.3	1805	300
MMH	1.5	1015	3581	21.27	311
OXYDANT : 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	176
MMH	2.16	1200	3386	1743	288
OXYDANT : TEROXYDE 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
OXYDANT : EAU OXYGENE						
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
OXYDANT : ACIDE NITRIQUE						
Hydrogène	7.6	450	3865	11.8	2550	410
Hydrazine	2.3	1310	4670	19.4	2210	363
OXYDANT : FLUOR						

1.4.1.2. Propulsion à propergols solide

La propulsion à propergol solide désigne une technique de propulsion de fusée qui utilise un propergol solide (ou poudre). Un propulseur à propergol solide est principalement composé d'une enveloppe contenant le propergol, d'un allumeur et d'une tuyère. Le bloc de poudre est percé par un canal longitudinal qui sert de chambre de combustion. Lorsque le propulseur est allumé la surface du bloc de poudre côté canal se met à brûler en produisant des gaz de combustion sous haute pression qui sont expulsés par la tuyère. En donnant une géométrie particulière au canal on peut, dans une certaine mesure, définir une courbe de poussée répondant au besoin propre à son utilisation [1].

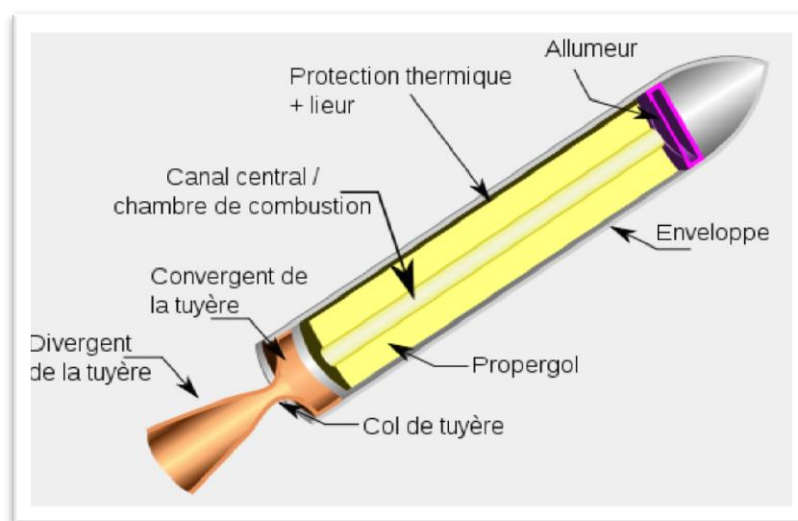


Figure 1.4 : Schéma d'une fusée à propergol solide

Un propulseur à propergol solide est plus simple à concevoir par rapport à un propulseur à propergol liquide et peut délivrer des poussées très importantes à coût relativement faible par rapport à celui-ci (le propulseur de la navette spatiale a une poussée de 1 250 tonnes). Leur impulsion spécifique est par contre

nettement plus faible (environ deux fois plus faible) et leur poussée est faiblement modulable et ne peut généralement pas être arrêtée avant la fin de la combustion.

Tableau1.2. Densité massique de certains oxydants [1]

Densité massique de certains oxydants					
Oxydant solide	Formule	Densité			
		g/cm ³	Kg/m ³	lb/in ³	Slug/in ³
Nitrate de potassium	KNO ₃	2.109	2109	0.0762	0.002366
Nitrate d'ammonium	NH ₄ NO ₃	2.725	1725	0.0623	0.001935
Perchlorate de potassium	KClO ₄	2.520	2520	0.0910	0.002827
Perchlorate d'ammonium	NH ₄ ClO ₄	1.950	1950	0.0704	0.002188
Nitrate de sodium	NaNO ₃	2.261	2261	0.0817	0.002537
Perchlorate de sodium	NaClO ₄	2.018	2018	0.0729	0.002264
Perchlorate de nitronium	NO ₂ ClO ₄	2.198	2198	0.0794	0.002466

Tableau1.2. Densité massique de certains carburants [1]

Densité massique de certains carburants					
Carburant solide	Formule	Densité			
		g/cm ³	Kg/m ³	lb/in ³	Slug/in ³
Saccharose	C12H22O11	1.5805	1581	0.0571	0.001773
dextrine	C6H12O6	1.562	1562	0.0564	0.001752
sorbitol	C6H14O6	1.489	1489	0.0538	0.001671
aluminium	AL	2.70	2700	0.0975	0.003029
PVC	*1.38	1380	0.0499	0.001548

1.4.1.3. Propulsion hybride

La propulsion dite hybride utilise des propergols solides et liquides, afin de combiner les avantages des deux types en diminuant les inconvénients. Les premiers essais ont été menés par l'armée américaine en 1958. Le combustible

solide est généralement identique à celui des fusées classiques, sans oxydant. Le comburant est liquide. L'intérêt de la propulsion hybride réside en sa simplicité, mais aussi dans le fait que la poussée puisse être régulée en variant l'alimentation en comburant liquide [1].

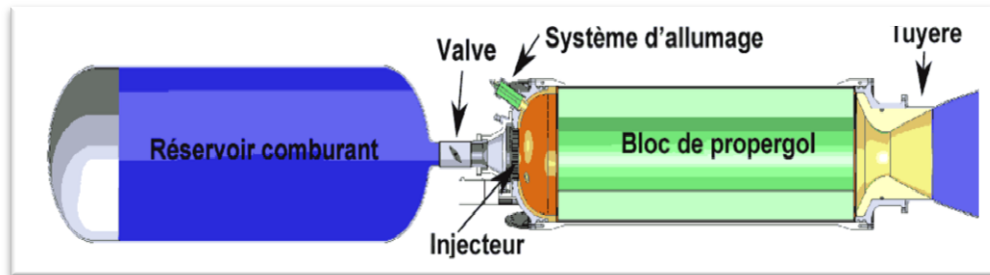


Figure 1.5 : Schéma d'un moteur hybride

1.4.2. Propulsion électrique

Dans un moteur électrique, l'énergie est fournie par une source de puissance électrique (panneaux solaires, générateur électronucléaire) et le « fluide propulsif » est constitué d'atomes électrisés (ions, par exemple du Xénon) accélérées au moyen de champs électriques, magnétiques ou électromagnétiques.

Une diminution de la consommation dans le même rapport (impulsion spécifique de 4500 à 12 000 s, voire plus) du fait qu'il est réalisable de porter les ions à des vitesses d'éjection 10 à 30 fois plus importantes que les molécules des moteurs à propulsion chimique ou nucléothermique.

1.4.3. Propulsion ionique/plasmatique

Le fonctionnement d'un tel moteur (moteur ionique à grilles) est le suivant. Le xénon, qui est quatre fois plus lourd que l'air, est bombardé par des électrons lorsqu'il passe dans le champ magnétique d'une anode. C'est ce qu'on appelle la phase d'ionisation. Ce bombardement, qui se déroule au cœur même du moteur, arrache à l'atome du xénon un de ses électrons le composant, ce qui lui donne une charge positive. À son extrémité, deux grilles percées de milliers de trous et

chargées électriquement, l'une négative et l'autre positive, attirent électrostatiquement les ions de xénon. Un tiers de ces ions sont expulsés, créant une poussée. Les ions restants se collent aux grilles où ils sont rapidement neutralisés par des électrons ambiants. Après avoir récupéré leur électron manquant, ces atomes de xénon sont à nouveau remis dans le cycle en retournant dans la chambre d'ionisation.

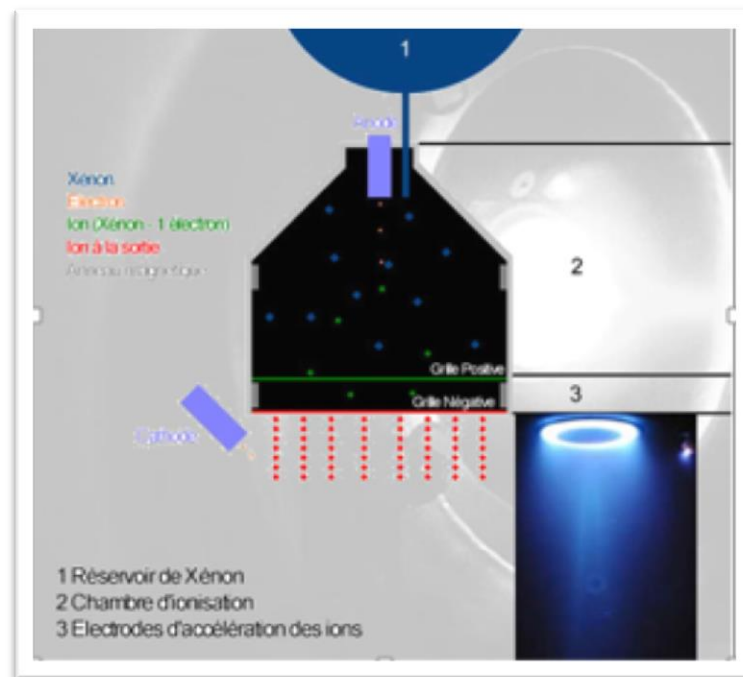


Figure 1.6 : La propulsion ionique

Les moteurs ioniques possèdent beaucoup d'avantages comme par exemple la vitesse d'éjection qui est dix fois supérieure à ce que l'on peut faire avec des moteurs classiques à propergols liquides. Le temps de fonctionnement est également inégalable tout comme la consommation. L'impulsion spécifique du moteur est également incomparable puisqu'elle est presque 4 fois supérieure à ce qui se fait de mieux avec des propergols classiques. Seuls les satellites peuvent utiliser ce type de propulsion.

1.4.4. Propulsion nucléaire

Le principe de toute propulsion « classique » c'est de créer des gaz et de les éjecter à une vitesse très élevée. Comme nous l'avons vu, dans les moteurs classiques, ces gaz sont produits par la combustion d'un mélange de propergols. Dans le cas du nucléaire, l'oxydant est remplacé par le réacteur nucléaire. Celui-ci va chauffer l'hydrogène liquide, sans combustion, pour le porter à des températures très élevées. Le rendement énergétique d'un moteur nucléaire est supérieur à celui d'un moteur à propergols liquides. A titre d'exemple, l'impulsion spécifique d'un moteur de la navette est de 455. Celui d'un moteur nucléaire est de 850. Le moteur nucléaire se situe au niveau des performances entre le moteur classique à propergols liquides (puissance assurée) et le moteur ionique (impulsion spécifique élevée et consommation réduite).

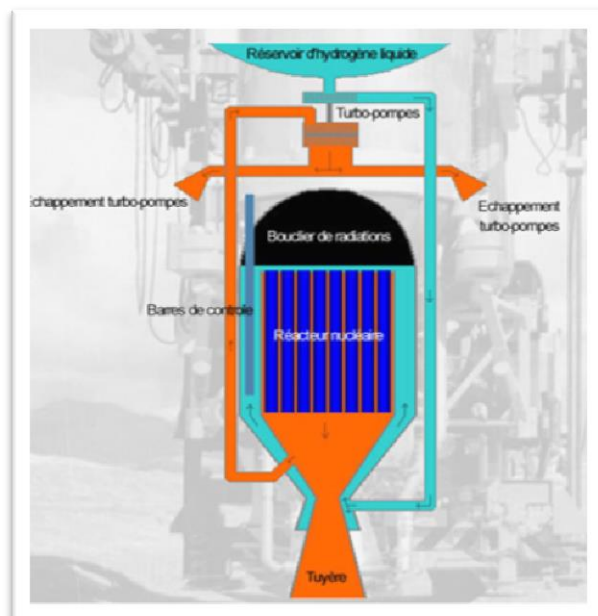


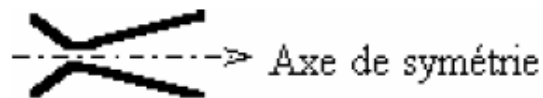
Figure 1.7 : La propulsion nucléaire.

1.5. Théorie d'une tuyère

La tuyère d'une fusée peut certainement être décrite comme étant le comble de l'élégante simplicité. La fonction première d'une tuyère est de guider et accélérer les gaz d'échappement produits par la combustion du propulseur d'une manière à maximiser la vitesse d'écoulement à la sortie, à vitesse supersonique. La tuyère de fusée commune, aussi connue sous le nom de convergent divergeant ou

tuyère de Laval, accomplit cet exploit formidable par simple géométrie. En d'autres mots, elle fait son travail en variant la section efficace (ou diamètre). L'analyse d'une tuyère de fusée comprend le concept d'un écoulement compressible, stable et unidimensionnel d'un gaz idéal. Brièvement, ceci veut dire que :

- L'écoulement du fluide (gaz d'échappement et particules condensées) est constant et ne varie pas selon le temps durant la combustion.
- Un écoulement unidimensionnel indique que la direction de l'écoulement est une ligne droite. Pour une tuyère, l'écoulement est supposé être le long de l'axe de symétrie.



- L'écoulement est compressible. Le concept d'un écoulement de fluide compressible est habituellement utilisé pour des gaz se déplaçant à haute vitesse (habituellement supersonique), contrairement au concept d'un écoulement incompressible, qui est utilisé pour des liquides et des gaz se déplaçant à des vitesses bien inférieures à la vitesse sonique. Un fluide compressible a des changements significatifs en termes de densité, un fluide incompressible n'en a pas.
- Le concept d'un gaz idéal est une simplification qui permet l'utilisation d'une relation directe entre la pression, la densité et la température, qui sont des propriétés qui sont particulièrement importantes dans l'analyse de l'écoulement au niveau de la tuyère.

1.5.1. Structure d'une tuyère de Laval

Une tuyère peut être convergente, divergente ou à la fois convergente et divergente :

- Une tuyère convergente permet d'accélérer des gaz à des vitesses subsoniques. Si la pression est suffisante, la vitesse peut atteindre Mach = 1 à la sortie de la tuyère mais elle ne peut guère dépasser cette valeur.
- Une tuyère divergente permet d'accélérer des gaz qui sont déjà à vitesse supersonique à l'entrée de celle-ci,
- Une tuyère convergente et divergente (tuyère de Laval) permet d'accélérer des gaz d'une vitesse subsonique jusqu'à une vitesse supersonique en combinant les deux effets décrits ci-dessus. Les gaz sont accélérés jusqu'à Mach 1 dans la section convergente de la tuyère puis ils sont accélérés au-dessus de Mach 1 dans la section divergente.

1.5.2. Choix de la tuyère

De par la géométrie conique de son divergent ; la tuyère intervient pour une grande part dans la vitesse d'éjection des gaz. En effet, elle transforme l'énergie chimique contenue dans les molécules en énergie cinétique et les accélère considérablement.

Le choix de la longueur de la tuyère et de sa section de sortie est déterminant et est une affaire de compromis. Effectivement, tandis que la fusée décolle et quitte l'atmosphère, elle est soumise à une pression atmosphérique décroissante. Ainsi, l'équation 1-1 nous annonce que pour $P_e = P_a$ (cas de la « tuyère adaptée ») la poussée est maximale, cette adaptation ne peut être tangible qu'à un instant donné. D'autre part, la fusée est soumise à une pression atmosphérique nulle dès qu'elle quitte la terre, et tout allongement de tuyère s'accompagne d'un accroissement de la poussée.

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 [1] :

$$\left(\frac{A}{A_c}\right)^2 = \frac{1}{M_c^2} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_c^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (1.5)$$

1.5.3. Différentes configurations de tuyères supersoniques

La poussée d'un système propulsif est dépendante en premier lieu de la quantité des produits de combustion éjectés à travers une tuyère où l'écoulement dans son passage est continuellement accéléré d'un régime subsonique à un régime supersonique à la section de sortie. Il existe plusieurs formes de ces organes, citons quelques exemples en pratique [9] :

- **Tuyère conique** : La forme géométrique la plus simple pour un divergent est le cône tronqué. Bien que la vitesse d'éjection des gaz de combustion de la tuyère conique soit égale à sa valeur unidimensionnelle correspondante au rapport de section donné, la direction de l'écoulement à la sortie n'est pas axiale. Si l'inclinaison de la tuyère à la sortie est nulle, la poussée est donc maximale mais vu l'inclinaison de la portion supersonique comprise entre des angles allant de 15° à 30° pour la tuyère conique, ceci engendre une perte considérable de poussée. Il est généralement plus pratique d'utiliser des tuyères coniques dans le cas des petits moteurs propulsifs, à cause particulièrement de leur simplicité [9].

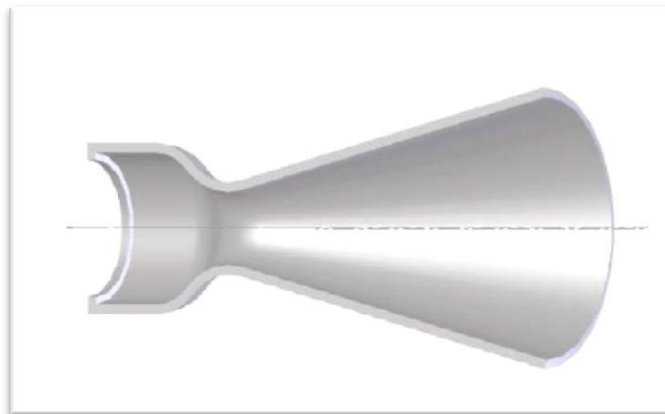


Figure 1.8 : Tuyère conique[9]

- **Tuyère à détente centrée** : Les tuyères coniques délivrent une certaine poussée mais néanmoins avec une perte considérable du fait que l'écoulement à la section de sortie n'est pas axial. Ce problème sera réglé par la recherche d'une forme d'une tuyère donnant à la sortie un écoulement uniforme et parallèle et les pertes de poussée sont ainsi réduites considérablement. Dans ce cas, on peut donner une valeur relativement importante à l'angle de divergence situé près du

col allant de 20° à 30° , afin de donner une importante détente sans gêner l'axialité de l'écoulement à la sortie. La seconde partie du divergent par sa forme courbée, tend à faire suivre à l'écoulement la direction uniforme et parallèle.

Le problème du calcul de la section de sortie et du contour pouvant fournir une poussée optimale a été posé en spécifiant uniquement la longueur et la pression ambiante. Un calcul variationnel permettant de résoudre le problème du champ d'écoulement à la sortie nécessaire pour l'atteindre. La dernière étape consiste à l'application de la méthode des caractéristiques afin d'avoir le contour de la tuyère supersonique [9].

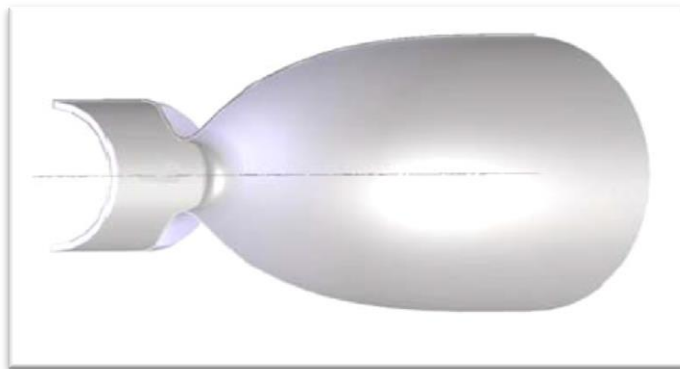


Figure 1.9 : Tuyère à détente centrée

- **Tuyère annulaire** : Un autre type de tuyère largement utilisé en turbomachine est appelé tuyère annulaire où la section d'éjection n'est pas normale à l'axe de la tuyère. Il forme un espace annulaire obtenu à partir d'un bouchon central et une conduite divergente externe. La perte de poussée due à la divergence de l'écoulement est moins considérable que la tuyère type conique au même rapport de section et longueur. L'optimisation de la forme géométrique de cette tuyère reste trop difficile du fait qu'on doit réaliser une optimisation sur la paroi interne et externe successivement [9] .

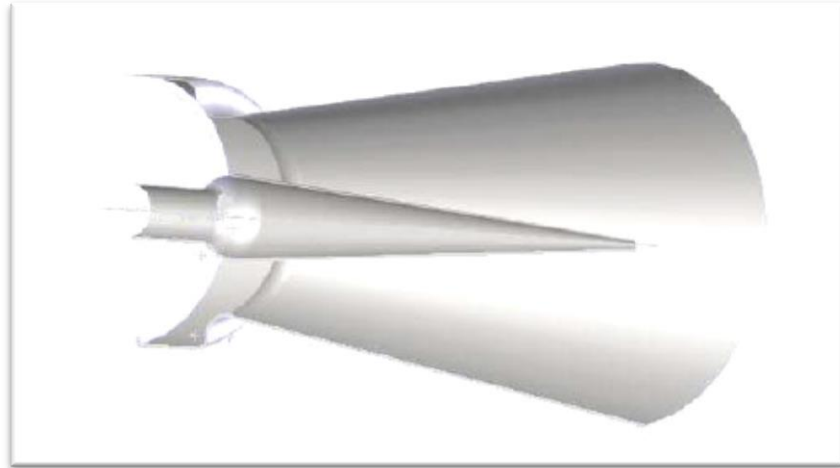
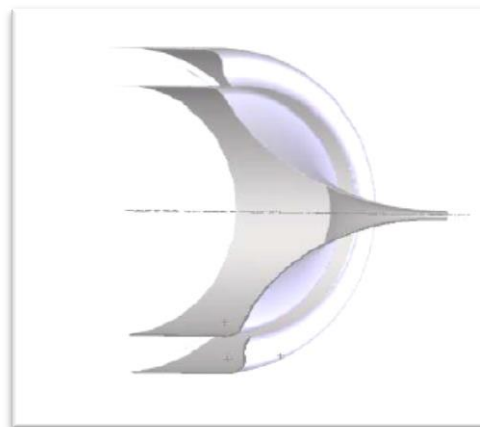


Figure 1.10 : Tuyère annulaire [9]

- **Tuyère type bouchon (Plug Nozzle)** : Pour ce type de tuyère, l'écoulement à travers la paroi se redresse uniquement de l'angle $\theta = \theta^*$ au col jusqu'à l'horizontal « $\theta = 0$ » à la sortie. Ici la zone d'expansion est absente, autrement dit, elle est contractée en un point. Pour arriver à dévier l'écoulement au col, on introduit un 'Lip' avec une inclinaison ψ considérée par rapport à la verticale. La poussée pour ce type de tuyère est identique à celle de la tuyère convergente – divergente [9].



Tuyère 1.11 : Tuyère type bouchon [9]

1.5.4. Performances des tuyères

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}).

1.5.4.1. La vitesse à la sortie de la tuyère (V_e)

En utilisant l'équation d'énergie pour un écoulement dans une tuyère, on trouve [1] :

$$h_e = h + \frac{V^2}{2} \quad (1.6)$$

Après quelque transformation, la vitesse à la sortie de la tuyère est donnée par la relation suivante :

$$V_e = \sqrt{2T_0 \left(\frac{R}{M} \right) \left(\frac{K}{K-1} \right) \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{K}{K-1}} \right]} \quad (1.7)$$

cette équation est une des plus utiles, puisqu'elle permet de calculer la vitesse de la sortie de la tuyère. En somme, il est nécessaire de savoir :

- K : rapport utile des chaleurs spécifiques des produits d'échappement, obtenu par l'analyse de la combustion.
- R est la constante des gaz universelle ($R' = 8314 \text{ N-m/kmol-K}$).
- M est le poids moléculaire utile des produits d'échappement, obtenu par l'analyse de combustion, et doit considérer la présence de toute espèce en phase condensée.

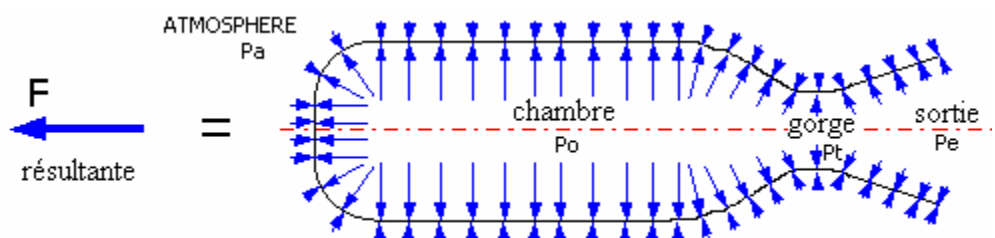
- T_c est la température de combustion du propulseur, aussi obtenu par l'analyse de combustion.
- P_e et P_o sont la pression de sortie de tuyère et la pression de chambre, respectivement. Pour la plupart des fusées amateurs, P_e peut être synonyme de pression atmosphérique ambiante : $P_e = P_a = 1$ atmosphère. P_o peut être la pression de chambre mesurée, théorique ou calculée.

1.5.4.2. La force de poussée

La poussée est créée par l'expulsion de masse (échappement) traversant la tuyère à haute vitesse. L'expression pour la poussée est donnée par :

$$F = \int PdA = mV_e + (P_e - P_a)A_e \quad (1.8)$$

où le terme de gauche dans l'équation (1.7) représente l'intégrale des forces de pression (résultante) agissant sur la chambre et la tuyère, proécoulementée sur une normale à l'axe de symétrie de la tuyère, comme le montre la figure.



A la fin et après transformation, l'expression de la poussée est :

$$F = A^* P_0 \sqrt{\frac{2K^2}{K-1} \left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{K+1}{K-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{K-1}{K}}\right]} \quad (1.9)$$

L'équation (1.8) montre que, si le terme de pression de poussée est zéro, la poussée est directement proportionnelle à l'aire de la gorge A^* , et est quasiment directement proportionnel P_0 .

Le degré auquel la poussée est amplifiée par la tuyère est quantifié par le coefficient de poussée C_F , et est définie en termes de la pression de la chambre et de l'aire de la gorge [8,1]. :

$$F = C_f A^* P_0 \quad (1.10)$$

Le coefficient de poussée détermine l'amplification de poussée due à l'expansion dans la tuyère comparée à la poussée qui serait exercée si la pression de la chambre agissait seulement sur l'aire de la gorge seulement. L'équation (1.9) est utile, puisqu'elle permet d'obtenir la valeur expérimentale de C_F à partir des valeurs mesurées : la pression de la chambre, le diamètre du col et la poussée. La valeur idéale de C_F est calculée à partir de l'expression suivante [8,1]. :

$$C_f = \sqrt{\frac{2K^2}{K-1} \left(\frac{2}{K+1} \right)^{\frac{K+1}{K-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{K-1}{K}} \right]} + \frac{(P_e - P_a)A_e}{P_0 A^*} \quad (1.11)$$

1.5.4.3. La vitesse caractéristique

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 ($m^* = \rho_t A_t V_t$). En utilisant les relations isentropiques et l'équation d'état d'un gaz parfait, le débit massique s'écrit comme[8]. :

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

On définit la vitesse caractéristique C^* par la formule suivante [8]. :

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

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

$$C^* = \frac{A_t P_0}{m^*} \quad (1.12)$$

L'équation (b) montre que C^* est fonction seulement de la température et les propriétés du gaz dans la chambre de combustion (γ , R et T0).

1.5.4.4. Impulsion spécifique

L'impulsion spécifique qu'un propulseur est capable de produire (soit théorique ou réel) est l'indicateur par excellence de la performance potentielle. Dans sa forme de base, l'impulsion spécifique peut être considérée comme traduisant la *poussée produite par unité de masse de propulseur sur une période de combustion d'une seconde*. Les unités de l'impulsion spécifique seraient des lb-s/lb ou des N-s/kg.

Pour une tuyère adaptée ($P_e = P_a$) et après quelques transformations des équations on obtient l'expression suivante de l'impulsion spécifique [1,2] :

$$I_{sp} = \frac{C^*}{g_0} \gamma \left[\left(\frac{2}{\gamma-1} \right) \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (1.13)$$

CHAPITRE 2

FONCTIONNEMENT D'UN MOTEUR FUSEE A PROPERGOLS LIQUIDES

2.1. Introduction

Dans ce chapitre, nous discutons des propriétés, des performances et caractéristiques des propergols liquides les plus utilisés dans le domaine spatial (satellites et lanceurs). Entre autres : hydrogène/ oxygène, mono-méthyl d'hydrazine/ tétra-oxyde d'azote et unsymmetrical dimethyl d'hydrazine/ tétra-oxyde d'azote.

2.2. Propriétés des propergols

Il est important de faire la distinction entre les caractéristiques et les propriétés des propergols et ceux du mélange des gaz chauds, qui résultent de la réaction lors de la combustion. La nature chimique des propergols liquides détermine les propriétés et les caractéristiques de ces deux types. Malheureusement dans la pratique, aucun des propulseurs connus présentent toutes les propriétés souhaitables, et la sélection de la combinaison d'agent propulseur est un compromis entre divers facteurs, tels que :

2.2.1. Facteur économique

Disponibilité en grande quantité et un faible coût sont des considérations très importantes de la sélection d'un propergol. Dans les applications militaires, l'examen doit être compte tenu de la logistique de production, d'approvisionnement et d'autres utilisations militaires possibles. Le processus de production doit être simple, ne nécessitant que l'équipement chimique ordinaire et des matières premières disponibles. Il est généralement plus coûteux d'utiliser un toxique ou un propulseur cryogénique qu'un stockable non toxique, car elle nécessite plus étapes d'opération, plusieurs dispositions de sécurité, les caractéristiques de conception supplémentaires, les procédures et le personnel souvent plus qualifiés.

2.2.2. Performance des propergols

La performance peut être comparé sur la base de l'impulsion spécifique, la vitesse d'échappement efficace, la vitesse caractéristique, la consommation spécifique du propulseur, la vitesse d'échappement idéale, ou d'autres paramètres du moteur. L'impulsion spécifique et la vitesse d'échappement sont fonctions de rapport de pression, la température de combustion, le rapport de mélange, et la masse moléculaire. Les valeurs des paramètres de performance pour diverses combinaisons de propergol peuvent être calculées avec un haut degré de précision (Voir tableau 2.1) [1].

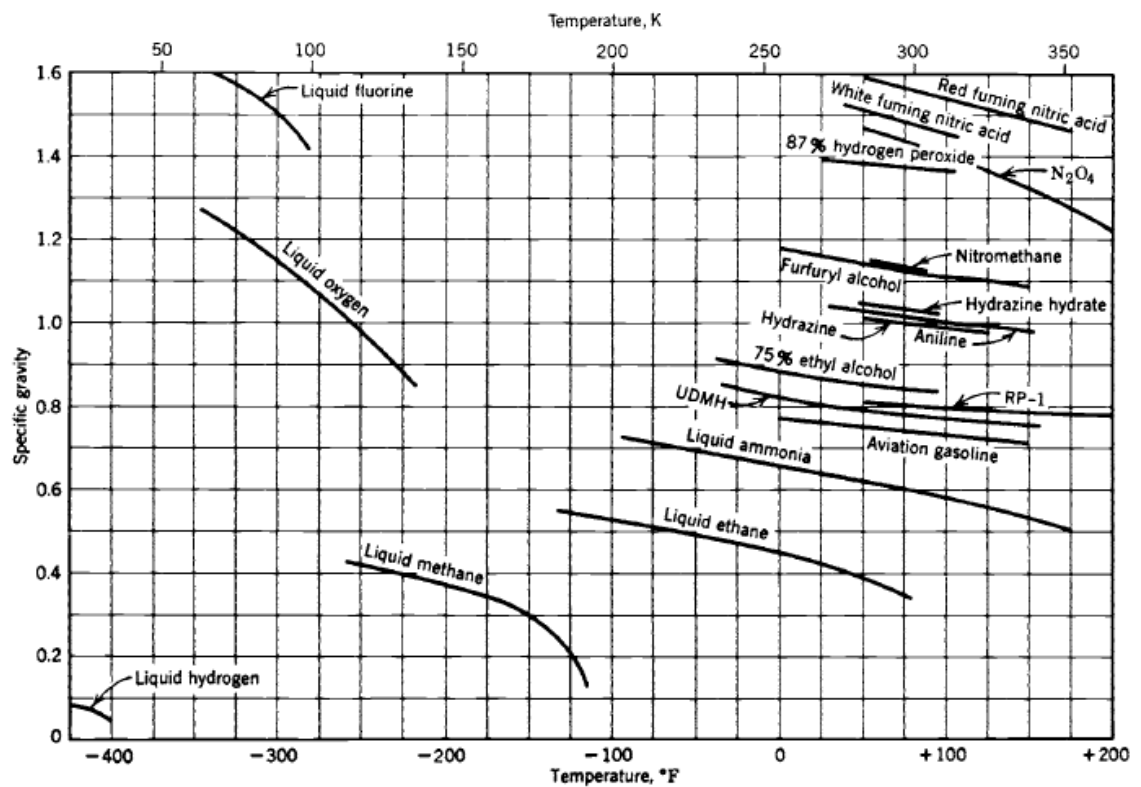


Figure 2.1 : la densité des propergols liquides en fonction de la température [1].

Tableau 2.1: Performances théoriques des combinaisons des propergols liquides [1].

Propellant	Liquid Fluorine	Hydrazine	Liquid Hydrogen	Methane	Monomethylhydrazine
Chemical formula	F ₂	N ₂ H ₄	H ₂	CH ₄	CH ₃ NHNH ₂
Molecular mass	38.0	32.05	2.016	16.03	46.072
Melting or freezing point (K)	53.54	274.69	14.0	90.5	220.7
Boiling point (K)	85.02	386.66	20.4	111.6	360.6
Heat of vaporization (kJ/kg)	166.26 ^b	44.7 ^b (298.15 K)	446	510 ^b	875
Specific heat (kcal/kg-K)	0.368 (85 K)	0.736 (293 K)	1.75 ^b (20.4 K)	0.835 ^b	0.698 (293 K)
	0.357 (69.3 K)	0.758 (338 K)	—		0.735 (393 K)
Specific gravity ^c	1.636 (66 K)	1.005 (293 K)	0.071 (20.4 K)	0.424 (111.5 K)	0.8788 (293 K)
	1.440 (93 K)	0.952 (350 K)	0.076 (14 K)		0.857 (311 K)
Viscosity (centipoise)	0.305 (77.6 K)	0.97 (298 K)	0.024 (14.3 K)	0.12 (111.6 K)	0.855 (293 K)
	0.397 (70 K)	0.913 (330 K)	0.013 (20.4 K)	0.22 (90.5 K)	0.40 (344 K)
Vapor pressure (MPa)	0.0087 (100 K)	0.0014 (293 K)	0.2026 (23 K)	0.033 (100 K)	0.0073 (300 K)
	0.00012 (66.5 K)	0.016 (340 K)	0.87 (30 K)	0.101 (117 K)	0.638 (428 K)

Nitric Acid ^a (99% pure)	Nitrogen Tetroxide	Liquid Oxygen	Rocket Fuel RP-1	Unsymmetrical Dimethyl- hydrazine (UDMH)	Water
HNO ₃	N ₂ O ₄	O ₂	Hydrocarbon CH _{1.97}	(CH ₃) ₂ NNH ₂	H ₂ O
63.016	92.016	32.00	~ 175	60.10	18.02
231.6	261.95	54.4	225	216	273.15
355.7	294.3	90.0	460–540	336	373.15
480	413 ^b	213	246 ^b	542 (298 K)	2253 ^b
0.042	0.374	0.4	0.45	0.672	1.008
(311 K)	(290 K)	(65 K)	(298 K)	(298 K)	(273.15 K)
0.163	0.447			0.71	
(373 K)	(360 K)			(340 K)	
1.549	1.447	1.14	0.58	0.856	1.002
(273.15 K)	(293 K)	(90.4 K)	(422 K)	(228 K)	(373.15 K)
1.476	1.38	1.23	0.807	0.784	1.00
(313.15 K)	(322 K)	(77.6 K)	(289 K)	(244 K)	(293.4 K)
1.45	0.47	0.87	0.75	4.4	0.284
(273 K)	(293 K)	(53.7 K)	(289 K)	(220 K)	(373.15 K)
	0.33	0.19	0.21	0.48	1.000
	(315 K)	(90.4 K)	(366 K)	(300 K)	(277 K)
0.0027	0.01014	0.0052	0.002	0.0384	0.00689
(273.15 K)	(293 K)	(88.7 K)	(344 K)	(289 K)	(312 K)
0.605	0.2013		0.023	0.1093	0.03447
(343 K)	(328 K)		(422 K)	(339 K)	(345 K)

2.2.3. Corrosion

Divers agents propulseurs, tels que le tétr oxyde d'azote ou le peroxyde d'hydrogène, doivent être manipulés dans des récipients et des canalisations de matériaux spéciaux. Si la propulseur ont été autorisés à être contaminés par des produits de corrosion, sa les propriétés physiques et chimiques pourraient changer suffisamment pour le rendre impropre pour le fonctionnement de la fusée. La corrosion des produits de réaction gazeux est importante dans les applications dans lesquelles les produits de réaction sont susceptibles d'endommager la structure et les parties du véhicule ou sur les collectivités et le logement à proximité d'un test installation ou d'un site de lancement [1].

2.2.4. Risque d'explosion

Certains propergols des propulseurs tels que le peroxyde d'hydrogène (H_2O_2) et du nitro-méthane (CH_3NO_2), sont instables et ont tendance à exploser dans certaines conditions d'impuretés, de la température, et le choc. Si des comburants liquides (par exemple, l'oxygène liquide) et les carburants sont mélangés ensemble, ils peuvent faire exploser. Les accidents de transport de ce genre provoqué par un tel mélange, se produit rarement lors lancement du véhicule [1].

2.2.5. Risque d'incendie

Beaucoup de comburants vont commencer des réactions chimiques avec une grande variété des composés organiques. L'acide nitrique (HNO_3), peroxyde d'azote (N_2O_4), de fluorine (CaF_2), ou peroxyde d'hydrogène (H_2O_2) réagit spontanément avec de nombreuses substances organiques. La plupart des combustibles sont facilement inflammable lorsqu'ils sont exposés à l'air et à la chaleur [1].

2.2.6. Compatibilité des matériaux

Beaucoup de propergols liquides ne sont pas tous avec les matériaux. Que ce soit métaux et non-métaux, tels que les joints d'étanchéité ou des joints toriques. Il y a eu des échecs malheureux (provoquant des incendies, les fuites, la corrosion, ou des dysfonctionnements) quand un matériau inapproprié ou incompatible a été utilisé dans le matériel d'un moteur à fusée. En fonction du composant et condition du chargement, ces matériaux de structure doivent résister à des contraintes élevées, corrosion sous contrainte, des températures élevées, ou à l'abrasion [1].

2.2.7. Propriétés physiques Souhaitable

- Point bas de congélation
- Densité élevé
- Stabilité
- Propriétés de transfert de chaleur (chaleur spécifique élevée, conductivité thermique élevée et le point d'ébullition élevé).

- Variation de la température (la variation de la température des propriétés physiques du propergol liquide devrait être faible).
- Les propriétés de l'allumage, de combustion et de la flamme.
- Variations des propriétés et spécifications
- Addition

2.3. Oxydants liquide

2.3.1 Oxygène liquide (O₂)

L'oxygène liquide, souvent abrégé en LOX, stocké à 90 K et à la pression atmosphérique. Dans ces conditions, il a une densité de 1,14 et une chaleur de vaporisation de 213 kJ / kg. Il est largement utilisé comme comburant et brûle avec une flamme blanche jaunâtre avec la plupart des combustibles hydrocarbonés. Il a été utilisé en combinaison avec des alcools, carburateurs (de type kérosène), l'essence et l'hydrogène. Son rendement est relativement élevé. L'oxygène liquide est donc un comburant souhaitable pour un propulseur et couramment utilisé dans les grands moteurs de fusée. Les missiles suivants et les lanceurs spatiaux utilisent de l'oxygène comme oxydant par exemple : Atlas, Thor, Jupiter



Atlas



Thor



Jupiter

Figure 2.2 : Exemple de missiles à oxydant liquide

Bien qu'il ne se brûle pas habituellement spontanément avec des matières organiques à pressions ambiantes, une combustion ou des explosions peuvent se produire quand un mélange confiné d'oxygène et de matière organique est soudainement sous pression. Des tests d'impact montrent que les mélanges d'oxygène liquide avec de nombreuses huiles commerciales ou les matières organiques exploseraient. L'oxygène liquide soutient et accélère la combustion d'autres matériaux. La manipulation et le stockage sont en sécurité lorsque des matériaux de contact sont propres. L'oxygène liquide est un liquide non corrosif et non toxique et ne causera pas de détérioration des parois du récipient propre. En cas de contact prolongé avec la peau de l'homme, le propulseur cryogénique provoque de graves brûlures. Comme le liquide d'oxygène s'évapore rapidement, il ne peut pas être stocké facilement pour longtemps. Si l'oxygène liquide est utilisé en grandes quantités, alors il est souvent produit très proche de son point d'application. L'oxygène liquide peut être obtenu par plusieurs façons, par exemple par ébullition de l'azote liquide à l'extérieur de l'air liquide [8].

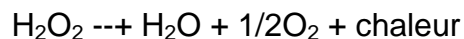
2.3.2. Peroxyde d'hydrogène H₂O₂

En application de la fusée, le peroxyde d'hydrogène a été utilisé sous forme très concentré de 70 à 99%; le reste est principalement de l'eau. Peroxyde d'hydrogène concentré a été utilisé entre 1938 et 1965 (X-1 et X-15 avions de recherche) ou le missile Redstone



Figure 2.3 : Missile Redstone utilisant comme comburant le Peroxyde d'hydrogène

Dans la chambre de combustion, le gaz propulseur se décompose et forme de la vapeur surchauffée et de l'oxygène gazeux.



L'utilisation d'un catalyseur (comme le dioxyde de manganèse, le permanganate de potassium, l'argent, ou une enzyme telle que la catalase) augmente considérablement le taux de décomposition du peroxyde d'hydrogène. Ce phénomène produit un dégagement d'oxygène intense ainsi qu'une forte chaleur. Les récipients de stockage doivent être constitués d'une matière compatible comme le polyéthylène ou l'aluminium et nettoyés de toute impureté (un procédé appelé passivation). Ce puissant biocide est toxique pour de nombreux organismes, à des doses variant selon les espèces, leur âge et le contexte. Sa toxicité a fait l'objet d'une réévaluation publiée en 1999 par le Centre international de recherche sur le cancer[1].

2.3.3. Acide nitrique (HNO₃)

L'acide nitrique, est un corps composé chimique de formule HNO₃. Liquide incolore lorsqu'il est pur. Il existe plusieurs types de mélanges d'acide nitrique qui

ont été utilisés comme agents oxydants entre 1940 et 1965. Ils ne sont pas largement utilisés aujourd'hui. Le type le plus connu est l'acide nitrique fumant rouge (IRFNA), qui se compose de l'acide nitrique concentré (HNO_3) et le dioxyde d'azote NO_2 dissous entre 5 et 20%. Les fumées rouge-brune d'évaporation sont extrêmement ennuyeuses et toxique. Par rapport à l'acide nitrique concentré (également appelé dégagement de fumée blanche l'acide nitrique), RFNA est plus énergétique et plus stable au stockage, et moins corrosive aux nombreux matériaux du réservoir. Il a été l'un des premiers ergols oxydants de propergols liquides pour moteurs-fusée, associé au RP-1, à l'UDMH (diméthylhydrazine asymétrique $\text{H}_2\text{N}-\text{N}(\text{CH}_3)_2$ et au MMH (monométhylhydrazine $\text{H}_2\text{N}-\text{NHCH}_3$) comme carburants. Dans cette utilisation, le caractère très corrosif de l'acide nitrique a été longtemps un problème, résolu par l'addition d'un demi-pourcent d'acide fluorhydrique qui assure la passivation du métal des réservoirs et des conduits, dans ce qu'on appelle l'acide nitrique fumant rouge inhibé. Il est remplacé depuis le début des années 1990 par le peroxyde d'azote N_2O_4 .

2.3.4. Peroxyde d'azote (N_2O_4)

Le peroxyde d'azote, ou tétraoxyde de diazote, est un composé chimique de formule N_2O_4 . C'est un liquide incolore à jaune brun selon la concentration de dioxyde d'azote NO_2 qu'il contient : N_2O_4 est en équilibre avec NO_2 , dont il constitue en fait un dimère. C'est un oxydant très puissant, corrosif et toxique. Appelé également NTO en astronautique, le peroxyde d'azote est un comburant très employé notamment avec l'hydrazine et ses dérivés pour former des propergols liquides stockables hypergoliques.

Le peroxyde d'azote est l'un des principaux ergols utilisés aujourd'hui en propulsion spatiale. Il a remplacé l'acide nitrique d'abord utilisé comme comburant des propergols de moteurs-fusée, avec des carburants tels que le RP-1, l'UDMH ou la MMH. Les moteurs étaient protégés de l'acidité du comburant par un ajout de 0,6 % de fluorure d'hydrogène (HF). L'acide nitrique a été remplacé par d'autres comburants, notamment le peroxyde d'azote, dès le début des années 1990. Les lanceurs spatiaux et les missiles balistiques ont commencé à l'utiliser vers la fin des années 1950, lorsque les États-Unis et l'URSS l'ont choisi comme comburant formant avec l'hydrazine et ses dérivés

Hydrate d'hydrazine, MMH, UDMH, Aérozine 50 et UH 25 principalement des propergols liquides stockables hypergoliques.

Appelé NTO (pour *Nitrogen Tetroxide*) dans le cadre de la propulsion spatiale, le peroxyde d'azote est le comburant le plus fréquemment utilisé dans les moteurs hypergoliques. À ce titre il est mis en œuvre sur un grand nombre d'étages inférieurs conçus dans les années 1960 comme le lanceur russe Proton, l'étage Fregat des lanceurs russes Soyouz et Zenit, les fusées chinoises Longue Marche. Il a été remplacé sur ces étages par l'oxygène liquide sur les lanceurs conçus par la suite. Il reste très fréquemment utilisé sur les étages supérieurs qui conservent malgré leur toxicité des ergols hypergoliques car ils sont faciles à stocker dans les réservoirs des lanceurs et permettent de multiples allumages comme les moteurs de manœuvre orbitale (OMS) de la navette spatiale de la NASA, étage à propergol stockable (EPS) d'Ariane 5, ou encore le lanceur indien GSLV, les moteurs permettant l'insertion en orbite des sondes spatiales, etc [1].

2.4. Carburants liquide

Encore une fois, de nombreux produits chimiques ont été proposés, étudié et testé. Seuls quelques-uns ont été utilisés dans la propulsion des moteurs de fusée. Citant par exemple :

2.4.1. Combustibles hydrocarbures

Les dérivés du pétrole englobent une grande variété de différents produits chimiques d'hydrocarbures, dont la plupart peuvent être utilisés en tant que carburant de fusée. Les plus connus sont : l'essence, le kérosène, le carburant diesel et le carburant du turboréacteur. Leurs propriétés physiques et chimiques varient considérablement selon le type de pétrole brute et à partir duquel ils ont été raffiné, le procédé chimique utilisé dans leur production, et avec l'exactitude du contrôle exercé dans leur fabrication.

En général, ces carburants pétroliers sont relativement faciles à manipuler, et il y a une offre abondante de ces carburants disponibles à faible coût. Les produits pétroliers raffinés particulièrement adapté comme propulseur de fusée sont désignés en général par RP-1. Il est en fait un mélange de kérosène comme

saturé et des hydrocarbures insaturés. Plusieurs combustibles hydrocarbonés peuvent former des dépôts de carbone à l'intérieur sur des passages de refroidissement, ce qui empêche le transfert de chaleur et en augmentant la paroi Les températures. RP-1 a été utilisé avec l'oxygène liquide dans l'Atlas, Thor, Delta, Titan I, et les moteurs de fusée Saturne.

Le méthane (CH_4) est un carburant cryogénique d'hydrocarbures. Il est plus dense que l'hydrogène liquide avec un coût relativement faible, par rapport aux hydrocarbures pétroliers raffinés. Il a des propriétés hautement reproductibles avec de l'oxygène liquide et il représente un candidat de combinaison pour les propulseurs de véhicule de lancement des moteurs de fusée et aussi les moteurs à réaction (Lorsque l'oxygène est disponible à partir des moteurs principaux). Les moteurs expérimentaux à oxygène méthane ont été testés, mais ils ne sont pas encore utilisés [4].

2.4.2. Hydrogène liquide (H_2)

L'hydrogène liquide, lorsqu'ils sont brûlés avec du fluor liquide ou l'oxygène liquide, donne un haute performance, comme indiqué dans le tableau 5-5. Il est également un excellent régénératif liquide de refroidissement. Avec l'oxygène, il brûle avec une flamme incolore; cependant, les ondes de choc dans le panache peut être visible. De tous les combustibles connus, l'hydrogène liquide est le plus léger et le plus froid, ayant une densité de 0,07 et un point d'ébullition d'environ 20 K. La très faible densité de carburant nécessite des réservoirs de carburant volumineux, qui nécessitent très de grands volumes de véhicules. La température extrêmement faible rend le problème de la le choix des matériaux de réservoir et de la tuyauterie appropriés difficile, parce que beaucoup de métaux deviennent cassants à basses températures [8].

L'hydrogène liquide est le dihydrogène refroidi en dessous de son point de condensation, soit 20,28 K ($-252,87\text{ °C}$) à pression atmosphérique (101 325 Pa). Il a une masse volumique de $70,973\text{ kg/m}^3$. Il est généralement désigné par l'acronyme LH2 pour les applications astronautiques. C'est en effet l'un des combustibles liquides les plus utilisés au décollage, par exemple par les lanceurs tels que la navette spatiale, la fusée Delta IV et la fusée Ariane 5.



Delta IV



Ariane 5

Figure 2.4 : Fusées utilisant l'hydrogène LH2 comme carburant

L'hydrogène brûlant avec de l'oxygène forme un gaz d'échappement non toxique. Cette combinaison a été appliquée avec succès à des véhicules de lancement spatial en raison de sa forte impulsion spécifique. La figure 2.4 du moteur Vulcain 2 est un moteur à biergols LH2 / LO2

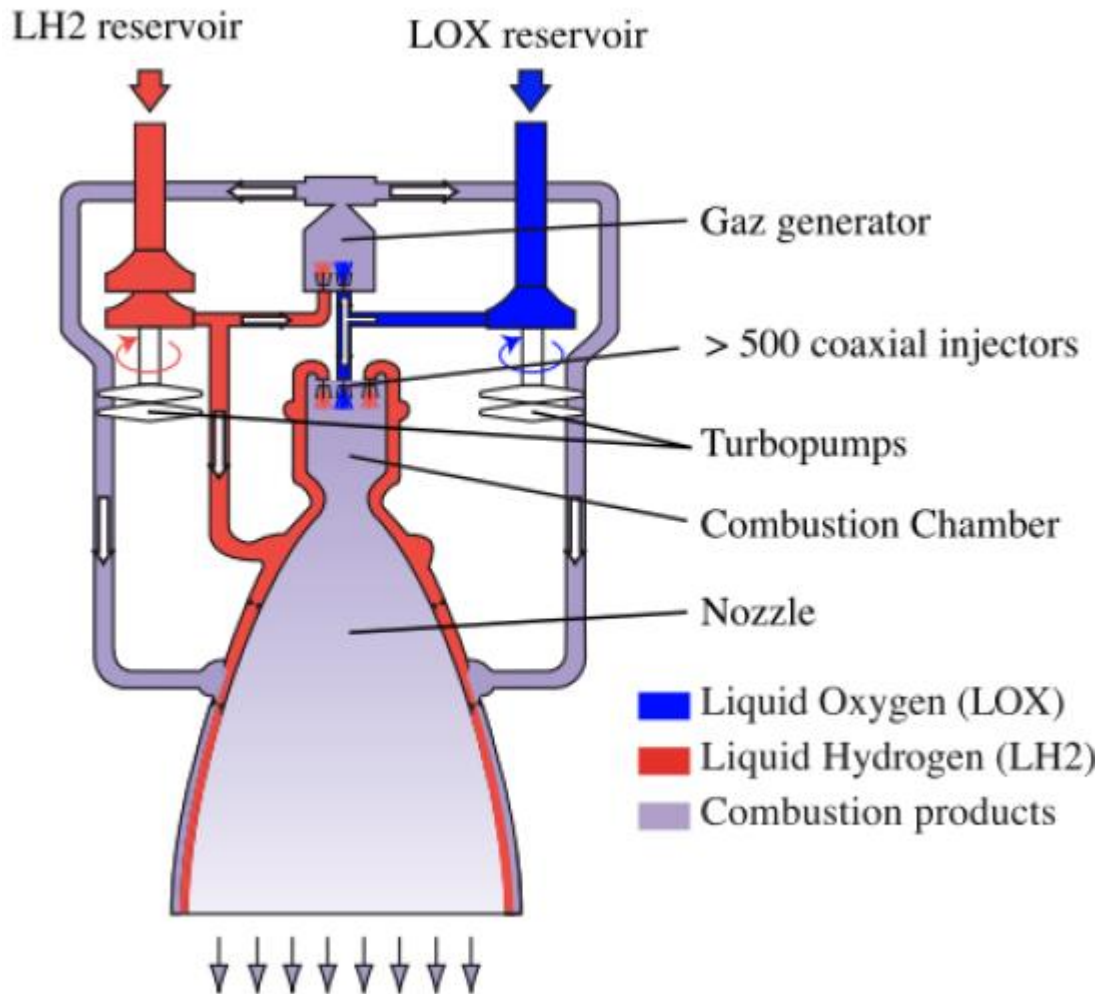


Figure 2.5 : Principe de fonctionnement du moteur Vulcain 2[8].

2.4.3. L'hydrazine (N_2H_4)

L'hydrazine, de nom officiel diazane, de formule chimique N_2H_4 et de formule semi-développée H_2N-NH_2 , est un composé chimique liquide incolore, avec une odeur rappelant celle de l'ammoniac. Elle est miscible à l'eau en toutes proportions.

L'hydrazine fut d'abord utilisée comme carburant pour fusées lors de la Seconde Guerre mondiale pour les avions Messerschmitt Me 163 (le premier avion-fusée), sous le nom de B-Stoff (en fait, de l'hydrate d'hydrazine). Ce B-Stoff était mélangé à du méthanol (M-Stoff) pour donner du C-Stoff, lequel était utilisé comme carburant avec du T-Stoff, un concentré de peroxyde d'hydrogène,

utilisé comme comburant au contact duquel il s'enflammait spontanément en une réaction très énergétique.

Aujourd'hui, l'hydrazine est utilisée généralement seule comme monergol dans les moteurs à faible poussée (mais grande précision) permettant le positionnement sur orbite des satellites et des sondes spatiales ; dans ce cas, la poussée est assurée par décomposition catalytique de l'hydrazine et non par combustion. Cette décomposition est en effet une réaction très exothermique. Elle est obtenue en faisant passer l'hydrazine sur un catalyseur dont le composant actif est l'iridium métallique déposé sur une grande surface d'alumine (oxyde d'aluminium), ou de nanofibres de carbone, ou plus récemment le nitrure de molybdène sur l'alumine. Sa décomposition en ammoniac, diazote et dihydrogène résulte des réactions suivantes :

1. $3 \text{N}_2\text{H}_4 \rightarrow 4 \text{NH}_3 + \text{N}_2$.
2. $\text{N}_2\text{H}_4 \rightarrow \text{N}_2 + 2 \text{H}_2$.
3. $4 \text{NH}_3 + \text{N}_2\text{H}_4 \rightarrow 3 \text{N}_2 + 8 \text{H}_2$.

Cette décomposition se déclenche en quelques millisecondes et permet de doser la poussée de façon très précise. Ces réactions sont très exothermiques (le catalyseur de la chambre peut atteindre 800 °C en quelques millisecondes), et produisent un gros volume de gaz chauds à partir d'un faible volume d'hydrazine liquide³⁵, ce qui en fait un bon propergol pour la propulsion spatiale. Certains dérivés de l'hydrazine sont également employés comme ergols liquides : la monométhylhydrazine $\text{H}_2\text{N}-\text{NHCH}_3$ (ou MMH), et la diméthylhydrazine asymétrique, $\text{H}_2\text{N}-\text{N}(\text{CH}_3)_2$ (ou UDMH). Ils sont généralement utilisés avec le peroxyde d'azote N_2O_4 comme oxydant, avec lequel ils forment un propergol liquide stockable hypergolique [1].

2.4.4. Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH)

La diméthylhydrazine, qu'on appelle UDMH (pour diméthylhydrazine asymétrique, en *anglais* : *Usymmetrical Dimethylhydrazine*) en astronautique, est le composé chimique de formule $\text{H}_2\text{N}-\text{N}(\text{CH}_3)_2$. L'UDMH est un produit dangereux, cancérigène, et qui s'il n'explose pas aux chocs, produit des vapeurs inflammables aux concentrations comprises entre 2,5 et 95 % dans l'air (c'est un carburant de

fusées). L'UDMH se présente sous la forme d'un liquide clair, volatil et hygroscopique, à l'odeur ammoniacale piquante typique des amines organiques. Elle vire au jaune à l'air libre, dont elle absorbe l'oxygène et le dioxyde de carbone.

Cette molécule entre dans la composition de nombreux propergols liquides pour fusées tels que l'aérozine 50 et l'UH25, formant un propergol hypergolique avec le peroxyde d'azote N_2O_4 (NTO) et les MON (mélanges de peroxyde et de monoxyde d'azote en proportions variables), parfois encore avec l'acide nitrique fumant rouge inhibé (IRFNA). L'UDMH a été préférée à l'hydrazine pure comme ergol réducteur car elle se comporte mieux aux températures élevées, réduisant les risques d'explosion, et est liquide à température plus basse (elle gèle à -57 °C au lieu de 1 °C pour l'hydrazine). Elle peut être stockée sur de longues périodes de temps dans les réservoirs des engins spatiaux. Elle est également assez dense ($793\text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$, moins cependant que l'hydrazine : $1\,004,5\text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$), ce qui lui confère de bonnes performances pour la propulsion spatiale. Mélangée avec l'hydrazine à 50 % en masse, l'UDMH donne un carburant appelé aérozine 50, qui cumule la densité élevée de l'hydrazine avec la stabilité de l'UDMH. C'est sous forme d'aérozine 50 que l'UDMH est le plus souvent utilisée.

De nombreux lanceurs sont propulsés à l'UDMH pure ou à l'aérozine 50, tels que le Longue Marche chinois (avec le NTO), le Cosmos russe (avec l'IRFNA), le Proton russe (avec le NTO), le Shavit israélien (avec le NTO), le Deltaaméricain (de l'aérozine 50 avec le NTO) ou encore le futur GSLV Mk III indien (avec le NTO) [1].



Fusée Proton K



GSLV Mk III

Figure 2.6 : Exemples de fusées propulsée à l'UDMH pure avec du peroxyde d'azote (NTO).

2.4.5. Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH)

Le méthylhydrazine, plus couramment appelée mono-méthyl d'hydrazine (MMH) dans l'industrie et en astronautique par opposition à la diméthyl d'hydrazine asymétrique (UDMH), un composé chimique de formule semi-développée $(\text{H}_3\text{C})\text{HN-NH}_2$. C'est un composé toxique et cancérigène, mais qui peut être facilement stocké dans l'espace sans que soient nécessaires des systèmes de stockage et de maintenance massifs.

La MMH est largement utilisée comme ergol réducteur pour la propulsion spatiale, particulièrement pour les applications requérant fiabilité et précision, telles que les manœuvres d'approche dans l'espace : elle est ainsi employée dans le système de manœuvre orbital (OMS) de la navette spatiale de la NASA ainsi que dans l'étage à propergol stockable (EPS) d'Ariane 5. L'Agence spatiale européenne cherche d'ailleurs des alternatives à cet ergol afin de s'affranchir de ce genre de composés dangereux. La mono-méthyl d'hydrazine est toxique pour le système nerveux et pour le foie, elle inactive la vitamine B6 [1].

CHAPITRE 3

CALCUL DE LA TEMPERATURE DE COMBUSTION D'UN PROPULSEUR BIERGOLS

3.1 Introduction

La propulsion de fusée est un sujet riche mais pas fondamental, et il n'y a pas de lois spécifiques de base de nature particulière à la propulsion. Les principes de base sont essentiellement ceux issus de la thermodynamique, de la mécanique des fluides, du transfert de chaleur et de la chimie.

Dans ce chapitre ; en premier lieu ; une méthode convenable pour le calcul des performances énergiques théoriques d'un mélange comburant-combustible qui fut développé dans le centre de recherche de la NASA par Sanford Gordon & Bonnie J. McBride a été décrite. Cette méthode est basée sur des hypothèses simplificatrices généralement acceptées par les concepteurs de fusées, un calcul logique et simple de l'équilibre chimique dans un mélange réactif à prédominance gazeuse, multi-composant, en faisant appel à la minimisation de l'énergie de Gibbs a été présenté. Une seconde section expose un modèle numérique d'analyse thermique de la chambre de combustion et de la tuyère refroidies comme décrit dans les travaux de SUTTON & BIBLARZ et d'Alexander Ponomarenko.

Les combinaisons des ergols à étudier sont : hydrogène/ oxygène, mono-methyl d'hydrazine/ tétra-oxyde d'azote et unsymmetrical dimethyl d'hydrazine/ tétra-oxyde d'azote

3.2. 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. Les propergols les plus fréquents sont des diergols, c'est-à-dire à deux liquides, l'un comburant et l'autre combustible, stockés séparément [1].

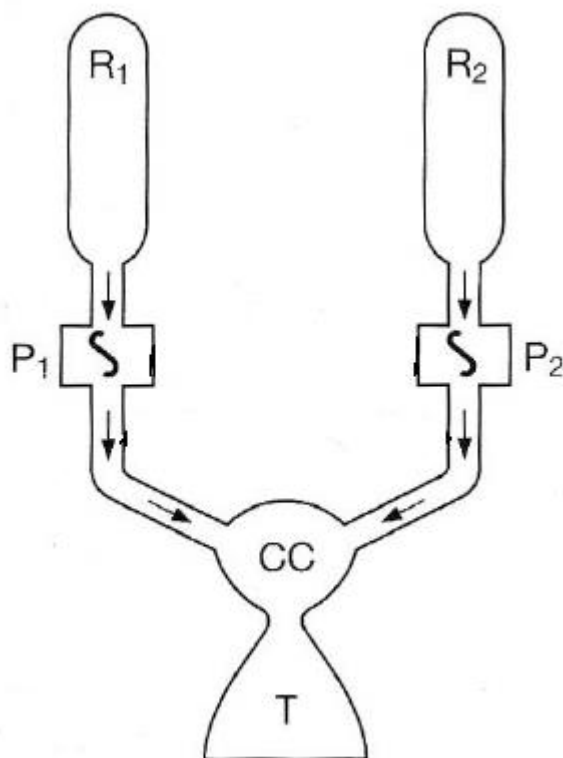


Figure 3.1 : Architecture générale d'un système de propulsion biergol

Les couples des ergols liquides étudiés et ses températures initiales (T_0) ont été présentés dans le tableau 3.1.

Tableau 3.1 : les températures initiales des ergols liquides [2].

	Réaction 1	Réaction2	Réaction3
Carburant	LH2	MMH	UDMH
Oxydant	LOX	N2O4	N2O4
$T_0(\text{Fuel}), K$	20	298	298
$T_0(\text{Oxyder}), K$	90	298	298

3.3. Méthode d'analyse et de calcul

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 rapport

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 réside à résoudre deux problèmes thermochimiques qui sont :

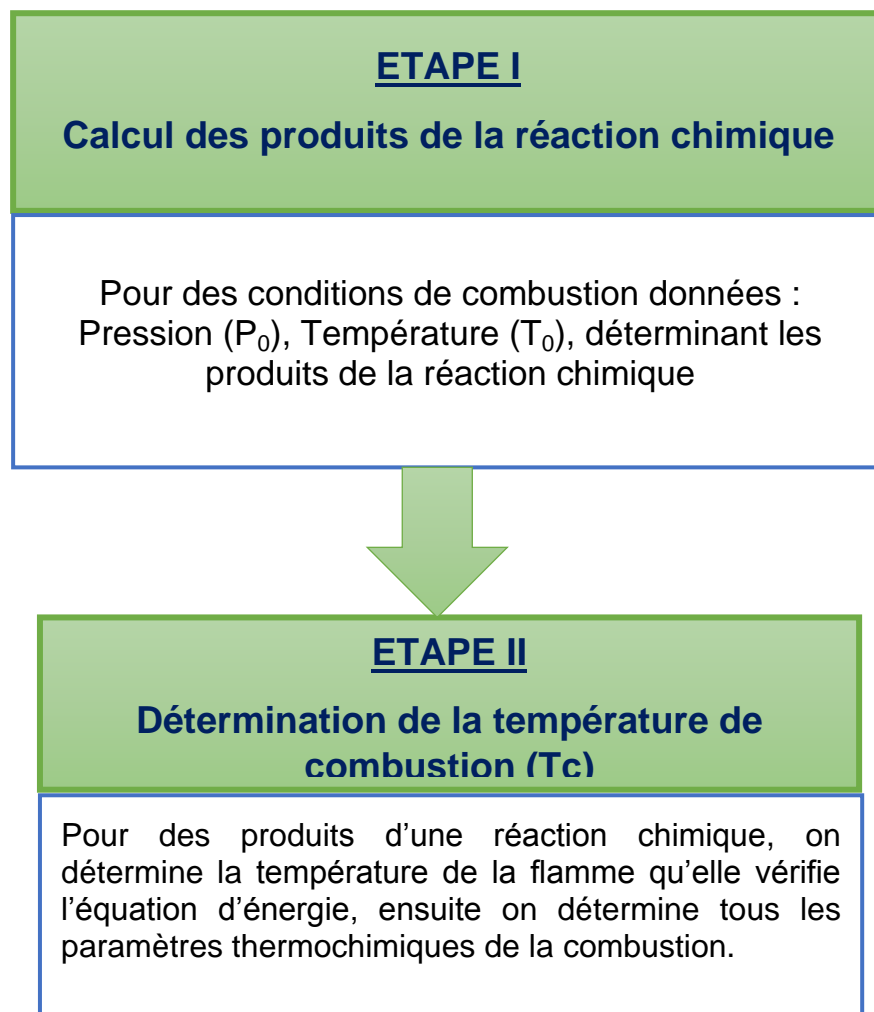
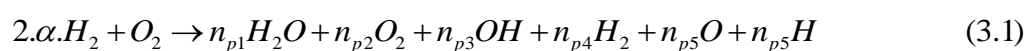
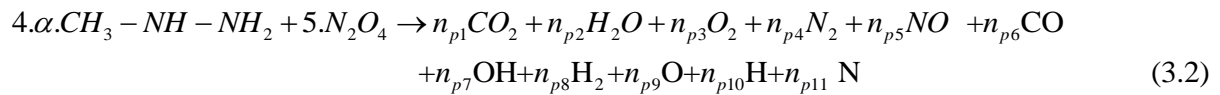


Figure 3.2 : Etapes de détermination d'une température de la flamme d'une réaction chimique

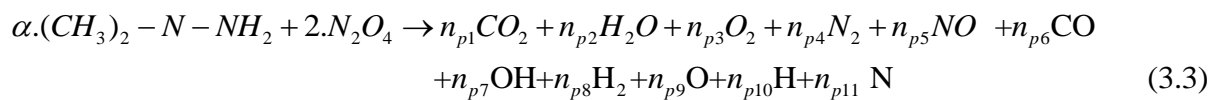
3.3.1. Combustion de L'hydrogène (H_2) avec l'oxygène (O_2)



3.3.2. Combustion de mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N₂O₄)

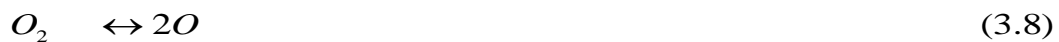


3.3.3. Combustion d'Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N₂O₄)



α : représente Le coefficient stœchiométrique

lorsque la température de combustion Tc départ de 2000 °K. A cette température relativement élevée, les produits de combustion sont partiellement dissociés conformément aux équilibres suivants :



Ces constantes dépendent de la température et en général, de la pression également. Leur variation en fonction de la température doit être connue pour calculer la température d'équilibre (Tc) et les concentrations à l'équilibre de produits de dissociation.

Les constants d'équilibre de ces réactions sont respectivement : Kp1, Kp2, Kp3,

Kp4, Kp5, Kp6 et Kp7. Les paramètres thermodynamiques: chaleur spécifique des gazes (Cp), les enthalpies (H), les entropies (S) et les constants d'équilibre (Kp) sont déterminés par la méthode de Gordon et McBride. Les expressions de Gordon et McBride utilisées pour le calcul de ces paramètres sont [5].:

$$\frac{C_P}{R} = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4 \quad (3.11)$$

$$\frac{H}{RT} = a_1 + \frac{a_2}{2} T + \frac{a_3}{3} T^2 + \frac{a_4}{4} T^3 + \frac{a_5}{5} T^4 + \frac{a_6}{T} \quad (3.12)$$

$$\frac{S}{R} = a_1 \ln T + a_2 T + \frac{a_3}{2} T^2 + \frac{a_4}{3} T^3 + \frac{a_5}{4} T^4 + a_7 \frac{a_6}{T} \quad (3.13)$$

Où les constantes a1, a2....., a7, sont des coefficients propres à chaque espèce ont été utilisés pour l' intervalle de température

suivante: $1000 \leq T \leq 6000$

Les constants d'équilibre (Kp1 à Kp7) des réactions d'équilibre (3.4 à 3.10)ont été calculés par

Loi d'action de masse de **Guldberg** et **Waage** [4]. :

$$\Delta G_r(T) = -RT \ln K(T) \quad (3.14)$$

Donc :

$$K_{pi} = \exp\left(-\frac{\Delta G}{RT}\right) \quad (3.15)$$

Avec $\Delta G = G_{\text{products}} - G_{\text{reactants}}$ et $G = H - T S$
G: l'énergie libre de Gibbs

Les produits de combustion après dissociation sont donc :

CO2 , H2O ,O2 ,N2 , NO ,CO ,OH , H2 ,O ,H , N.

Les fractions molaires sont :

$X_{CO_2}, X_{H_2O}, X_{O_2}, X_{N_2}, X_{NO}, X_{OH}, X_{CO}, X_{H_2}, X_O, X_H, X_N.$

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

$$n_t = \sum_j n_{pj} \quad (3.16)$$

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 (3.1), les équations de conservation de la masse pour (H) et (O) sont :

$$(H): 4\alpha = 2n_{p1} + n_{p4} + n_{p6} \rightarrow 2n_{p1} + n_{p4} + n_{p6} - 4\alpha = 0 \quad (3.17)$$

$$(O): 2 = n_{p1} + 2n_{p2} + n_{p3} + n_{p5} \rightarrow n_{p1} + 2n_{p2} + n_{p3} + n_{p5} - 2 = 0 \quad (3.18)$$

- Le nombre de mole totale (n_t) de la réaction (3.1) est:

$$n_t = n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} \rightarrow n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} - n_t = 0 \quad (3.19)$$

- En utilisant la définition d'un constant d'équilibre (K_p) pour les réactions (3.5),

(3.6), (3.7) et (3.8) :

$$K_{p2} = \frac{n_{p3}^2 \cdot n_{p4} \cdot P_r}{n_{p1}^2 \cdot n_t} \rightarrow n_{p3}^2 \cdot n_{p4} \cdot P_r - K_{p2} n_{p1}^2 \cdot n_t = 0 \quad (3.20)$$

$$K_{p4} = \frac{n_{p6}^2 \cdot P_r}{n_{p4} \cdot n_t} \rightarrow n_{p6}^2 \cdot P_r - K_{p4} n_{p4} \cdot n_t = 0 \quad (3.21)$$

$$K_{p5} = \frac{n_{p5}^2 \cdot P_r}{n_{p2} \cdot n_t} \rightarrow n_{p5}^2 \cdot P_r - K_{p5} n_{p2} \cdot n_t = 0 \quad (3.22)$$

Les équations (3.17 à 3.22) constituent un système non linéaire des équations

(3.23) pour la combinaison hydrogène/oxygène. D'une façon similaire, les systèmes (3.24), (3.25) ont été obtenus pour les autres combinaisons.

3.4. Les systèmes d'équations :

3.4.1.La combustion de (H2 + O2) :

$$\left\{ \begin{array}{l} 2n_{p1} + n_{p3} + 2.n_{p4} + n_{p6} - (4\alpha) = 0 \\ n_{p1} + 2n_{p2} + n_{p3} + n_{p5} - 2 = 0 \\ n_{p3}^2 \cdot n_{p4} \cdot P - K_{p2} \cdot n_{p1}^2 \cdot n_t = 0 \\ n_{p4}^2 \cdot n_{p2} \cdot P - K_{p3} \cdot n_{p1}^2 \cdot n_t = 0 \\ n_{p5}^2 \cdot P - K_{p5} \cdot n_{p2} \cdot n_t = 0 \\ n_{p6}^2 \cdot P - K_{p4} \cdot n_{p2} \cdot n_t = 0 \\ n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} - n_t = 0 \end{array} \right. \quad (3.23)$$

3.4.2.La combustion de (MMH + N2O4) :

$$\left\{ \begin{array}{l} n_{p1} + n_{p6} - (4.\alpha) = 0 \\ 2.n_{p2} + n_{p7} + 2.n_{p8} + n_{p10} - (24.\alpha) = 0 \\ 2.n_{p1} + n_{p2} + 3.n_{p3} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p9} - 20 = 0 \\ 2.n_{p4} + n_{p5} + n_{p11} - (8.\alpha + 10) = 0 \\ n_{p5}^2 + K_{p7} \cdot n_{p4} \cdot n_{p3} = 0 \\ n_{p6}^2 \cdot n_{p3} \cdot P - K_{p1} \cdot n_{p1}^2 \cdot n_t = 0 \\ n_{p7}^2 \cdot n_{p8} \cdot P - K_{p2} \cdot n_{p2}^2 \cdot n_t = 0 \\ n_{p8}^2 \cdot n_{p3} \cdot P - K_{p3} \cdot n_{p2}^2 \cdot n_t = 0 \\ n_{p9}^2 \cdot P - K_{p5} \cdot n_{p3} \cdot n_t = 0 \\ n_{p10}^2 \cdot P - K_{p4} \cdot n_{p8} \cdot n_t = 0 \\ n_{p11}^2 \cdot P - K_{p6} \cdot n_{p4} \cdot n_t = 0 \\ n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p8} + n_{p9} + n_{p10} + n_{p11} - n_t = 0 \end{array} \right. \quad (3.24)$$

3.4.3.La combustion de (UDMH + N2O4) :

$$\left\{ \begin{array}{l}
 n_{p1} + n_{p6} - (2.\alpha) = 0 \\
 2.n_{p2} + n_{p7} + 2.n_{p8} + n_{p10} - (8.\alpha) = 0 \\
 2.n_{p1} + n_{p2} + 3.n_{p3} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p9} - 8 = 0 \\
 2.n_{p4} + n_{p5} + n_{p11} - (2.\alpha + 4) = 0 \\
 n_{p5}^2 - K_{p7}.n_{p4}.n_{p3} = 0 \\
 n_{p6}^2.n_{p3}.P - K_{p1}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\
 n_{p7}^2.n_{p8}.P - K_{p2}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\
 n_{p8}^2.n_{p3}.P - K_{p3}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\
 n_{p9}^2.P - K_{p5}.n_{p3}.n_t = 0 \\
 n_{p10}^2.P - K_{p4}.n_{p8}.n_t = 0 \\
 n_{p11}^2.P - K_{p6}.n_{p4}.n_t = 0 \\
 n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p8} + n_{p9} + n_{p10} + n_{p11} - n_t = 0
 \end{array} \right. \quad (3.25)$$

Pr: le rapport de la pression de combustion sur la pression de référence (P0/Pref),

Pref = 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 [4] :

$$\Delta H^0_r + \sum_i n_{pi \text{ reactants}} \int_{298}^{T_0} C_{Pi} dT = \sum_i n_{pi \text{ products}} \int_{298}^{T_c} C_{Pi} dT \quad (3.26)$$

$$\text{D'où : } H_i(T_0) = \sum_i n_{pi \text{ reactants}} \int_{298}^{T_0} C_{pi} dT$$

$$H_i(T_c) = \sum_i n_{pi-products} \int_{298}^{T_c} C_{pi} dT$$

Et $\int_{T_0}^{T=T_c} C_{p_i} dT$: représente la variation de l'enthalpie sensible du combustible entre T_c

et T_0 .

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

Ou :

$$\Delta H_r^0 = \sum n_i (\Delta H_r^0)_R^{298} - \sum n_i (\Delta H_r^0)_P^{298} \quad (3.27)$$

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 [7].

3.5. La méthode de résolution :

Toutes les données du problème sont maintenant connues. L'étape suivante est de choisir la méthode de résolution du système .

Il existe plusieurs méthodes numériques de résolution d'un système d'équations non linéaires selon la forme du système :

- Méthode de Gauss Seidel-Newton (Lieberstein) [7].
- Méthode de Newton

3.5.1. Principe de la méthode de Lieberstein

Soit le système non linéaire de n équations à n variables :

$$f(x^{k+1}) = f(x^k) + \varepsilon^k \cdot \frac{\partial f(x^k)}{\partial x^k} + \left(\frac{\varepsilon^{k^2}}{2} \right) \cdot \frac{\partial^2 f(x^k)}{\partial x^{k^2}} + \dots \quad (3.33)$$

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

$$\mathbf{x}^k \leq \mathbf{x}_a \leq \mathbf{x}^{k+1} \quad (3.34)$$

Donc :

$$\frac{\partial^2 f(x_a^k)}{\partial x^{k^2}} \rightarrow 0 \quad (3.35)$$

A partir de L'équation (3.33) on aura :

$$\varepsilon^k = - \frac{f(x^k)}{\frac{\partial f(x^k)}{\partial x^k}} + \theta(\varepsilon^k)^2 \quad (3.36)$$

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

$$x^{k+1} = x^k - \frac{f(x^k)}{\frac{\partial f(x^k)}{\partial x^k}} \quad (3.37)$$

Pour plusieurs variables :

$$x^{k+1} = x^k - w \cdot \frac{f_i(\mathbf{x}_1^{k+1}, \mathbf{x}_2^{k+1}, \dots, \mathbf{x}_{i-1}^{k+1}, \mathbf{x}_i^k, \dots, \mathbf{x}_n^k)}{\frac{\partial f_i(\mathbf{x}_1^{k+1}, \mathbf{x}_2^{k+1}, \dots, \mathbf{x}_{i-1}^{k+1}, \mathbf{x}_i^k, \dots, \mathbf{x}_n^k)}{\partial x_i^k}}$$

$$i = 1, 2, \dots, N$$

$$0 < w \leq 2$$

3.5.2. 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 [2,4]. :

$$M = \frac{\sum_i n_{pi} \cdot M_i}{\sum_i n_{pi}} \quad (3.38) \quad ; \quad C_p = \frac{\sum_i n_{pi} \cdot C_p}{\sum_i n_{pi}} \quad (3.39)$$

$$\gamma = \frac{C_p}{C_p - R} \quad (3.40)$$

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

Le rapport des masses (moxidizer/mfuel) est déterminé à partir de la réaction chimique, par la formule suivante:

$$\left(\frac{m_{\text{oxidizer}}}{m_{\text{fuel}}} \right) = \frac{\text{masse molaire de l'oxidant} \times \text{nombre de mole de l'oxidant}}{\text{masse molaire de carburant} \times \text{nombre de mole de carburant}} \quad (3.41)$$

3.5.3. calcul de la température de combustion par la méthode de dichotomie :

D'après la formule [4]. :

$$H_R(T_e) = H_P(T_p) \quad (3.42)$$

Peut s'exprimer par :

$$\Delta H(T_p) = H_P(T_p) - H_R = 0 \quad (3.43)$$

$$f(T) = H_P(T_p) - H_R = 0 \quad (3.44)$$

donc pour T = T1, T2 on a :

$$f(T_1) = H_P(T_1) - H_R = 0 \quad (3.45)$$

$$f(T_2) = H_P(T_2) - H_R = 0 \quad (3.46)$$

$$\text{Si } f(T_1) \cdot f(T_2) < 0 \Rightarrow T_p \in [T_1, T_2]$$

$$\text{D'ou } T_0 = \frac{T_1 + T_2}{2} \quad (3.47)$$

$$\text{Si } f(T_0) \cdot f(T_2) < 0 \Rightarrow T_p \in [T_0, T_2]$$

$$\Rightarrow T_p = \frac{T_0 + T_2}{2} \quad (3.48)$$

Si $f(T_0).f(T_1) < 0 \Rightarrow T_p \in [T_1, T_0]$

$$\Rightarrow T_p = \frac{T_1 + T_0}{2} \quad (3.49)$$

On arrête les calculs jusqu'à avoir :

$$|T_p - T_0| \leq \varepsilon \quad \text{avec} \quad \varepsilon \ll 1 \quad (3.50)$$

D'où :

$$T_C \approx T_P$$

CHAPITRE 4

RESULTATS ET COMMENTAIRES

4.1. Introduction

Dans ce chapitre, on présente les divers résultats obtenus par notre programme de calcul élaboré pour le calcul de la température de combustion T_c et la composition molaire des produits de combustion. Notre choix est porté sur trois types réaction chimique en l'occurrence : Hydrogène liquide (H_2) + Oxygène liquide (O_2), Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4) et Le Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4).

4.2. Evolution de la température de combustion en fonction de la richesse

La température de combustion est fonction de la richesse. Pour illustrer bien cette évolution, les figures 4.1 à 4.3 illustrent cette influence pour les différents cas de propergols liquide étudié en l'occurrence : Hydrogène liquide (H_2) + Oxygène liquide (O_2), Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4) et Le Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4). Les résultats ont été obtenus pour une pression de 34.5 bar et la pression ambiante proche de zéro. Ces derniers sont comparés à ceux des résultats du code De LEWIS et ISP. 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 [Voir Appendice A]. On remarque que la température de combustion augmente avec la richesse jusqu'à atteindre une valeur maximale pour une richesse voisine de l'unité (mélange stœchiométrique) et ensuite elle diminue Une richesse égale à 1 correspond :

- Rapport (masse oxydant / masse combustible) = 8.0 pour la combustion (H_2/O_2).
- Rapport (masse oxydant / masse combustible) = 2,5 pour la combustion (MMH/ N_2O_4)

- Rapport (masse oxydant / masse combustible) = 2,0 pour la combustion (UDMH/ N_2O_4).

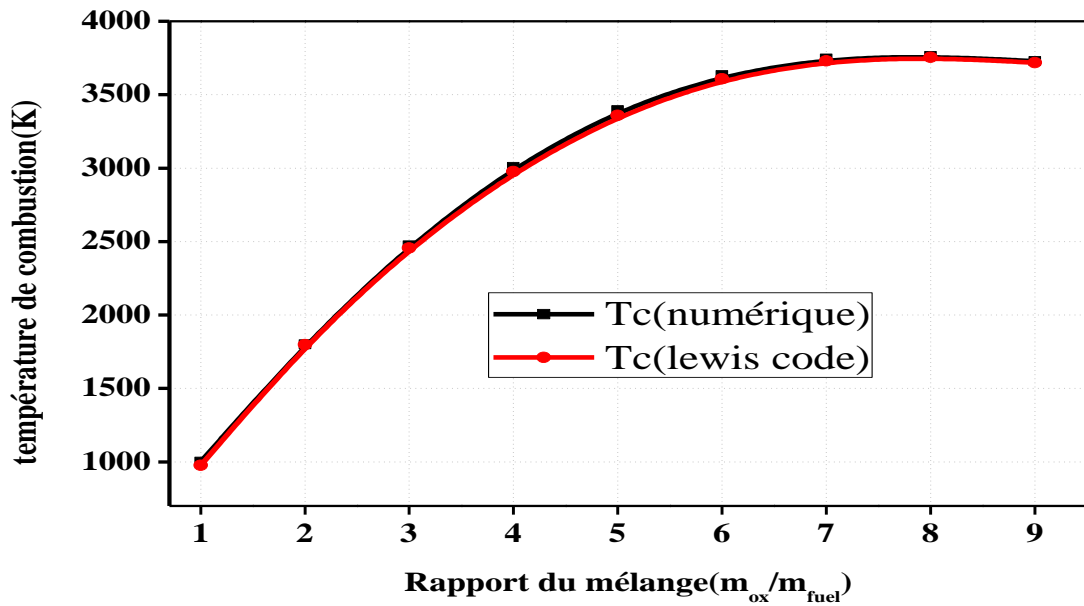


Figure 4.1 : Variation de la température de combustion en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour H_2/O_2

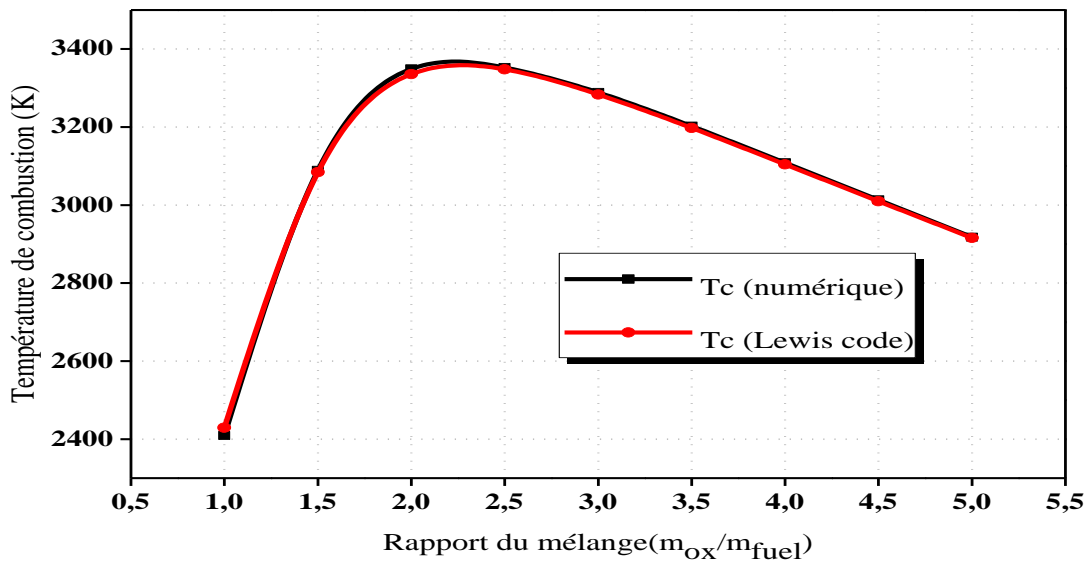


Figure 4.2 : Variation de la température de combustion en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour MMH / N_2O_4

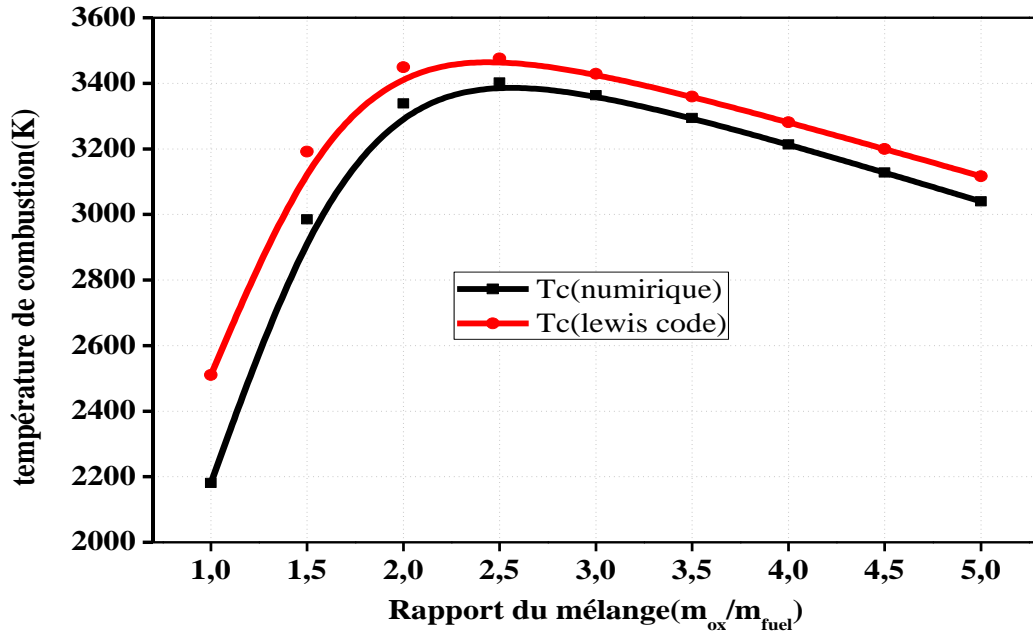


Figure 4.3 : Variation de la température de combustion en fonction du rapport (masse oxydant / masse combustible) pour UDMH / N_2O_4

Le tableau 4.1 illustre quelque valeur numérique de la température de combustion (T_c) pour les combustions Hydrogène liquide (H_2) + Oxygène liquide (O_2), Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4) et Le Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4).

Tableau 4.1 : Valeur numérique de l'effet du rapport de mélange sur la température de combustion (T_c)

Rapport du mélange (m_{ox} / m_{fuel})	Température de combustion (T_c)		
	H_2 / O_2	MMH / N_2O	UDMH / N_2O_4
1,00	1000.8	2409	2180,63
1,50	/	3088.98	2985,19
2,00	1800.03	3349.19	3338,7
2,50	/	3352.52	3402,15
3,00	2472.74	3288.44	3363,64
3,50	/	3202.228	3293,97
4,00	3007.90	3108.70	3213,03
4,50	/	3013.05	3127,44
5,00	3393.728	2917.636	3039,99
5,50	/	/	/
6,00	3633.479	/	/
6,50	/	/	/

7,00	3745.229	/	/
7,50	/	/	/
8,00	3763.20	/	/
8,50	/	/	/
9,00	3728.31	/	/

Le tableau 4.2 montre la différence ou l'erreur entre les valeurs calculées numériquement avec les résultats de la NASA Lewis & Isp code, pour les combustions Hydrogène liquide (H_2) + Oxygène liquide (O_2), Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4) et Le Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4). On remarque une bonne correspondance entre les deux résultats (moins de 5%), ce qui sont très acceptables dans les calculs aérodynamiques. 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 4.2 : Différence entre les résultats obtenus numériquement et les résultats de Lewis & Isp code

	Température de combustion (T_c)		
	H_2 / O_2	MMH / N_2O_4	UDMH / N_2O_4
Numérique	3763.20	3352.52	3338,7
Lewis & Isp code	3753.75	3347.66	3448,83
Différence (%)	0.25%	0.14%	3.19%

4.3. Evolution de l'impulsion spécifique Isp en fonction du rapport du mélange

L'impulsion spécifique Isp est fonction de la richesse. Les figures 4.4 à 4.6 illustrent cette influence pour les différents cas de propergols liquide étudié en l'occurrence : Hydrogène liquide (H_2) + Oxygène liquide (O_2), Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4) et Le Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4). On remarque que

l'impulsion spécifique I_{sp} augmente en fonction du rapport masse oxydant / masse combustible jusqu'à une valeur maximale et ensuite elle diminue.

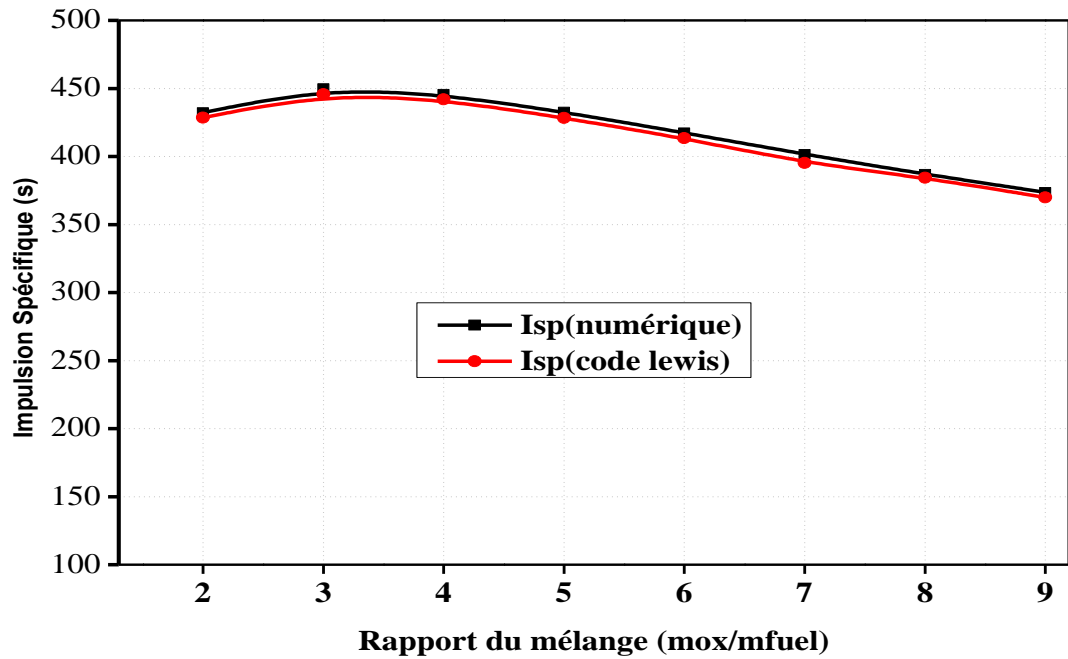


Figure 4.4 : Variation de l'impulsion spécifique I_{sp} en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour H_2 / O_2

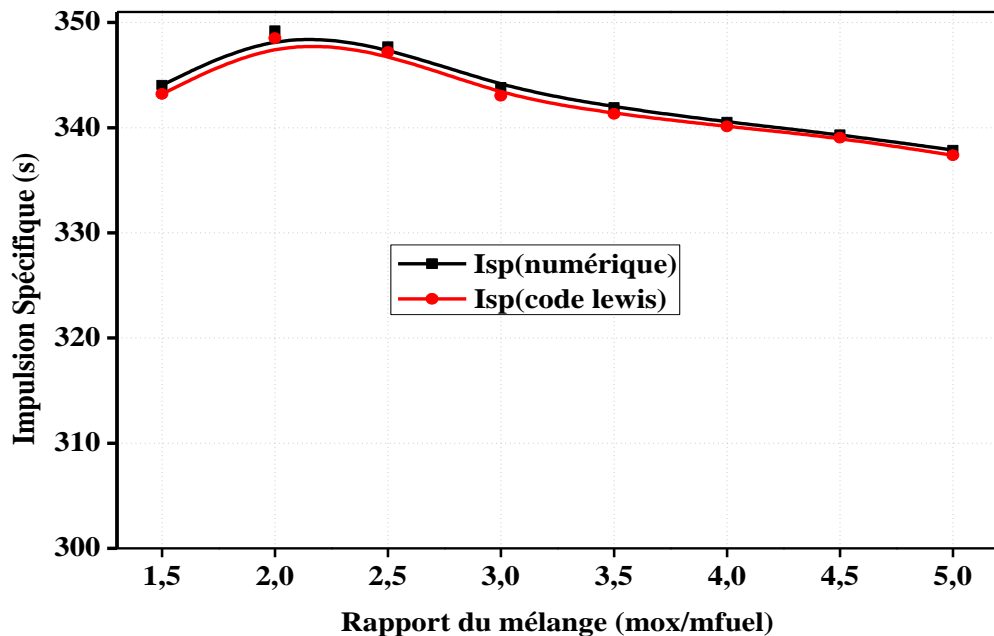


Figure 4.5 : Variation de l'impulsion spécifique I_{sp} en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour (MMH/ N_2O_4)($P=10bar$)

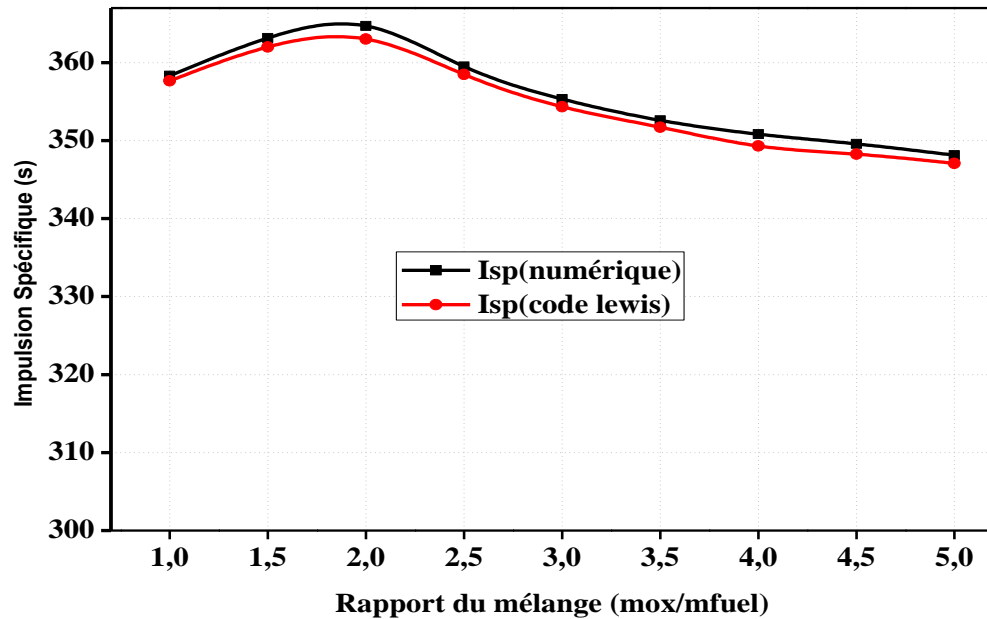


Figure 4.6 : Variation de l'impulsion spécifique Isp en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour (UDMH / N₂O₄)

Le tableau 4.3 donne quelques valeurs numériques de l'impulsion spécifique Isp des combustions Hydrogène liquide (H₂) + Oxygène liquide (O₂), Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N₂O₄) et Le Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N₂O₄).

Tableau 4.3 : Valeur numérique de l'effet du rapport de mélange sur Impulsion spécifique (Isp)

Rapport du mélange (m _{ox} / m _{fuel})	Impulsion spécifique (Isp)		
	H ₂ / O ₂	MMH / N ₂ O ₄	UDMH / N ₂ O ₄
1,50	/	363.14	344.05
2,00	432.26	364.70	349.99
2,50	/	359.51	346.72
3,00	449.21	355.32	343.86
3,50	/	352.60	341.94
4,00	445.81	350.81	340.53
4,50	/	349.58	339.35
5,00	432.69	348.14	337.87

5,50	/	/	/
6,00	417.37	/	/
6,50	/	/	/
7,00	401.57	/	/
7,50	/	/	/
8,00	386.86	/	/
8,50	/	/	/
9,00	373.61	/	/

Le tableau 4.4 montre la différence ou l'erreur entre les valeurs calculées numériquement avec les résultats de la NASA Lewis & Isp code, pour les combustions Hydrogène liquide (H₂) + Oxygène liquide (O₂), Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N₂O₄) et Le Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N₂O₄). On remarque une bonne correspondance entre les deux résultats (moins de 5%), ce qui sont très acceptables dans les calculs aérodynamiques.

Tableau 4.4 : Différence entre les résultats obtenus numériquement et les résultats de Lewis & Isp code

	Impulsion spécifique (Isp)		
	H ₂ / O ₂	MMH / N ₂ O ₄	UDMH / N ₂ O ₄
Numérique	386.86	347,72	364,7
Lewis & Isp code	384.45	346,21	363,01
Différence (%)	0.6%	0.44%	0.46%

4.4. Evolution de la masse molaire et le rapport des chaleurs spécifiques (γ) en fonction du rapport du mélange

Les figures 4.7 à 4.9 montrent la variation de la masse molaire et le rapport des chaleurs spécifiques (γ) du mélange est fonction de la richesse, pour les différents cas de propergols liquide étudié. On remarque que la masse molaire du mélange d'une combustion augmente proportionnellement du rapport masse oxydant / masse combustible par contre le rapport des chaleurs spécifiques (γ) diminue jusqu'à un minimum puis il augmente.

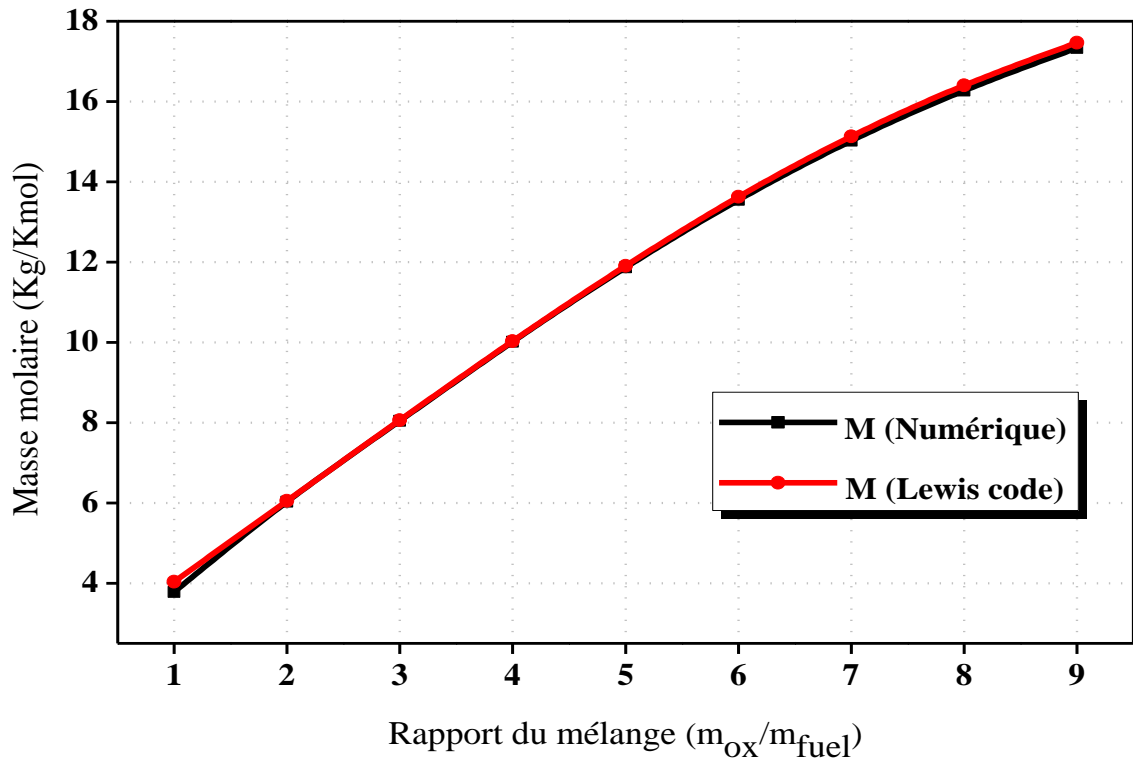


Figure 4.7 : Variation de la masse molaire du mélange en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour H_2 / O_2

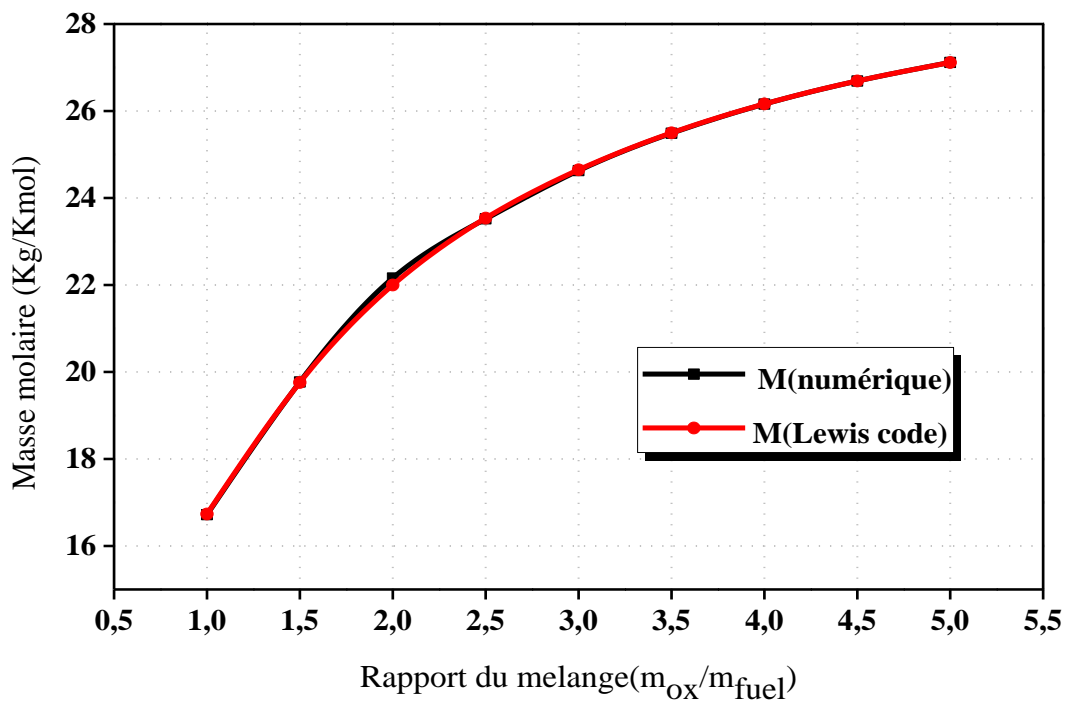


Figure 4.8 : Variation de la masse molaire du mélange en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour (MMH/N₂O₄)

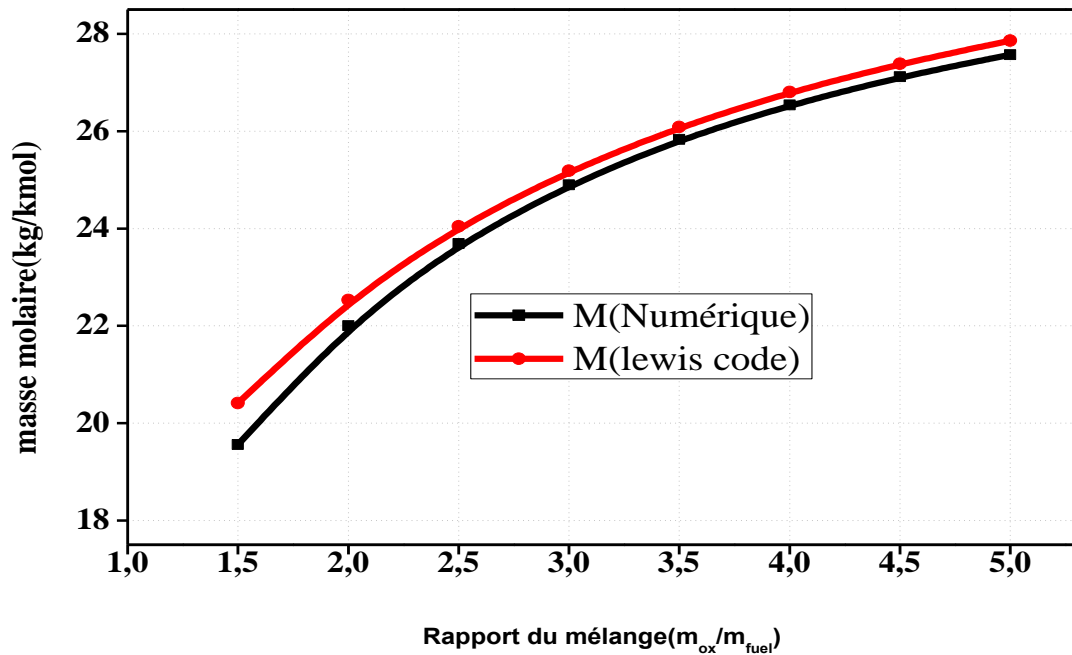


Figure 4.9 : Variation de la masse molaire du mélange en fonction du rapport du (masse oxydant / masse combustible) pour (UDMH / N₂O₄)

Le tableau 4.5 donne quelques valeurs numériques de la masse molaire et du rapport des chaleurs spécifiques (γ) des mélanges de la combustion Hydrogène liquide (H₂) + Oxygène liquide (O₂), Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N₂O₄) et Le Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N₂O₄).

Tableau 4.5 : Valeur numérique de l'effet du rapport de mélange sur Impulsion spécifique (Isp)

Rapport du mélange (m_{ox} / m_{fuel})	H ₂ / O ₂		MMH / N ₂ O ₄		UDMH / N ₂ O ₄	
	M (Kg/Kmol)	γ	M (Kg/Kmol)	γ	M (Kg/Kmol)	γ
1,00	3.78	1.4	16.72	1.231	16.30	1.66
1,50	/		19.78	1.23	19,56	1.25
2,00	6.031	1.28	22.16	1.229	22	1.23

2,50	/		23.52	1.225	23.69	1.228
3,00	8.042	1.24	24.63	1.225	24.9	1.226
3,50	/		25.49	1.225	25.83	1.225
4,00	10.01	1.22	26.16	1.226	26.54	1.225
4,50	/		26.69	1.228	27.12	1.21
5,00	11.87	1.21	27.117	1.229	27.57	1.2
5,50	/		/		/	
6,00	13.556	1.20	/		/	
6,50	/		/		/	
7,00	15.0259	1.198	/		/	
7,50	/		/		/	
8,00	16.27	1.197	/		/	
8,50	/		/		/	
9,00	17.33	1.197	/		/	

Le tableau 4.6 montre la différence ou l'erreur entre les valeurs de la masse molaire et du rapport des chaleurs spécifiques (γ) des mélanges calculées numériquement avec les résultats de la NASA Lewis & Isp code. On remarque une bonne correspondance entre les deux résultats (moins de 5%), ce qui sont très acceptables dans les calculs aérodynamiques.

Tableau 4.6 : Différence entre les résultats obtenus numériquement et les résultats de Lewis & Isp code

	H_2 / O_2		MMH / N_2O_4		$UDMH / N_2O_4$	
	M (Kg/Kmol)	Y	M (Kg/Kmol)	Y	M (Kg/Kmol)	Y
Numérique	16.27	1.197	23.52	1.225	22.00	1.23
Lewis & Isp code	16.2727	1.181	23.53	1.21	22.53	1.237
Différence (%)	0.016%	1.3%	0.04%	1.24%	2.3%	0.5%

4.5. Evolution de la composition du mélange de la combustion en fonction du rapport du mélange

Les figures suivantes montrent l'évolution de la composition du mélange en fonction des rapports (masse oxydant / masse combustible des combustions Hydrogène liquide (H_2) + Oxygène liquide (O_2), Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4) et Le Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4), en considérant une pression de 226.25bar

La figure 4.10 donne les allures des fractions molaires de chaque résidu de la combustion ($H_2 + O_2$) qui sont constitués par les éléments suivants : H_2O , OH, H_2 , O_2 , O, H.

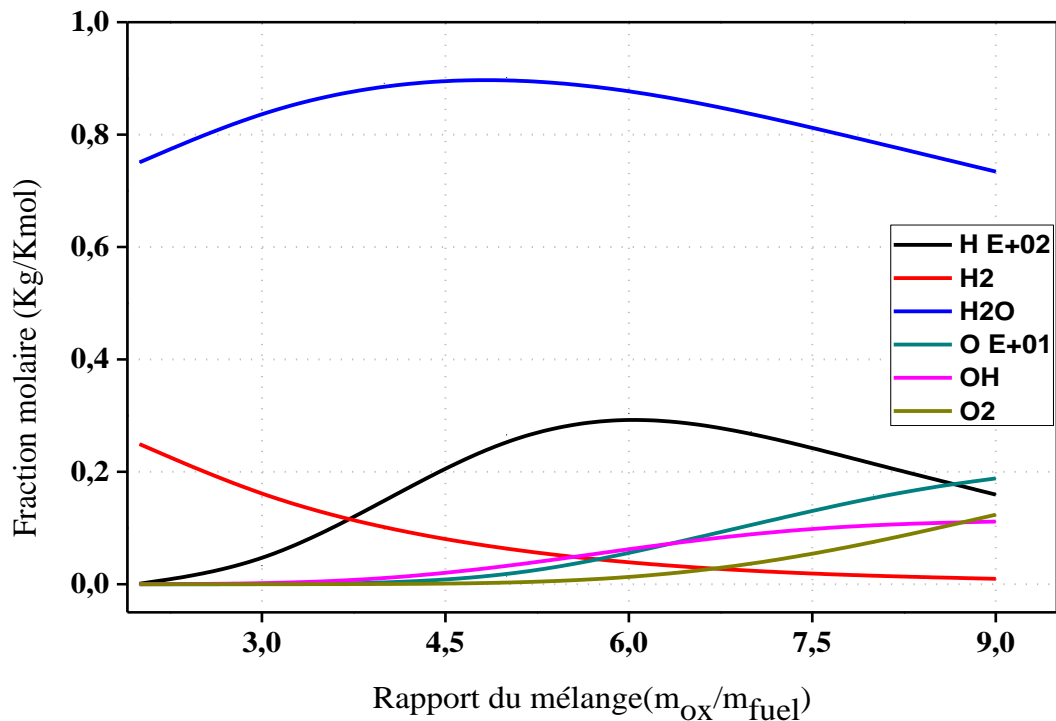


Figure Figure 4.10 : Composition du mélange de la combustion $H_2 + O_2$ en fonction de rapport du mélange

La figure 4.11 donne les allures des fractions molaires de chaque résidu de la combustion (MMH+ N_2O_4) qui sont constitués par les éléments suivants : CO_2 , H_2O , OH, CO, H_2 , O_2 , N_2 , NO, O, H, N.

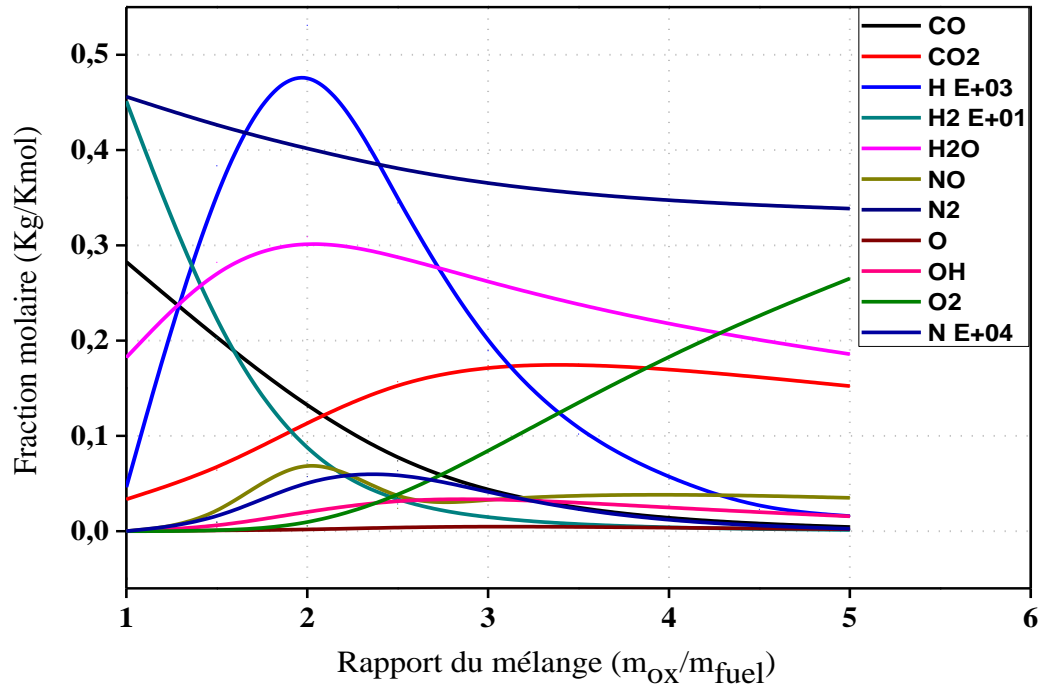


Figure 4.11 : Composition du mélange de la combustion de MMH+N₂O₄ en fonction du rapport du mélange

La figure 4.12 donne les allures des fractions molaires de chaque résidu de la combustion (UDMH+N₂O₄) qui sont constitués par les éléments suivants : CO₂, H₂O, OH, CO, H₂, O₂, N₂, NO, O, H, N.

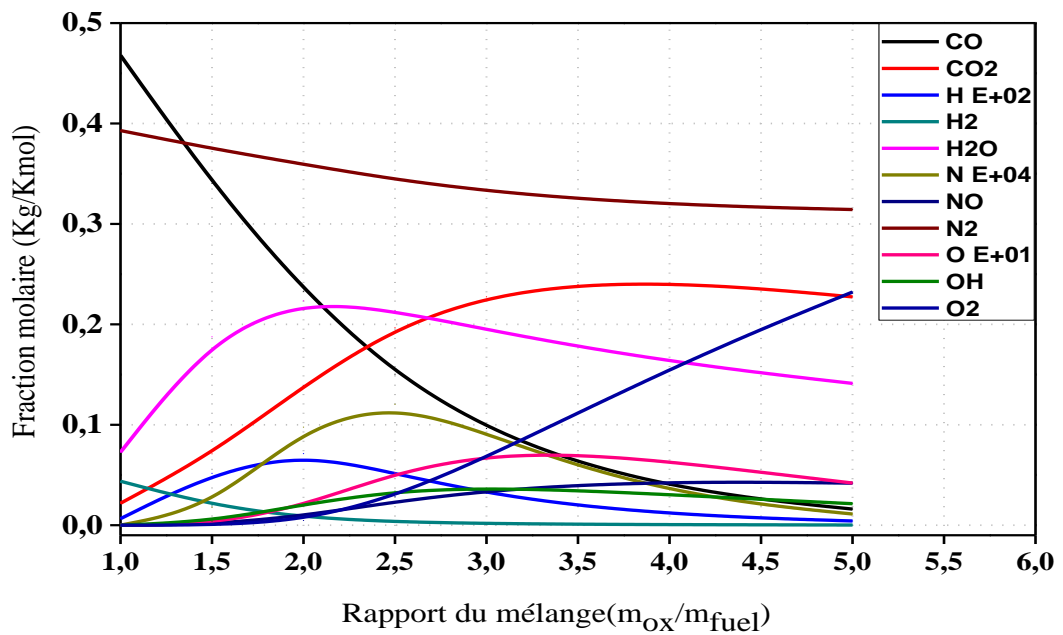


Figure 4.12 : Composition du mélange de combustion d'UDMH+N₂O₄ en fonction de rapport du mélange

4.6. Evolution de la composition du mélange de la combustion en fonction de la température de combustion

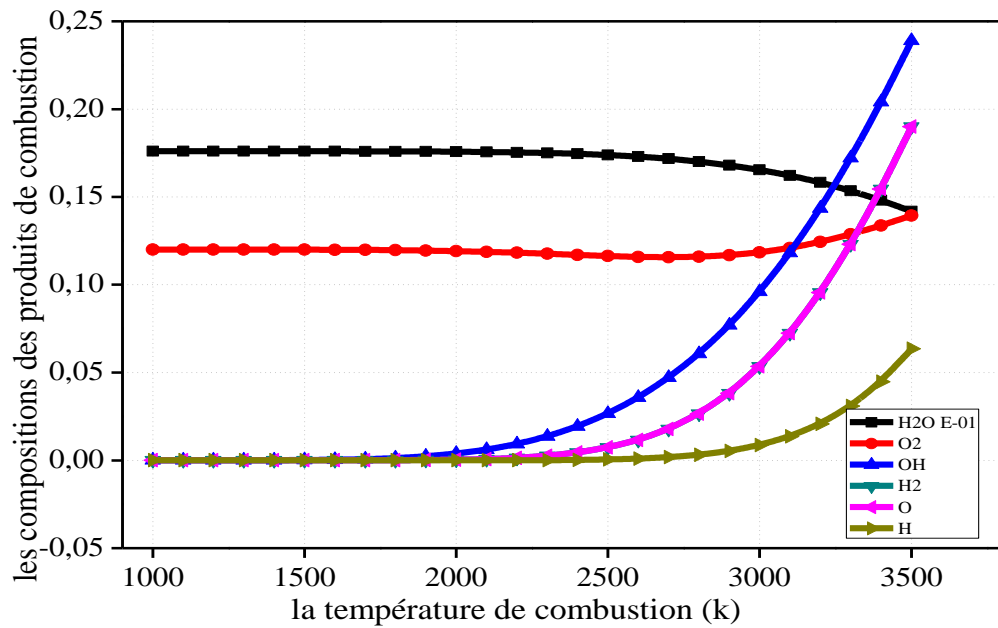


Figure 4.13 : Composition du mélange de la combustion H₂ + O₂ en fonction de la température de la combustion (p=34.5, alpha=0.88)

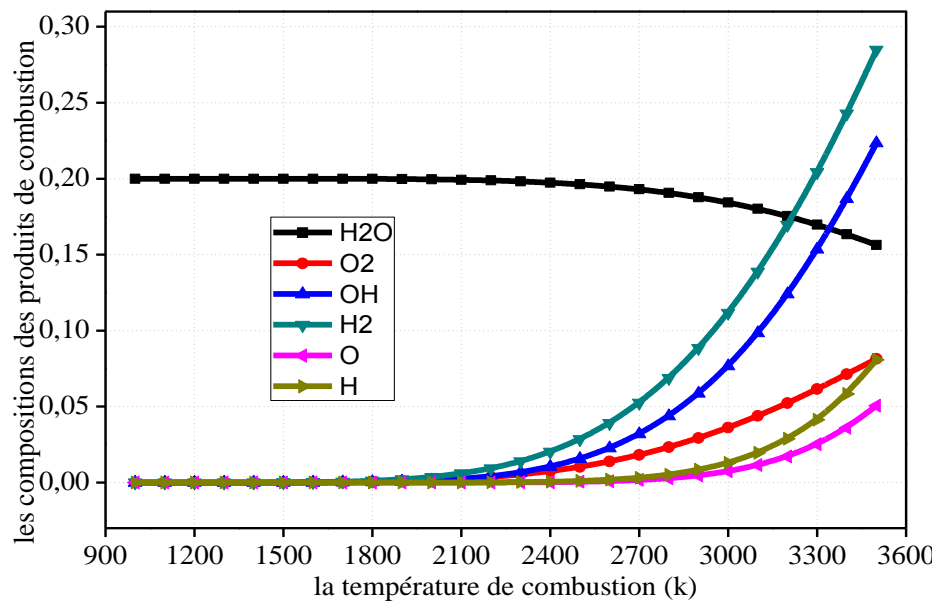


Figure 4.14 : Composition du mélange de la combustion H₂ + O₂ en fonction de la température de la combustion (p=34.5, alpha=1)

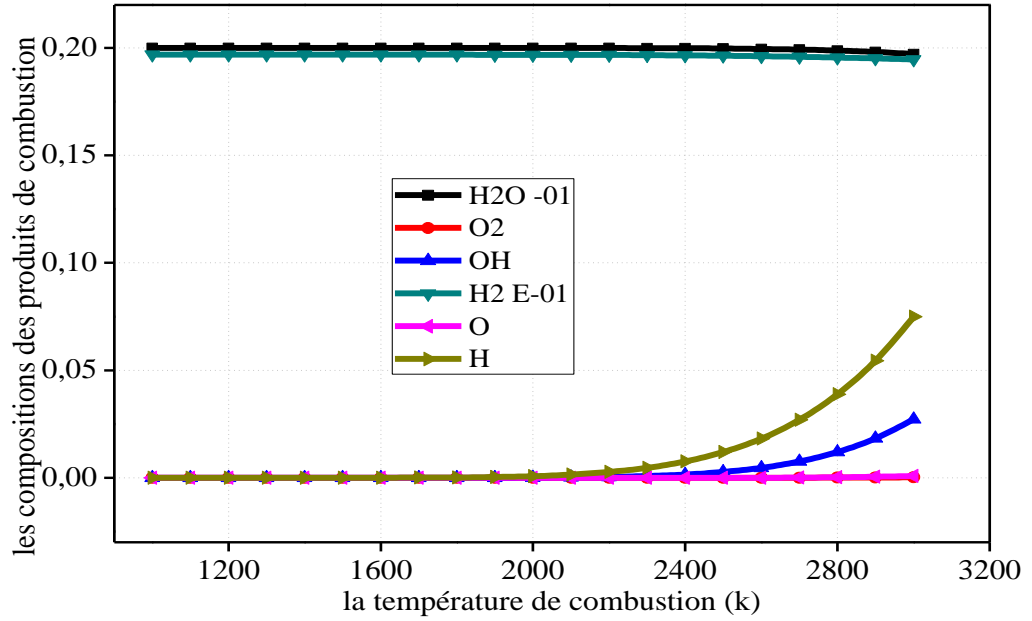


Figure 4.15 : Composition du mélange de la combustion $H_2 + O_2$ en fonction de la température de la combustion ($p=34.5, \alpha=1.98$)

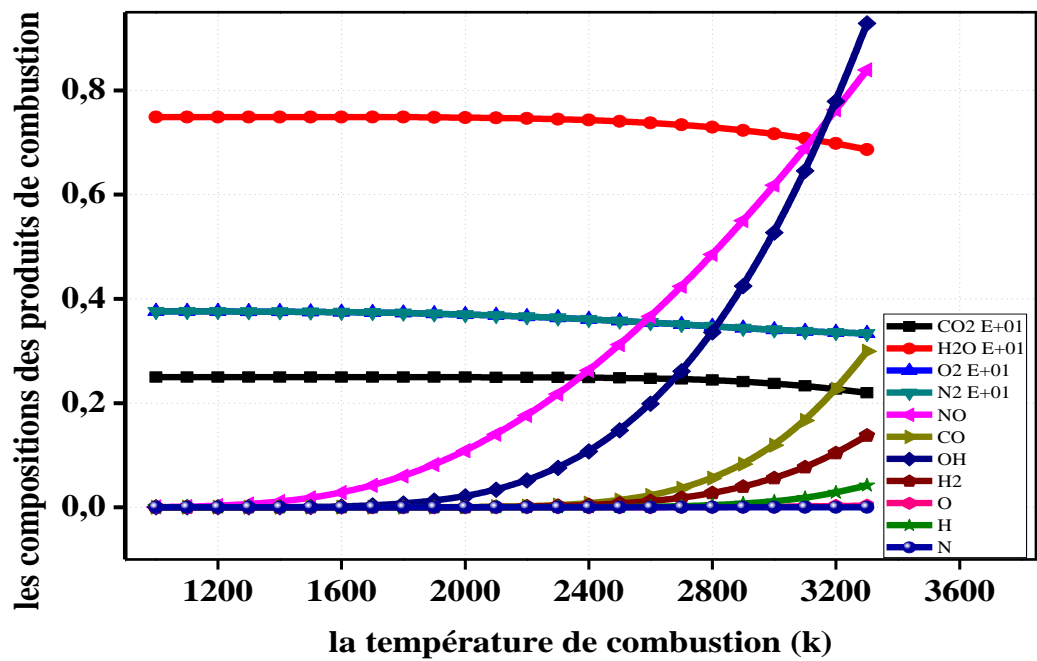


Figure 4.16 : Composition du mélange de la combustion $MMH+N_2O_4$ en fonction de la température de la combustion ($p=226.148, \alpha=0.62$)

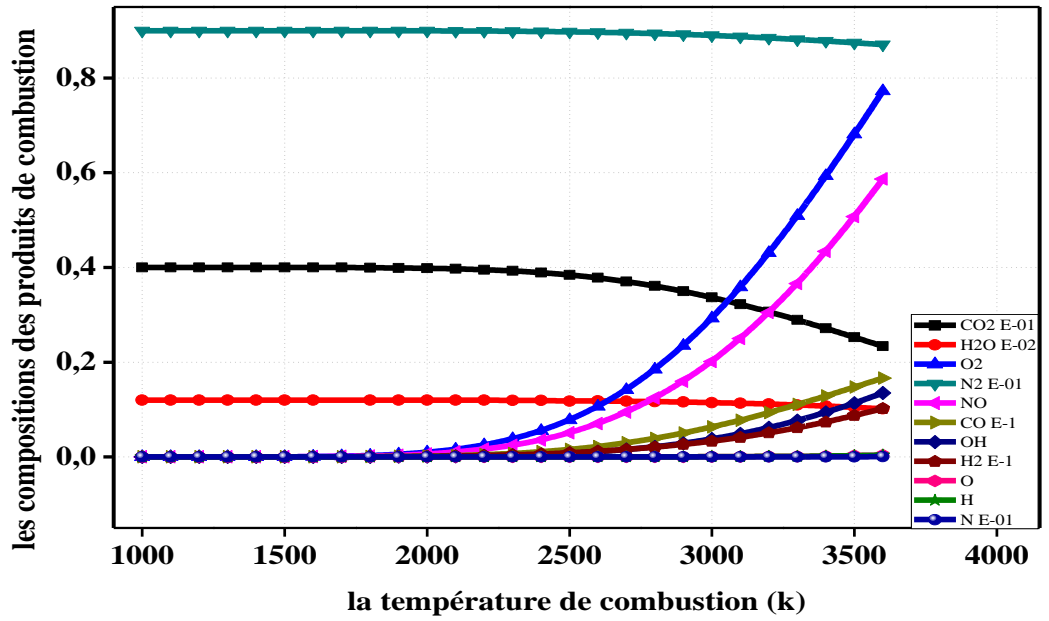


Figure 4.17 : Composition du mélange de la combustion MMH+N₂O₄ en fonction de la température de la combustion(p=226.148 ,alpha=1

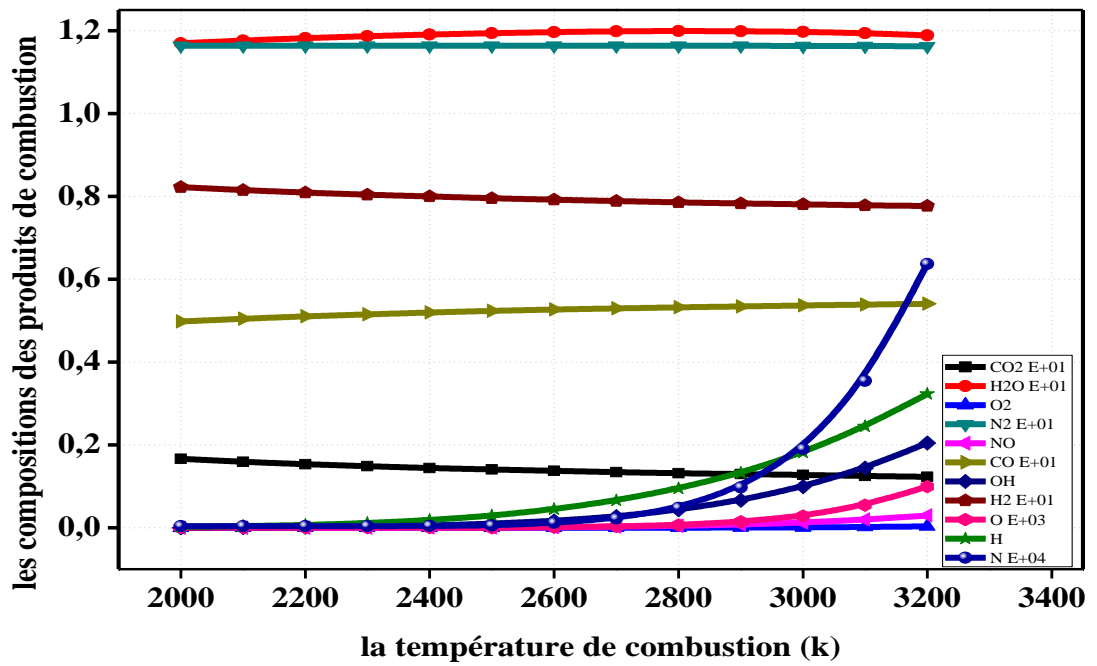


Figure 4.18 : Composition du mélange de la combustion MMH+N₂O₄ en fonction de la température de la combustion(p=226.148 ,alpha=1.66

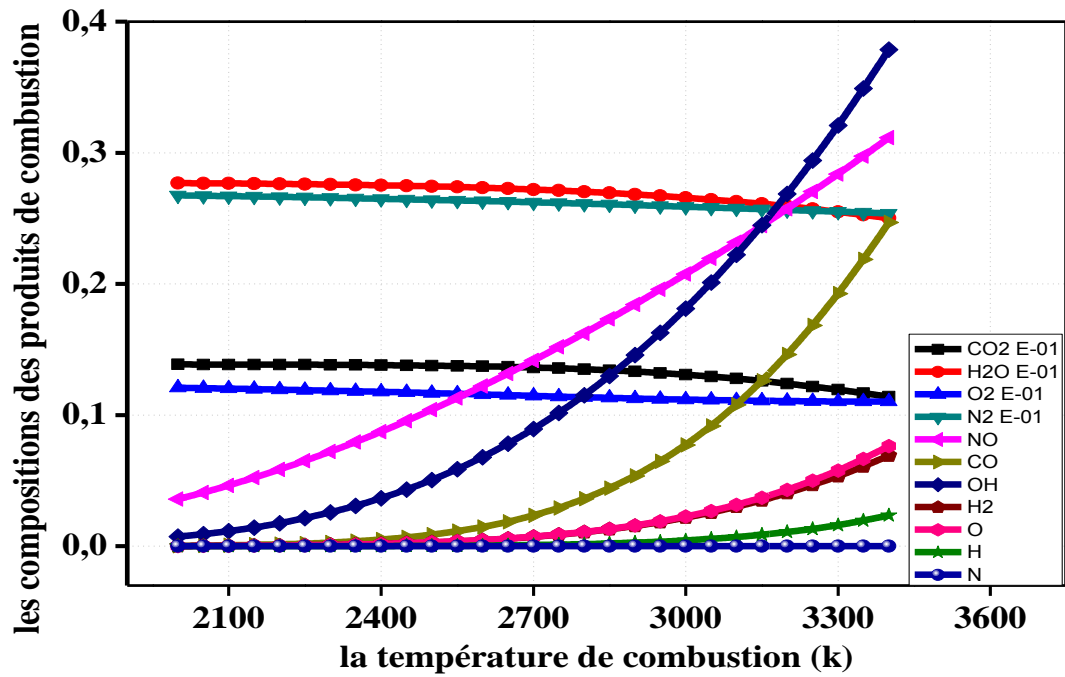


Figure 4.19 : Composition du mélange de la combustion UDMH+N₂O₄ en fonction de la température de la combustion (p=226..148 ,alpha=0.69)

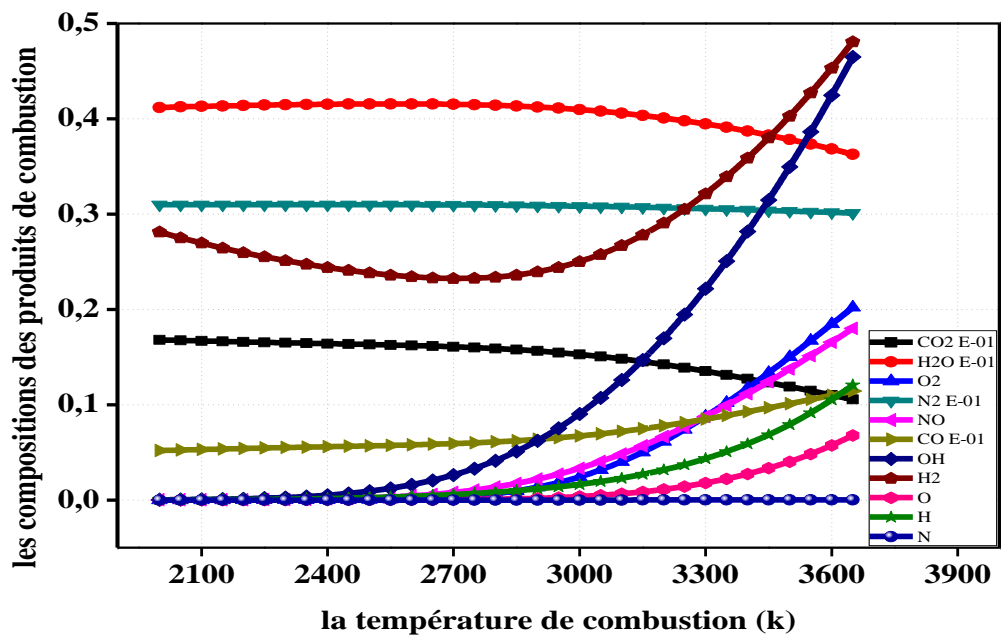


Figure 4.20 : Composition du mélange de la combustion UDMH+N₂O₄ en fonction de la température de la combustion (p=226..148 ,alpha=1)

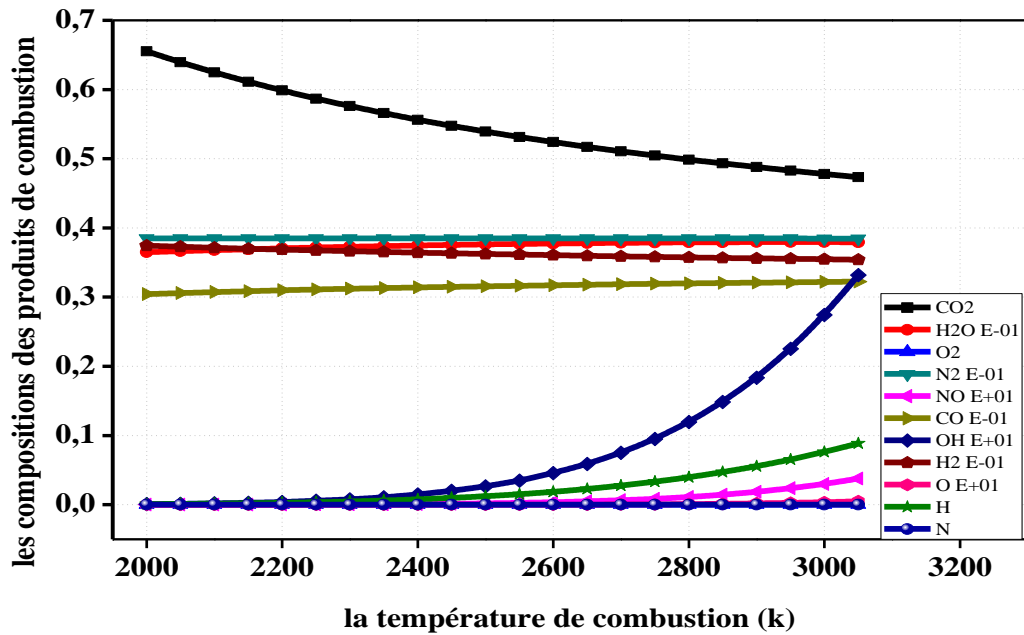


Figure 4.21 : Composition du mélange de la combustion UDMH+N₂O₄ en fonction de la température de la combustion ($p=226..148$, $\alpha=1.84$)

4.7. Influence de la pression de combustion sur la température de combustion

Les figures 4.16 à 4.18 donnent l'influence de la pression de combustion sur la température de la combustion (T_c) pour différentes richesses. Il est clair qu'il existe une corrélation directe entre la température de combustion et la pression de combustion dans toutes les catégories de rapport du mélange. Mais la pression ne suffit pas à elle seule pour obtenir la température de combustion optimale, elle doit être aussi en rapport avec la richesse. On constate dans ses figures qu'ils ont une même allure c'est-à-dire que la température de combustion augmente jusqu'à une pression de l'ordre de 100 bar. Au-delà de cette pression l'augmentation de la température devient faible

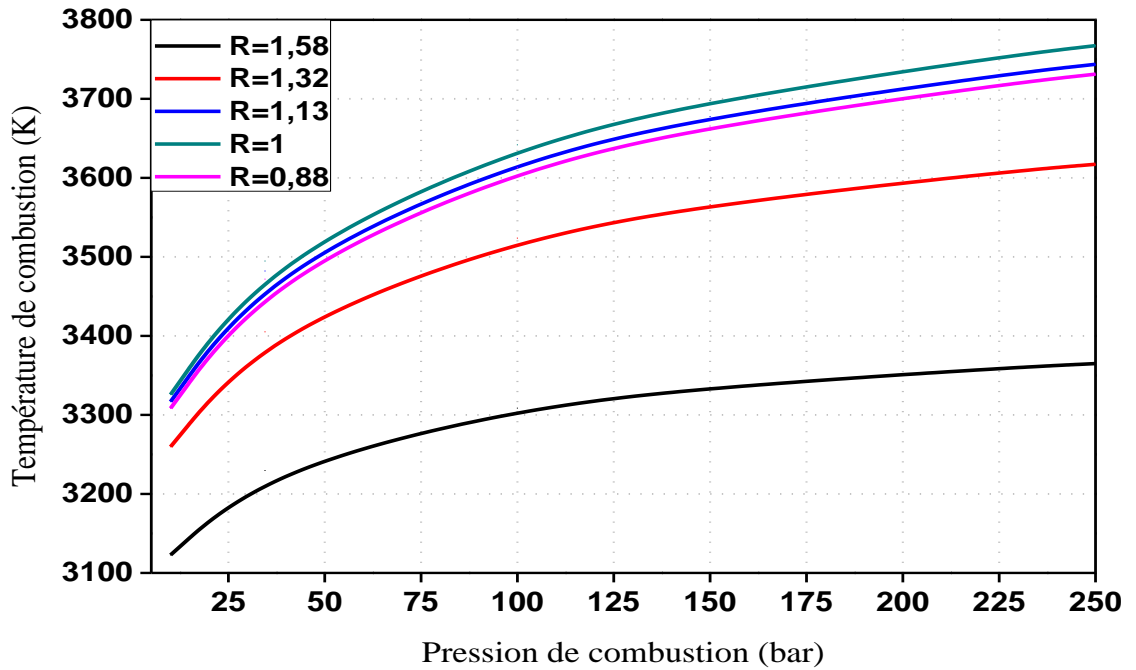


Figure 4.22 : Variation de la température de combustion de H_2+O_2 en fonction de la pression de combustion pour différentes richesses

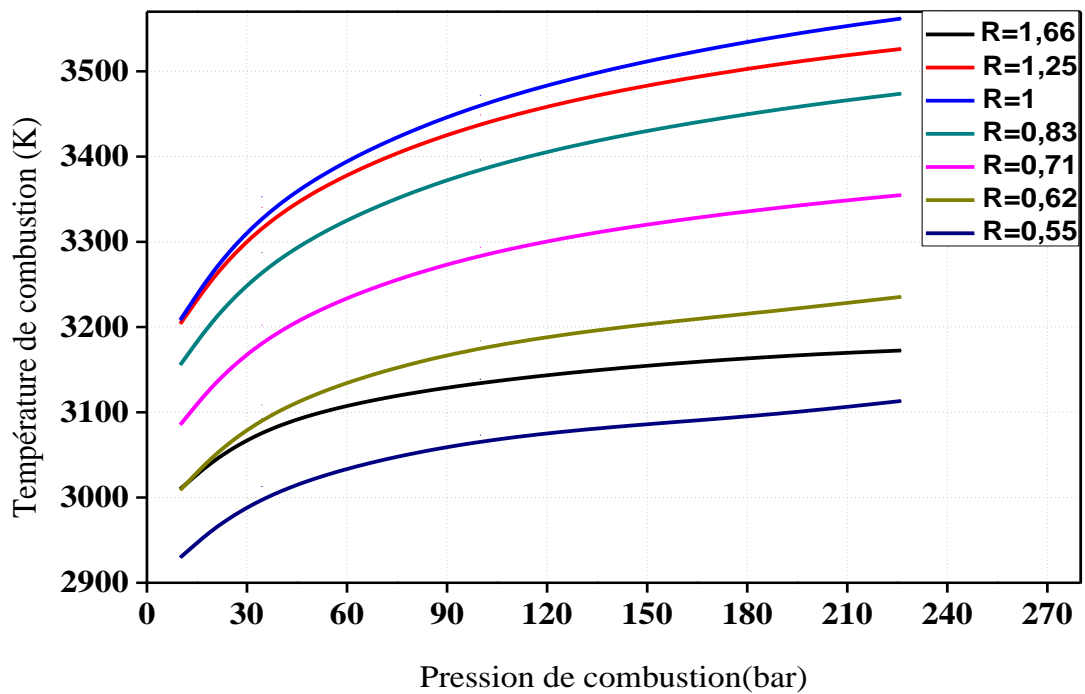


Figure 4.23 : Variation de la température de combustion de $MMH+N_2O_4$ en fonction de la pression de combustion pour différentes richesses

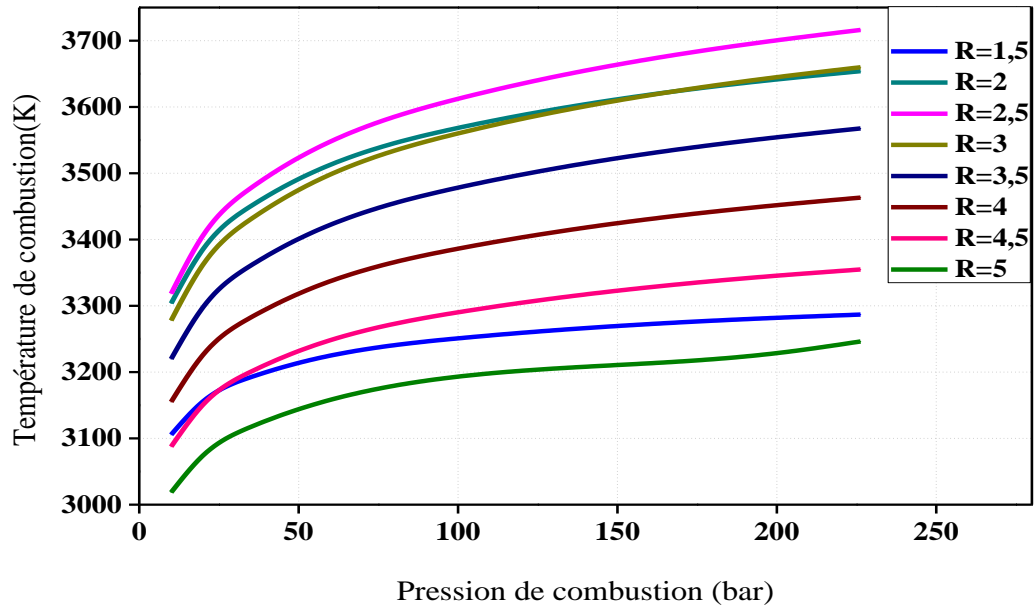


Figure 4.24 : Variation de la température de combustion d'UDMH+N₂O₄ en fonction de la pression de combustion pour différentes richesses

4.8. Exemples d'application de calcul des moteurs fusées

Afin de donner un aspect pratique à notre étude, une comparaison a été effectuée avec trois engins spatiaux en l'occurrence : Space Shuttle Main Engine (SSME), Aestus engine et Viking V (L220) dont leurs caractéristiques sont mentionnés dans le tableau 4.7.

Tableau 4.7 : Caractéristiques des engins spatiaux « SSME et Aestus »

	SSME	AESTUS	Viking V
Carburant	Hydrogène	MMH	UDMH
Oxydant	Oxygène	N ₂ O ₄	N ₂ O ₄
Rapport du mélange	6.034	2.5	2.0
Pression de combustion (bar)	226.148	10.0	58,5

Les tableaux 4.8 à 4.10 montrent les résultats calculés numériquement par notre programme des deux engins spatiaux en l'occurrence : Space Shuttle Main Engine (SSME), Aestus engine et Viking V (L220). Comme résultats citant : la température de combustion, l'impulsion spécifique Isp, la masse molaire et le rapport des chaleurs spécifiques (γ). Une comparaison est faite avec les valeurs calculées par LEWIS et ISP code.

Tableau 4.8 : Résultats de Space Shuttle Main Engine (SSME)

Résultats de Space Shuttle Main Engine (SSME)			
	Valeurs Numérique	LEWIS et ISP code	Différence (%)
Impulsion spécifique (secondes)	417.37	413.5	0.93%
Température de combustion (K)	3639.18	3613.71	0.7%
Masse molaire (kg/kmol)	13.609	13.681	0.5%
Paramètre Isentropique (γ)	1.202	1.25	3.8%

Tableau 4.9 : Les résultats de l'engin Aestus engine (AESTUS)

Résultats de l'engin Aestus engine (AESTUS)			
	Valeurs Numérique	LEWIS et ISP code	Différence (%)
Impulsion spécifique (secondes)	347.72	346.2	0.43%
Température de combustion (K)	3212.36	3208.25	0.12%
Masse molaire (kg/kmol)	23.227	23.240	0.05%
Paramètre Isentropique (γ)	1.225	1.21	1.5%

Tableau 4.10 : Les résultats de l'engin Viking V (L220)

Résultats de l'engin Viking V (L220)			
	Valeurs Numérique	LEWIS et ISP code	Différence (%)
Impulsion spécifique (secondes)	364.70	363.01	0.46%
Température de combustion (K)	3388.71	3509.04	3.4%
Masse molaire (kg/kmol)	22.109	22.934	0.03%
Paramètre Isentropique (γ)	1.220	1.2259	0.48%

La figure 4.19 représente les fractions molaires des constituants de la combustion des trois engins spatiaux étudiés en l'occurrence Space Shuttle Main Engine (SSME), Aestus engine et Viking V (L220).

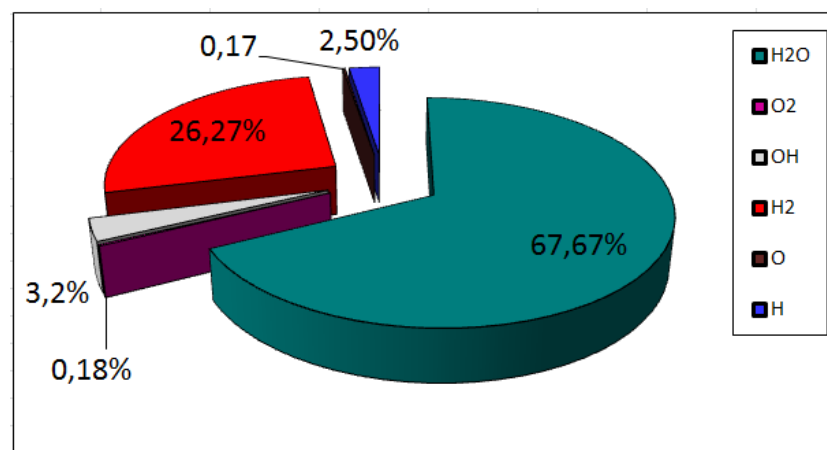


Figure 4.25 : Les produits de combustion (%) de Space Shuttle Main Engine (SSME)

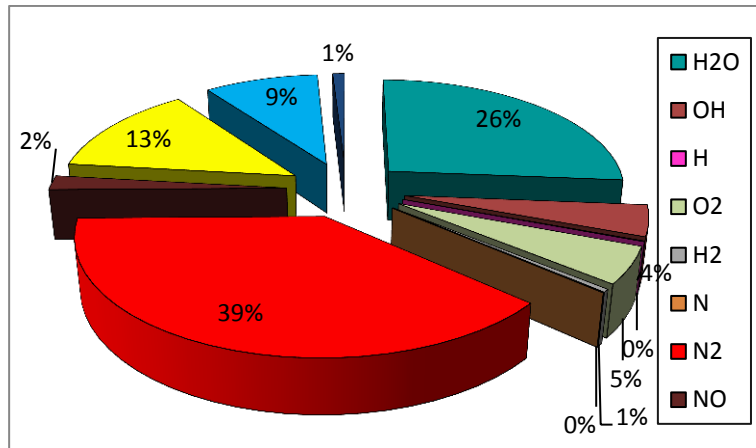


Figure 4.26 : Les produits de combustion (%) d'Aestus engine

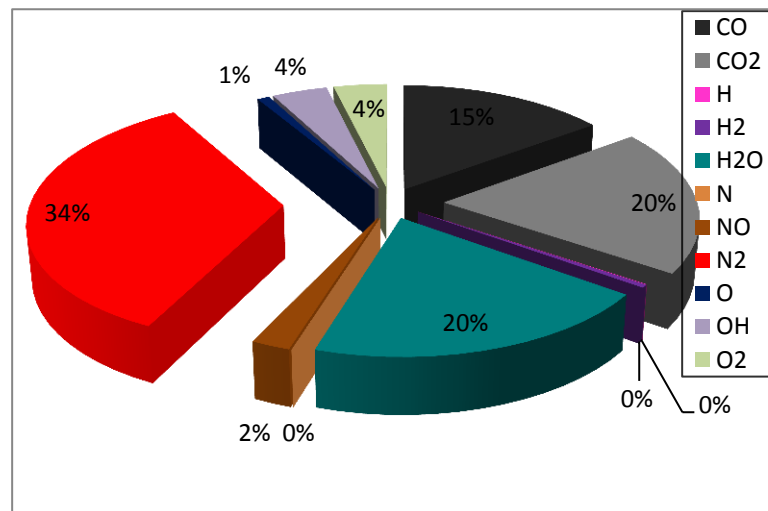


Figure 4.27 : Les produits de combustion (%) du Viking V (L220)

4.9. 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 , MMH/N_2O_4 et $UDMH/N_2O_4$.

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 (masseoxydant/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), l'étage principal du lanceur Ariane-5 (Aestus) et le premier étage du lanceur, et du Viking V (L220).

APPENDICE C

COEFICIENTS DE GORDON & Mc BRIDE

Pour chaque espèce, les fonctions thermodynamiques telles que chaleurs spécifiques (C_p), enthalpies standards (H) et entropies molaires (S) sont fonction de la température et sont données en utilisant les coefficients des polynômes de Gordon & McBride :

$$C_p/R = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4$$

$$H/RT = a_1 + (a_2/2)T + (a_3/3)T^2 + (a_4/4)T^3 + (a_5/5)T^4 + (a_6/T)$$

$$S/R = a_1 \ln T + a_2 T + (a_3/2)T^2 + (a_4/3)T^3 + (a_5/4)T^4 + a_7$$

Les coefficients a_i ($i=1,7$) sont tabulés pour différents éléments chimiques et ne sont valables que pour des températures comprises entre 1000 et 6000°K

	H ₂	H ₂ O	O ₂	OH
a ₁	3.1001901E0	2.7167633E0	3.6219535E0	2.9106427E0
a ₂	5.111946E-4	2.9451374E-03	7.3618264E-04	9.5931650E-4
a ₃	5.264421E-8	-8.0224374E-7	-1.9652228E-7	-1.94417E-07
a ₄	-3.4909E-11	1.0226668E-10	3.6201558E-11	1.37566E-11
a ₅	3.69453E-15	-4.8472145E-15	-2.8945627E-15	1.41145E-16
a ₆	-8.773804E2	-2.9905826E4	-1.2019825E3	3.9353815E3
a ₇	-1.962942E0	6.6305671E0	3.6150960E0	5.4423445E0

	O	H	CO ₂	CO
a ₁	2.5420596E0	2.50E0	4.4608041E0	2.9840696E0
a ₂	-2.75506E-5	0.0E0	3.0981719E-03	1.48913E-03
a ₃	-3.10280E-9	0.0E0	-1.2392571E-06	5.78996E-07
a ₄	4.55106E-12	0.0E0	2.2741325E-10	1.03645E-10
a ₅	-4.3680E-16	0.0E0	-1.5525954E-14	-6.9353E-15
a ₆	2.9230803E4	2.5471627E4	-4.8961442E+04	-1.4245E+04
a ₇	4.9203080E0	-4.6011763E-1	-9.8635982E-01	6.3479156E0

	N ₂	N	NO
a ₁	2.8963194E0	2.4502682E0	3.1890E0
a ₂	1.5154866E-03	1.0661458E-04	1.3382280E-03
a ₃	-5.7235277E-07	-7.46533373E-08	-5.2899318E-07
a ₄	9.9807393E-11	1.8796524E-11	9.5919332E-11
a ₅	-6.522335E-15	1.0259839E-15	-6.4847932E-15
a ₆	-9.0586184E+02	5.6116040E+04	9.8283290E+03
a ₇	6.1615148E0	4.4487581E0	6.7458126E0

Remarque :

- **Enthalpie de formation pour les oxuders :**

oxygène(O₂) : $(\Delta H_f)_{90^\circ} = -12.88$ KJ/mole

le tétra- oxyde d'azote (N₂O₄)g : $(\Delta H_f)_{90^\circ} = 9.7$ KJ/mole

- **Enthalpie de formation pour les combustibles :**

L'hydrogène (H₂)_L : $(\Delta H_f)_{20^\circ} = -8.7692$ KJ/mole

Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) : $(\Delta H_f)_{298^\circ} = 54.14$ KJ/mole

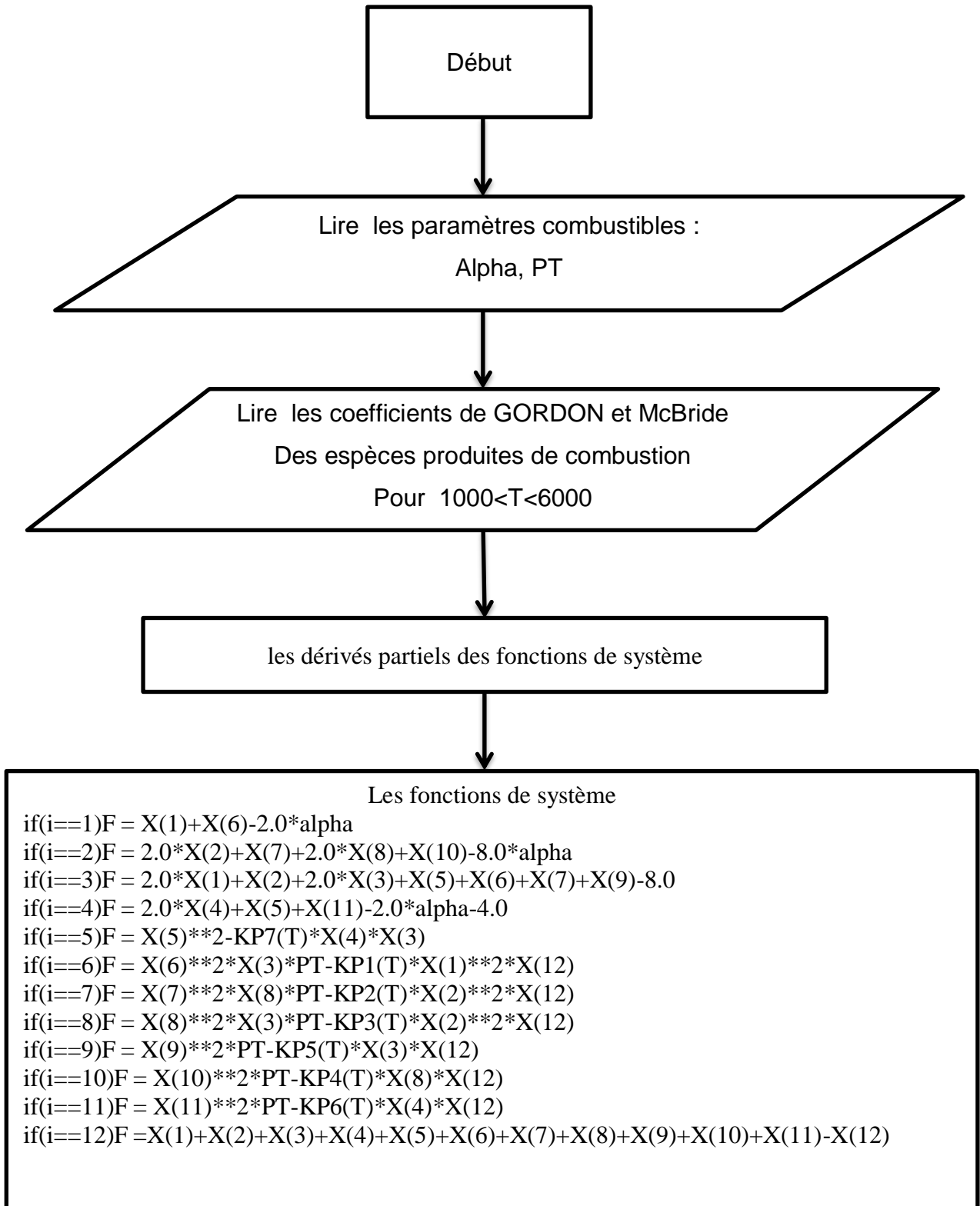
Le Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) : $(\Delta H_f)_{298^\circ} = 53.2654$ KJ/mole

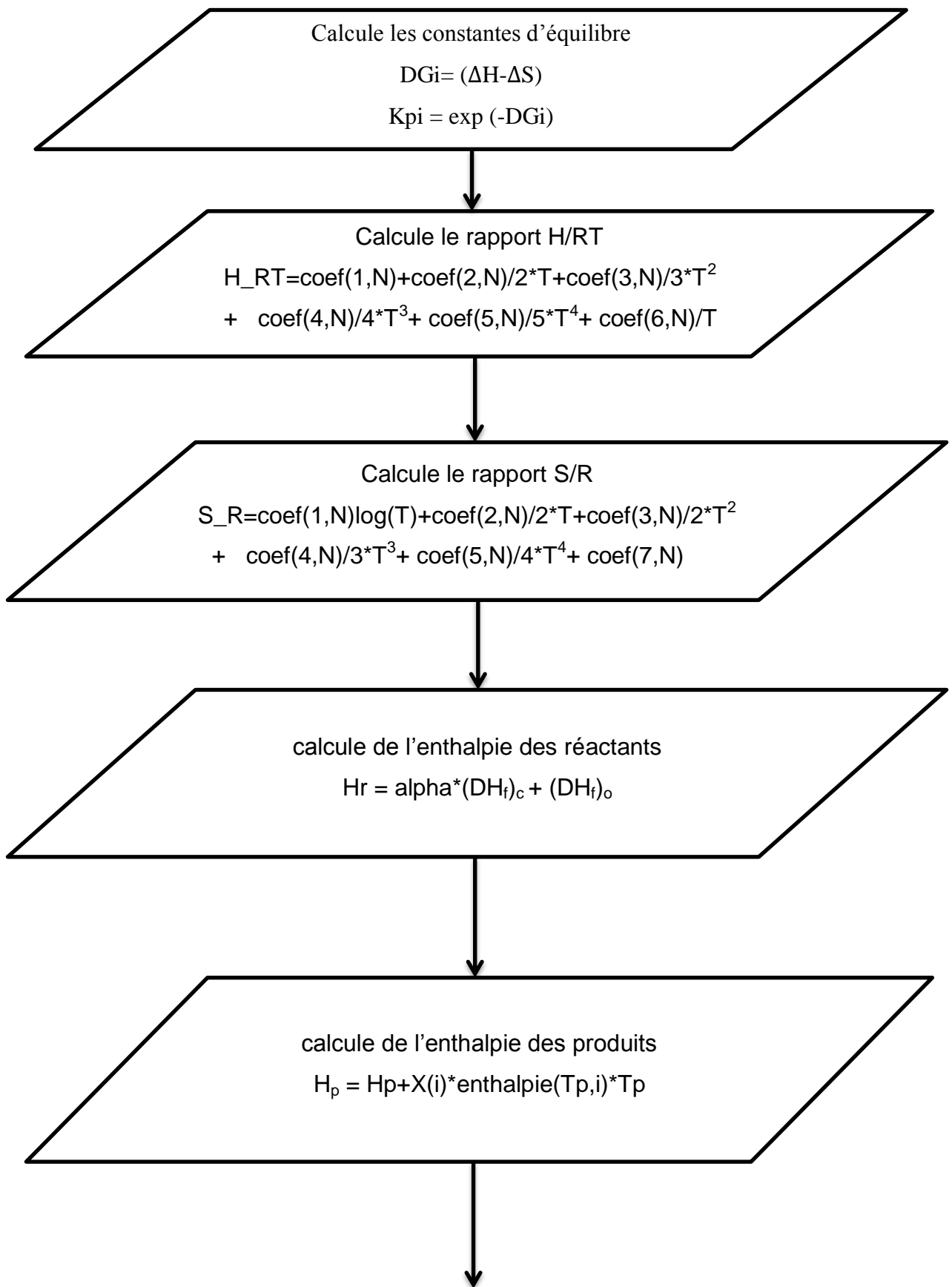
REFERENCES

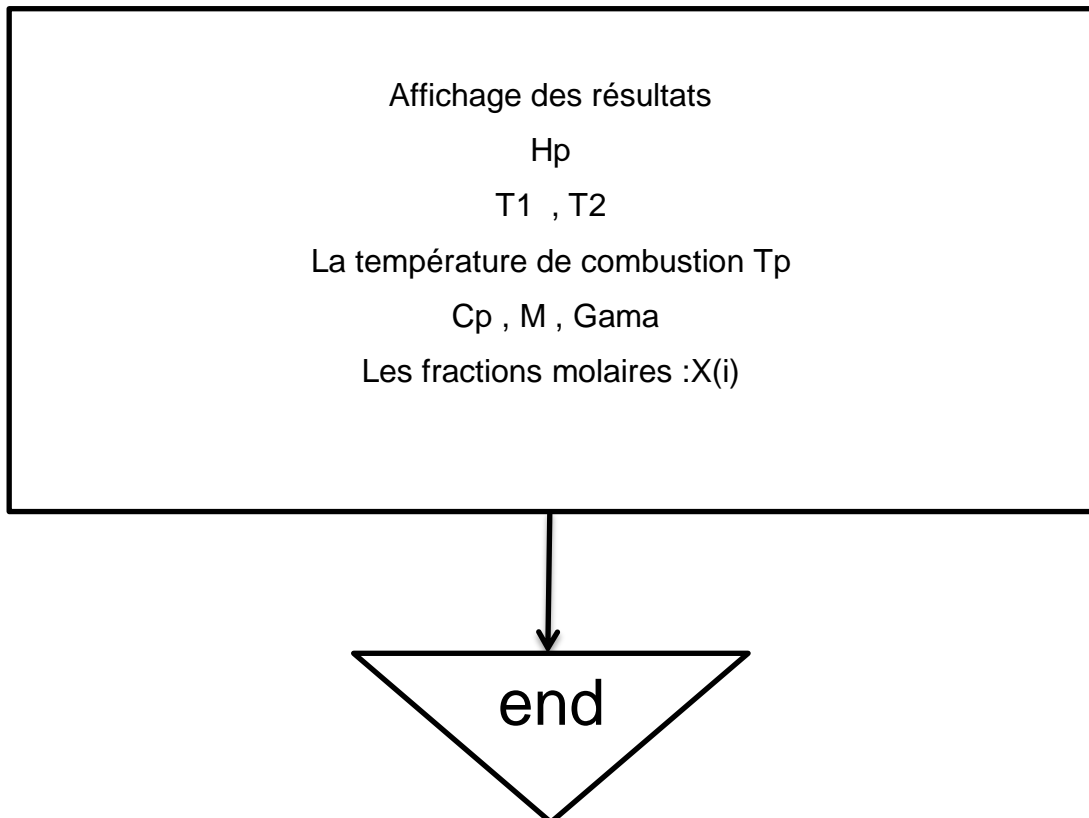
1. George P. Sutton "Rocket Propulsion Elements" sixth edition, California, 1992.
30. Matthew R. Long, John. Rusek., "The characterization of the Propulsive Decomposition Of Hydrogen Peroxide" , AIAA Paper 2000-3683, Alabama,
2. Amri. R, " étude et développement des systèmes de propulsion pour les applications spatiales", Université de Blida, Institut de mécanique, thèse de doctorat, 2013
3. le site web. Nasa chemical Equilibrium With Applications (CEA)
4. Debbi. M, kacedali. B., "Elaboration d'un programme de calcul de la température de combustion ", Université de Blida, Institut d'aéronautique, thèse d'ingénieur, 2004
5. D. Gibbon, M. Paul, P. Jolley., "Energetic Green Propulsion for Small Spacecraft", AIAA Paper 2001-3247, Utah, 2001.
6. DESIGN OF LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINES NASA SP-125 Dieter K. Huzel and David H. H liang, Rocketdyne Division, North American Aviation, Inc. 1967
7. L. Amtout., "Cours d'Analyse Numériques" , Année Théorique de la Post Graduation en Aeronautique 2004-2005.
9. ABADA OMAR, conception des tuyères supersoniques a haute température – type détente centrée -- par la méthode des caractéristiques, thèse de master blida 2006
8. MERZOUK Tamazight , " Étude et simulation du fonctionnement des moteurs cryotechniques utilisant le couple d'ergols (LOX, LH2) pour les besoins de la propulsion spatiale, UNIVERSITE AKLI Mohand Oulhadj de BOUIRA, thèse de Master en Mécanique Énergétique, 2015

APPENDICE D

Organigramme







CONCLUSION

Le propulseur est la partie la plus importante dans un système propulsif. Ce Système comporte aussi les réservoirs, les vannes de remplissage et vidange, 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. A partir de cette étude, on fait les constats suivants :

Dans la première partie, l'on traite des généralités sur la propulsion spatiale suivi d'une description générale sur la propulsion fusée. La deuxième partie a été consacrée à la présentation des différents types de propulsion, est La classification des systèmes propulsifs se fait suivant l'énergie qui produit la force de poussée et améliore les performances du système. Par la suite, théorie d'une tuyère d'une fusée et les principaux types ont été définis, la Structure d'une tuyère de Laval, Choix de la tuyère et les différentes configurations de tuyères supersoniques.

Pour ce qui concerne le fonctionnement d'un moteur fusée à propergols liquides, nous mentionnent les propriétés, les performances et caractéristiques des propergols liquides les plus utilisés dans le domaine spatial (satellites et lanceurs). Entre autres : hydrogène/ oxygène, mono-méthyl d'hydrazine/ tétra-oxyde d'azote et unsymmetrical dimethyl d'hydrazine/ tétra-oxyde d'azote. Par conséquent le suivi et Le choix d'un propergol, et donc de ses constituants, sera, bien entendu, dicté par le "contenu énergétique" de ceux-ci, par le type de moteur dans lequel ils devront être mis en œuvre (ce dernier déterminant les critères de stabilité requis) et aussi par le profil de mission assigné à l'engin.

En ce qui concerne les moteurs à propergols liquides, le choix est plus vaste dans la mesure où l'on peut utiliser des mélanges éminemment instables (hypergols) et que le caractère hautement déflagrant d'un propergol peut être exploité par un dosage judicieux de ses composants.

Ajoutons encore que la sélection du propergol devra également répondre à des considérations de disponibilité industrielle et de prix de ses constituants.

Pour ce qui est de calcul de la température de combustion d'un propulseur BIERGOLS, on utilise une méthode convenable pour le calcul des performances énergiques théoriques d'un mélange comburant-combustible qui fut développé dans le centre de recherche de la NASA par Sanford Gordon & Bonnie J. McBride a été décrite. Cette méthode est basée sur des hypothèses simplificatrices généralement acceptées par les concepteurs de fusées, un calcul logique et simple de l'équilibre chimique dans un mélange réactif à prédominance gazeuse, multi-composant, en faisant appel à la minimisation de l'énergie de Gibbs a été présenté. Une seconde section expose un modèle numérique d'analyse thermique de la chambre de combustion et de la tuyère refroidies comme décrit dans les travaux de SUTTON & BIBLARZ et d'Alexander Ponomarenko.

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 ergols, 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. Cette méthode a pour objective de calculer la température de combustion d'un propulseur BIERGOLS.

Concernant les divers résultats obtenus par notre programme de calcul élaboré pour le calcul de la température de combustion T_c et la composition molaire des produits de combustion. Notre choix est porté sur trois types de réaction chimique en l'occurrence : Hydrogène liquide (H_2) + Oxygène liquide (O_2), Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4) et Le Usymmetrical dimethyl hydrazine (UDMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N_2O_4).

Par le suivi Les résultats ont été obtenus pour une pression de 34.5 bar et la pression ambiante proche de zéro. Ces derniers sont comparés à ceux des résultats du code De LEWIS et ISP. 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.

Et de ce fait, selon le travail probant accompli il est envisageable pour le développement dont le domaine spatial.

.

APPENDICE A

LISTE DES SYMBOLES ET DES ABREVIATIONS

- a_0 : La vitesse du son (m/sec)
 A_c : La section au col de la tuyère (m²)
 A_t : La section au col de la tuyère (m²)
 A_e : La section de sortie de la tuyère (m²)
 A_s : La section de sortie de la tuyère (m²)
 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_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)
 $H^{\circ p}$: L'enthalpie des produits (Joule)
 $H^{\circ p_i}$: L'enthalpie de formation molaire de l'élément produits i (Joule/mol)
 $H^{\circ r}$: L'enthalpie des réactifs (Joule)
 $H^{\circ r_i}$: 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)
 m^* : Le débit de masse (Kg/sec)
 M : Masse molaire (Kg/mol)
 M_c : Nombre de mach
 m_{fuel} : Masse carburant (Kg)
 $m_{oxidizer}$: Masse oxydant (Kg)
 n : Le nombre de mole (mol)
 n_{r_i} : Le nombre de mole de l'élément réactif i (mol)
 P_0 : La pression totale (Pascal)

Pa : La pression ambiante (Pascal)
Pc : La pression dans la chambre de combustion (Pascal)
Pe : La pression de gaz à la sortie de la tuyère (Pascal)
Pr : Rapport de pression
Pref : Pression de référence (Pascal)
Pt : La pression au col de la tuyère (Pascal)
R : Constante universelle de gaz parfaits (Joule /mol. K)
rc : Rapport de mélange (oxydant/combustible)
T0 : Température totale (K)
Tc : Température de combustion (K)
Td : Température de décomposition (K)
Te : Température à la sortie de la tuyère (K)
Tg : Température de gaz (K)
 u et v : Composantes de la vitesse (m/sec)
 ΔV : Incrément de vitesse (m/sec)
 γ : Le rapport de la chaleur spécifique
 β : Demi-angle du convergent de la tuyère ($^{\circ}$)
 α : Le coefficient stoechiométrique
 ΔH° : L'enthalpie de réaction (Joule)

APPENDICE B

Le programme de la NASA Computer CEA

Le programme de la NASA Computer CEA (Équilibre chimique avec des applications) calcule compositions et les propriétés des mélanges complexes équilibre chimique. Les applications comprennent les états affectés thermodynamiques, les performances de la fusée théorique, Chapman-JOUGUET détonations, et les paramètres de choc à tubes pour les incidents et chocs réfléchi. CEA représente le dernier dans un certain nombre de programmes informatiques qui ont été développés à la NASA Lewis (maintenant Glenn) Centre de recherche au cours des 45 dernières années. Ces programmes ont changé au fil des ans pour inclure des techniques supplémentaires. Associés au programme sont des bases de données indépendantes avec le transport et les propriétés thermodynamiques des espèces individuelles. Plus de 2000 espèces sont contenues dans la base de données thermodynamiques. Le programme est écrit en ANSI FORTRAN par Bonnie J. McBride et Sanford Gordon. Il est largement utilisé par la communauté de l'aérodynamique et thermodynamique.

QU'EST-CE QUE CEA?

Le CEA est un programme qui calcule les concentrations de produits d'équilibre chimique de tout ensemble de réactifs et détermine les propriétés thermodynamiques et de transport pour le mélange de produits. Les applications intégrées comprennent le calcul des performances théoriques de la fusée, les paramètres de détonation Chapman-JOUGUET, paramètres de tube de choc, et les propriétés de combustion.

Les différents processus suivis pour obtenir les résultats par code Lewis :

A/la réaction de l'Hydrogène avec l'oxygène:

Premièrement, Entrez un mot de 4 caractères code alphanumérique de votre choix. Et le Type de problème, Sortie, Espèces de sortie comme illustré dans la figure ci-dessus

CEARUN

Entrez un 4 caractères code alphanumérique de votre choix:

[Mise en route avec CEARUN](#) [Cliquez ici pour le CEA Site](#)
[Note importante pour les utilisateurs](#)

Type de problème:

hp fusée tp det sp la télé uv sv choc

Sortie:

longue déboguer court

Sortie:

kcal / mole kJ / mole

espèces de sortie:

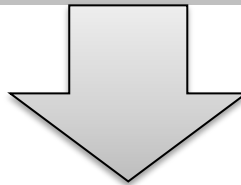
fraction molaire fraction massique

ions:

no_ions ions

Propriétés de transport:

Y N



This is an hp problem. Specify your pressures here.

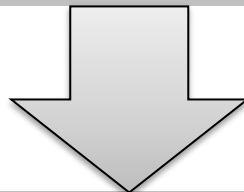
You have two options:

Option(1): specify a low value, a high value, and an interval(26 maximum):

MPa KPa atm bar psia

Option (2): Fill boxes with up to 16 values:

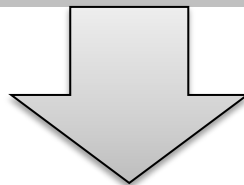
MPa KPa atm bar psia



This is the fuels selection page

Choose Fuel:

H2(L) Jet-A(L) RP-1 Use Periodic Chart



CEA is finished!

(1) To view your output file click this link:

[View file hydr2741.out](#)

(2) To view your input file click this link:

[View file hydr2741.inp](#)

[Return to starting page](#)
[Privacy Policy and Important Notices](#)
[Accessibility Statement](#)

Responsible Official: Christopher Snyder

NASA Glenn Research Center

Voilà les entrés :

```
prob case=hydo8204  hp p(bar)=34.5
o/f=1 2 3 4 5 6 7 8 9
reac
  fuel H2(L) wt%=100. t,k= 20.27
  oxid O2(L) wt%=100. t,k= 90.17
output massf
output short
output trace= 1e-5
end
```

Les sorties:

NASA-GLENN CHEMICAL EQUILIBRIUM PROGRAM CEA2, FEBRUARY 5, 2004
 BY BONNIE MCBRIDE AND SANFORD GORDON
 REFS: NASA RP-1311, PART I, 1994 AND NASA RP-1311, PART II, 1996

```
prob case=hydo8204  hp p(bar)=34.5
o/f=1 2 3 4 5 6 7 8 9
THERMODYNAMIC EQUILIBRIUM COMBUSTION PROPERTIES AT ASSIGNED PRESSURES

CASE = hydo8204

TEMP
          REACTANT
          WT FRACTION
          ENERGY
          (SEE NOTE)
          KJ/KG-MOL
          K
FUEL      H2 (L)
          1.0000000
OXIDANT   O2 (L)
          1.0000000
          -9012.000
          20.270
          -12979.000
          90.170

O/F=      1.00000  %FUEL= 50.000000  R,EQ.RATIO= 7.936683
THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR    34.500
T, K      977.49
M, (1/n)  4.032
Cp, KJ/(KG) (K)  7.8107
GAMMAS    1.3587
MASS FRACTIONS
*H2       4.3700-1
H2O       5.6300-1
```

O/F= 2.00000 %FUEL= 33.33333 R,EQ.RATIO= 3.968341

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR 34.500
 T, K 1797.59
 M, (1/n) 6.047
 Cp, KJ/(KG) (K) 6.2540
 GAMMA_s 1.2821

MASS FRACTIONS

*H2 2.4933-1
 H2O 7.5066-1

O/F= 3.00000 %FUEL= 25.000000 R,EQ.RATIO= 2.645561

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR 34.500
 T, K 2446.25
 M, (1/n) 8.051
 Cp, KJ/(KG) (K) 5.7252
 GAMMA_s 1.2284

MASS FRACTIONS

*H 3.3196-4
 *H2 1.5521-1
 H2O 8.4372-1
 *OH 7.3153-4

O/F= 4.00000 %FUEL= 20.000000 R,EQ.RATIO= 1.984171

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR 34.500
 T, K 2921.66
 M, (1/n) 9.979
 Cp, KJ/(KG) (K) 6.3637
 GAMMA_s 1.1818

MASS FRACTIONS

*H 1.4818-3
 *H2 9.8262-2
 H2O 8.9141-1
 *O 1.3827-4
 *OH 8.5981-3
 *O2 1.1157-4

O/F= 5.00000 %FUEL= 16.666667 R,EQ.RATIO= 1.587337

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR 34.500
 T, K 3229.62
 M, (1/n) 11.757
 Cp, KJ/(KG) (K) 7.8752
 GAMMA_s 1.1518

MASS FRACTIONS

*H 2.6581-3
 *H2 6.1261-2
 H2O 9.0173-1

*O 1.4026-3
 *OH 3.1126-2
 *O2 1.8023-3

* THERMODYNAMIC PROPERTIES FITTED TO 20000.K

NOTE. WEIGHT FRACTION OF FUEL IN TOTAL FUELS AND OF OXIDANT IN TOTAL OXIDANTS

THERMODYNAMIC EQUILIBRIUM COMBUSTION PROPERTIES AT ASSIGNED PRESSURES

CASE = hydro8204

TEMP	REACTANT	WT FRACTION (SEE NOTE)	ENERGY KJ/KG-MOL	K
FUEL	H2 (L)	1.0000000	-9012.000	20.270
OXIDANT	O2 (L)	1.0000000	-12979.000	90.170

O/F= 6.00000 %FUEL= 14.285714 R, EQ. RATIO= 1.322780
 THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR 34.500
 T, K 3405.19
 M, (1/n) 13.354
 Cp, KJ/(KG) (K) 9.8557
 GAMMAS 1.1355
 MASS FRACTIONS

*H 3.0396-3
 HO2 7.0238-5
 *H2 3.7554-2
 H2O 8.8051-1
 H2O2 1.9450-5
 *O 5.2271-3
 *OH 6.2982-2
 *O2 1.0598-2

O/F= 7.00000 %FUEL= 12.500000 R, EQ. RATIO= 1.133812

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR 34.500
 T, K 3482.18
 M, (1/n) 14.755
 Cp, KJ/(KG) (K) 11.1885
 GAMMAS 1.1285
 MASS FRACTIONS

*H 2.7157-3
 *H2 2.3102-2
 H2O 8.3817-1
 *O 1.0894-2
 *OH 9.0846-2
 *O2 3.4046-2

O/F= 8.00000 %FUEL= 11.111111 R, EQ. RATIO= 0.992085
 THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR 34.500
 T, K 3494.80
 M, (1/n) 15.970
 Cp, KJ/(KG) (K) 10.9335
 GAMMAS 1.1267
 MASS FRACTIONS

*H 2.1373-3
 *H2 1.4620-2
 H2O 7.8655-1
 *O 1.5904-2
 *OH 1.0674-1
 *O2 7.3656-2

O/F= 9.00000 %FUEL= 10.000000 R,EQ.RATIO= 0.881854

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR 34.500
 T, K 3471.94
 M, (1/n) 17.028
 Cp, KJ/(KG) (K) 9.8033
 GAMMAS 1.1270
 MASS FRACTIONS

*H 1.5942-3
 *H2 9.6291-3
 H2O 7.3418-1
 *O 1.8836-2
 *OH 1.1145-1
 *O2 1.2377-1

B/la réaction de MMH avec le N2O4:

CEARUN

Entrez un 4 caractères code alphanumérique de votre choix:

[Mise en route avec CEARUN](#) [Cliquez ici pour le CEA Site](#)
[Note importante pour les utilisateurs](#)

Type de problème:
 hp fusée tp det sp la télé uv sv choc

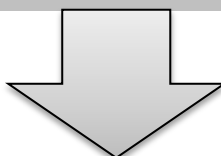
Sortie:
 longue déboguer court

Sortie:
 kcal / mole kJ / mole

espèces de sortie:
 fraction molaire fraction massique

ions:
 no_ions ions

Propriétés de transport:
 Y N



This is an hp problem. Specify your pressures here.

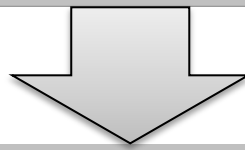
You have two options:

Option(1): specify a low value, a high value, and an interval(26 maximum):

MPa KPa atm bar psia

Option (2): Fill boxes with up to 16 values:

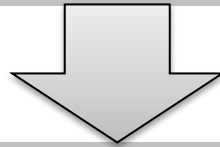
MPa KPa atm bar psia



This is the fuels selection page

Choose Fuel:

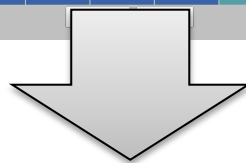
H2(L) Jet-A(L) RP-1 Use Periodic Chart



Fuels selection page

Click on symbols for atoms contained in desired compounds.

1 H <input checked="" type="checkbox"/>	2 He <input type="checkbox"/>																
3 Li <input type="checkbox"/>	4 Be <input type="checkbox"/>																
11 Na <input type="checkbox"/>	12 Mg <input type="checkbox"/>	3 3B <input type="checkbox"/>	4 4B <input type="checkbox"/>	5 5B <input type="checkbox"/>	6 6B <input type="checkbox"/>	7 7B <input type="checkbox"/>	8 8 <input type="checkbox"/>	9 9 <input type="checkbox"/>	10 10 <input type="checkbox"/>	11 1B <input type="checkbox"/>	12 2B <input type="checkbox"/>	13 3A <input type="checkbox"/>	14 4A <input checked="" type="checkbox"/>	15 5A <input checked="" type="checkbox"/>	16 6A <input type="checkbox"/>	17 7A <input type="checkbox"/>	18 Ar <input type="checkbox"/>
19 K <input type="checkbox"/>	20 Ca <input type="checkbox"/>	21 Sc <input type="checkbox"/>	22 Ti <input type="checkbox"/>	23 V <input type="checkbox"/>	24 Cr <input type="checkbox"/>	25 Mn <input type="checkbox"/>	26 Fe <input type="checkbox"/>	27 Co <input type="checkbox"/>	28 Ni <input type="checkbox"/>	29 Cu <input type="checkbox"/>	30 Zn <input type="checkbox"/>	31 Ga <input type="checkbox"/>	32 Ge <input type="checkbox"/>	33 As <input type="checkbox"/>	34 Se <input type="checkbox"/>	35 Br <input type="checkbox"/>	36 Kr <input type="checkbox"/>
37 Rb <input type="checkbox"/>	38 Sr <input type="checkbox"/>	39 Y <input type="checkbox"/>	40 Zr <input type="checkbox"/>	41 Nb <input type="checkbox"/>	42 Mo <input type="checkbox"/>	43 Tc <input type="checkbox"/>	44 Ru <input type="checkbox"/>	45 Rh <input type="checkbox"/>	46 Pd <input type="checkbox"/>	47 Ag <input type="checkbox"/>	48 Cd <input type="checkbox"/>	49 In <input type="checkbox"/>	50 Sn <input type="checkbox"/>	51 Sb <input type="checkbox"/>	52 Te <input type="checkbox"/>	53 I <input type="checkbox"/>	54 Xe <input type="checkbox"/>
55 Cs <input type="checkbox"/>	56 Ba <input type="checkbox"/>	57 La* <input type="checkbox"/>	72 Hf <input type="checkbox"/>	73 Ta <input type="checkbox"/>	74 W <input type="checkbox"/>	75 Re <input type="checkbox"/>	76 Os <input type="checkbox"/>	77 Ir <input type="checkbox"/>	78 Pt <input type="checkbox"/>	79 Au <input type="checkbox"/>	80 Hg <input type="checkbox"/>	81 Tl <input type="checkbox"/>	82 Pb <input type="checkbox"/>	83 Bi <input type="checkbox"/>	84 Po <input type="checkbox"/>	85 At <input type="checkbox"/>	86 Rn <input type="checkbox"/>
88 Ra (226)	89 Ac (266)	90 Th <input type="checkbox"/>	92 U <input type="checkbox"/>	104 Rf (257)	105 Db (260)	106 Sg (263)	107 Bh (262)	108 Hs (265)	109 Mt <input type="checkbox"/>								



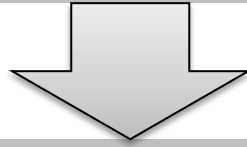
Choose your fuel(s) (ASCII-betical vertically):

- C6H5NH2(L)
 CH3CN(L)
 CH6N2(L),MMH
 HCCN
 HNC
 CH3CN
 CH3N2CH3
 HAN
 HCN

Use checked fuels?

Y N

Submit



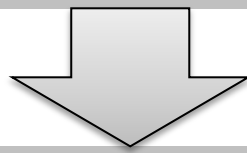
The selected fuels are :

CH6N2(L),MMH

More fuels? If you answer 'Y', you'll go back to the periodic chart to add more:

Y N

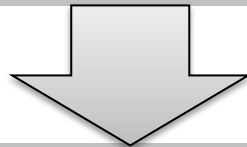
Submit Reset



Please indicate the temperature(K) of each fuel component:

CH6N2(L),MMH

Valider Réinitialiser



This is the oxidizer selection page

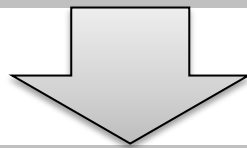
Choose your oxidizers here

Choose Oxidizer:

NOTE: For Air at a temperature other than 298.15K, go to the Periodic Chart and choose N,O,C and Ar

O2(L)
 F2(L)
 Air(298)
 N2O(298)
 Use Periodic Chart

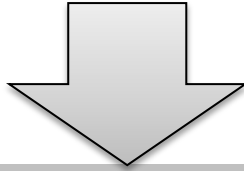
Submit Reset



Oxidizer selection page

Click on symbols for atoms contained in desired compounds.

1 H ■	2 He ■											13 B ■	14 C ■	15 N ■	16 O ■	17 F ■	18 Ne ■
3 Li ■	4 Be ■											5 B ■	6 C ■	7 N ■	8 O ■	9 F ■	10 Ne ■
11 Na ■	12 Mg ■	3 III B 3B	4 IV B 4B	5 V B 5B	6 VI B 6B	7 VII B 7B	8 VIII 8	9 VIII 8	10 VIII 8	11 IB 1B	12 IIB 2B	13 Al ■	14 Si ■	15 P ■	16 S ■	17 Cl ■	18 Ar ■
19 K ■	20 Ca ■	21 Sc ■	22 Ti ■	23 V ■	24 Cr ■	25 Mn ■	26 Fe ■	27 Co ■	28 Ni ■	29 Cu ■	30 Zn ■	31 Ga ■	32 Ge ■	33 As ■	34 Se ■	35 Br ■	36 Kr ■
37 Rb ■	38 Sr ■	39 Y ■	40 Zr ■	41 Nb ■	42 Mo ■	43 Tc ■	44 Ru ■	45 Rh ■	46 Pd ■	47 Ag ■	48 Cd ■	49 In ■	50 Sn ■	51 Sb ■	52 Te ■	53 I ■	54 Xe ■
55 Cs ■	56 Ba ■	57 La* ■	72 Hf ■	73 Ta ■	74 W ■	75 Re ■	76 Os ■	77 Ir ■	78 Pt ■	79 Au ■	80 Hg ■	81 Tl ■	82 Pb ■	83 Bi ■	84 Po ■	85 At ■	86 Rn ■
88 Ra (226) ■	89 Ac (266) ■	90 Th ■	92 U ■	104 Rf (257) ■	105 Db (260) ■	106 Sg (263) ■	107 Bh (262) ■	108 Hs (265) ■	109 Mt ■								
Submit Reset																	

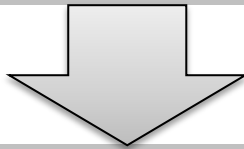


Choose your oxidizer(s) (ASCII-betical vertically):

N2O N2O4 N2O5 NO2
 N2O3 N2O4(L) NO NO3

Use checked oxidizers?

Y N

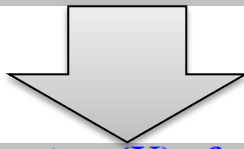


The selected oxidizers are :

N2O4

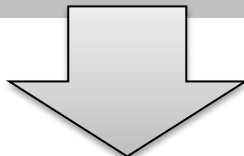
More oxidizers? If you answer 'Y', you'll go back to the periodic chart to add more:

Y N



Please indicate the temperature(K) of each oxidizer component:

N2O4

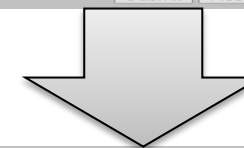


Choose your relative O/F values

You have two options for specifying relative values:

Option(1): specify a low value, a high value, and an interval(16 maximum):

O/F (mass) phi



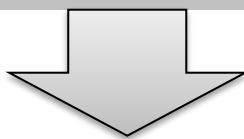
Check if you wish to use special CEA options:

(All boxes empty for none):

omit only insert

Change the value of the trace option if desired

x 10-



CEA is finished!

(1) To view your output file click this link:

[View file mmh19611.out](#)

(2) To view your input file click this link:

[View file mmh19611.inp](#)

Les entrés

```
prob case=tttt8682  hp p(bar)=226.148
o/f=1 1.5 2 2.5 3 3.5 4 4.5 5
reac
  fuel  CH6N2(L),MMH      wt%= 100.0 t,k= 298.15
  oxid  N2O4              wt%= 100.0 t,k= 298.15
  output massf
  output short
  output trace= 1e-5
end
```

Les sorties

NASA-GLENN CHEMICAL EQUILIBRIUM PROGRAM CEA2, FEBRUARY 5, 2004
 BY BONNIE MCBRIDE AND SANFORD GORDON
 REFS: NASA RP-1311, PART I, 1994 AND NASA RP-1311, PART II, 1996


```
prob case=tttt8682  hp p(bar)=226.148
o/f=1 1.5 2 2.5 3 3.5 4 4.5 5
```

THERMODYNAMIC EQUILIBRIUM COMBUSTION PROPERTIES AT ASSIGNED
 PRESSURES

CASE = tttt8682

TEMP	REACTANT	WT FRACTION	ENERGY	
		(SEE NOTE)	KJ/KG-MOL	K
FUEL	CH6N2(L),MMH	1.0000000	54200.000	298.150
OXIDANT	N2O4	1.0000000	11110.919	298.150

O/F= 1.00000 %FUEL= 50.000000 R,EQ.RATIO= 2.496406

THERMODYNAMIC PROPERTIES

```
P, BAR          226.15
T, K            2436.60
M, (1/n)        16.751
Cp, KJ/(KG) (K) 2.4303
GAMMA_s         1.2595
MASS FRACTIONS
*CO             2.8257-1
```

*CO2	3.3404-2
*H	4.6353-5
*H2	4.5109-2
H2O	1.8239-1
*N2	4.5594-1
*OH	7.5129-5

O/F= 1.50000 %FUEL= 40.000000 R,EQ.RATIO= 1.664270

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR	226.15
T, K	3163.10
M, (1/n)	19.897
Cp, KJ/(KG) (K)	2.7682
GAMMA _s	1.2019

MASS FRACTIONS

*CO	2.0233-1
*CO2	6.4093-2
*H	3.8352-4
*H2	2.0289-2
H2O	2.8220-1
*NO	9.1524-4
*N2	4.2539-1
*O	8.0208-5
*OH	4.0643-3
*O2	9.7761-5

O/F= 2.00000 %FUEL= 33.333333 R,EQ.RATIO= 1.248203

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR	226.15
T, K	3519.88
M, (1/n)	22.361
Cp, KJ/(KG) (K)	4.0498
GAMMA _s	1.1561

MASS FRACTIONS

*CO	1.2964-1
*CO2	1.1465-1
*H	5.3095-4
*H2	7.3950-3
H2O	3.0906-1
*NO	9.4336-3
*N2	4.0120-1
*O	1.5251-3
*OH	2.0874-2
*O2	5.4805-3

O/F= 2.50000 %FUEL= 28.571429 R,EQ.RATIO= 0.998562

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR	226.15
T, K	3555.10
M, (1/n)	23.987
Cp, KJ/(KG) (K)	4.6169
GAMMA _s	1.1438

MASS FRACTIONS

*CO	7.3818-2
*CO2	1.5690-1
*H	3.4455-4

*H2	2.8573-3
H2O	2.8876-1
*NO	2.4065-2
*N2	3.7988-1
N2O	2.0351-5
*O	4.0846-3
*OH	3.3360-2
*O2	3.5433-2

O/F= 3.00000 %FUEL= 25.000000 R,EQ.RATIO= 0.832135

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR	226.15
T, K	3468.98
M, (1/n)	25.076
Cp, KJ/(KG) (K)	4.0829
GAMMA _s	1.1451

MASS FRACTIONS

*CO	4.1402-2
*CO2	1.7374-1
*H	1.8944-4
*H2	1.3306-3
H2O	2.6148-1
*NO	3.3627-2
*N2	3.6454-1
*O	4.9537-3
*OH	3.4080-2
*O2	8.3906-2

O/F= 3.50000 %FUEL= 22.222222 R,EQ.RATIO= 0.

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR	226.15
T, K	3352.85
M, (1/n)	25.868
Cp, KJ/(KG) (K)	3.5006
GAMMA _s	1.1495

MASS FRACTIONS

*CO	2.3414-2
*CO2	1.7548-1
*H	1.0198-4
*H2	6.9217-4
H2O	2.3752-1
*NO	3.7771-2
*N2	3.5415-1
*O	4.5505-3
*OH	3.0010-2
*O2	1.3540-1

O/F= 4.00000 %FUEL= 20.000000 R,EQ.RATIO= 0.624101

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR	226.15
T, K	3230.65
M, (1/n)	26.469
Cp, KJ/(KG) (K)	3.0431
GAMMA _s	1.1553

MASS FRACTIONS

*CO	1.3331-2
*CO2	1.7010-1
*H	5.4788-5

```

*H2          3.8198-4
H2O          2.1740-1
*NO          3.8512-2
*N2          3.4703-1
*O           3.6973-3
*OH          2.4822-2
*O2          1.8368-1
O/F= 4.50000 %FUEL= 18.181818 R,EQ.RATIO= 0.554757
THERMODYNAMIC PROPERTIES
P, BAR       226.15
T, K         3109.95
M, (1/n)     26.936
Cp, KJ/(KG) (K) 2.6989
GAMMA_s     1.1620
MASS FRACTIONS
*CO          7.6288-3
*CO2         1.6169-1
*H           2.9433-5
*H2          2.1816-4
H2O          2.0040-1
*NO          3.7283-2
*N2          3.4207-1
*O           2.8112-3
*OH          1.9871-2
*O2          2.2699-1
O/F= 5.00000 %FUEL= 16.666667 R,EQ.RATIO= 0.499281
THERMODYNAMIC PROPERTIES
P, BAR       226.15
T, K         2993.78
M, (1/n)     27.308
Cp, KJ/(KG) (K) 2.4400
GAMMA_s     1.1690
MASS FRACTIONS
*CO          4.3872-3
*CO2         1.5231-1
*H           1.5818-5

*H2          1.2737-4
H2O          1.8583-1
*NO          3.4978-2
*N2          3.3854-1
*O           2.0527-3
*OH          1.5604-2
*O2          2.6516-1

```

C/ la réaction de UDMH avec N2O4 :

On Répète les mêmes étapes que nous avons faites précédemment dans la
réaction de MMH avec N2O4

Les entrées :

```

prob case=uuuu4161 hp p(bar)=226.148
o/f=1 1.5 2 2.5 3 3.5 4 4.5 5
reac
fuel CH3N2CH3 wt%= 100.0 t,k= 298.15
oxid N2O4 wt%= 100.0 t,k= 298.15
output massf
output short
output trace= 1e-5

```

end

Les sorties:

NASA-GLENN CHEMICAL EQUILIBRIUM PROGRAM CEA2, FEBRUARY 5, 2004
 BY BONNIE MCBRIDE AND SANFORD GORDON
 REFS: NASA RP-1311, PART I, 1994 AND NASA RP-1311, PART II, 1996

```

prob case=uuuu4161  hp p(bar)=226.148
o/f=1 1.5 2 2.5 3 3.5 4 4.5 5
reac
  fuel  CH3N2CH3          wt%= 100.0 t,k= 298.15
  oxid  N2O4              wt%= 100.0 t,k= 298.15
  output massf
  output short
  output trace= 1e-5
end

```

THERMODYNAMIC EQUILIBRIUM COMBUSTION PROPERTIES AT ASSIGNED

PRESSURES

CASE = uuuu4161

TEMP	REACTANT	WT FRACTION		ENERGY	
		(SEE NOTE)		KJ/KG-MOL	K
FUEL	CH3N2CH3	1.0000000	148699.360	298.150	
OXIDANT	N2O4	1.0000000	11110.919	298.150	

O/F= 1.00000 %FUEL= 50.000000 R,EQ.RATIO= 2.772254

THERMODYNAMIC PROPERTIES

```

P, BAR          226.15
T, K            2521.34
M, (1/n)        17.518
Cp, KJ/(KG) (K) 2.2411
GAMMAs        1.2726
MASS FRACTIONS
*CO              4.6786-1
*CO2             2.1841-2
*H               6.5233-5
*H2              4.3785-2
H2O              7.2707-2
*N2              3.9297-1
*OH              4.7784-5
O/F= 1.50000 %FUEL= 40.000000 R,EQ.RATIO= 1.848169

```

THERMODYNAMIC PROPERTIES

```

P, BAR          226.15
T, K            3286.77
M, (1/n)        20.732
Cp, KJ/(KG) (K) 2.6385
GAMMAs        1.2080
MASS FRACTIONS
*CO              3.4040-1
*CO2             7.1132-2
*H               5.1704-4

```

*H2	1.9882-2
H2O	1.8763-1
*NO	9.3261-4
*N2	3.7507-1
*O	1.0816-4
*OH	4.0221-3
*O2	8.8820-5

O/F= 2.00000 %FUEL= 33.333333 R,EQ.RATIO= 1.386127

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR	226.15
T, K	3654.02
M, (1/n)	23.223
Cp, KJ/(KG) (K)	3.8899
GAMMA _s	1.1608

MASS FRACTIONS

*CO	2.3302-1
*CO2	1.3890-1
*H	7.1287-4
*H2	7.7569-3
H2O	2.2344-1
*NO	9.2766-3
*N2	3.5935-1
*O	1.9171-3
*OH	2.0668-2
*O2	4.7184-3

O/F= 2.50000 %FUEL= 28.571429 R,EQ.RATIO= 1.108901

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR	226.15
T, K	3716.12
M, (1/n)	24.912
Cp, KJ/(KG) (K)	4.7869
GAMMA _s	1.1447

MASS FRACTIONS

*CO	1.5036-1
*CO2	1.9666-1
*H	5.1308-4
*H2	3.3429-3
H2O	2.1330-1
*N	1.2048-5
*NO	2.3441-2
*N2	3.4424-1
*O	5.2391-3
*OH	3.3938-2
*O2	2.8484-2

O/F= 3.00000 %FUEL= 25.000000 R,EQ.RATIO= 0.924085

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR	226.15
T, K	3659.87
M, (1/n)	26.078
Cp, KJ/(KG) (K)	4.6305
GAMMA _s	1.1418

MASS FRACTIONS

*CO	9.6313-2
-----	----------

*CO2	2.2748-1
*H	3.1932-4
*H2	1.7058-3
H2O	1.9487-1
*NO	3.4024-2
*N2	3.3292-1
*O	6.9547-3
*OH	3.6820-2
*O2	6.7865-2

O/F= 3.50000 %FUEL= 22.222222 R,EQ.RATIO= 0.792072
THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR	226.15
T, K	3567.54
M, (1/n)	26.931
Cp, KJ/(KG) (K)	4.1499
GAMMA _s	1.1426

MASS FRACTIONS

*CO	6.1826-2
*CO2	2.3959-1
*H	1.9407-4
*H2	9.6378-4
H2O	1.7795-1
*NO	3.9974-2
*N2	3.2518-1
*O	7.0586-3
*OH	3.4550-2
*O2	1.1181-1

O/F= 4.00000 %FUEL= 20.000000 R,EQ.RATIO= 0.693063

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR	226.15
T, K	3463.13

M, (1/n)	27.575
Cp, KJ/(KG) (K)	3.6538
GAMMA _s	1.1455

MASS FRACTIONS

*CO	3.9634-2
*CO2	2.4079-1
*H	1.1724-4
*H2	5.7576-4
H2O	1.6362-1
*NO	4.2587-2
*N2	3.1999-1
*O	6.3235-3
*OH	3.0405-2
*O2	1.5495-1

O/F= 4.50000 %FUEL= 18.181818 R,EQ.RATIO= 0.616056

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR	226.15
T, K	3354.82
M, (1/n)	28.067
Cp, KJ/(KG) (K)	3.2212
GAMMA _s	1.1497

MASS FRACTIONS

*CO	2.5293-2
*CO2	2.3578-1
*H	7.0444-5
HNO	2.3949-5
HNO2	4.9389-5
HO2	4.6452-4
*H2	3.5487-4
H2O	1.5153-1
H2O2	5.0220-5
*NO	4.2968-2
NO2	4.1841-4
*N2	3.1656-1
N2O	3.5516-5
*O	5.2748-3
*OH	2.5824-2
*O2	1.9529-1

O/F= 5.00000 %FUEL= 16.666667 R,EQ.RATIO= 0.554451 PHI,EQ.RATIO=

THERMODYNAMIC PROPERTIES

P, BAR	226.15
T, K	3246.23
M, (1/n)	28.447
Cp, KJ/(KG)(K)	2.8656
GAMMA _s	1.1549

MASS FRACTIONS

*CO	1.6047-2
*CO2	2.2735-1
*H	4.2045-5
*H2	2.2267-4
H2O	1.4121-1
*NO	4.1883-2
*N2	3.1436-1
*O	4.1981-3
*OH	2.1435-2
*O2	2.3219-1