

**UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA**

**Faculté des Sciences de l'Ingénieur**

Département d'Aéronautique

**MEMOIRE DE MAGISTER**

Spécialité : Aéronautique

**CONCEPTION D'UN LOGICIEL DE CALCUL D'UN PROPULSEUR  
POUR ALSAT**

Par

**Redha AMRI**

Devant le jury composé de :

B. BENAOUA ZOUAOUI	Maître de Conférences, U. de Blida	Président
T. REZZOUG	Maître de Conférences, U. de Blida	Rapporteur
R. HAOUI	Maître de Conférences, U.S.T.H.B., Alger	Co-rapporteur
L. AMTOUT	Chargé de cours, U. de Blida	Examineur
T. ZEBBICHE	Maître de Conférences, U. de Blida	Examineur

Blida, Janvier 2008

## RESUME

Au cours de sa vie, le satellite subit différentes influences qui peuvent le dévier de son orbite nominale. Donc, la nécessité de contrôle d'attitude, la mise à poste, le maintien de l'orbite ainsi que le lancement des satellites a conduit au développement technologique des systèmes de propulsion. Ce présent travail est consacré au développement d'un logiciel pour la conception des propulseurs, on s'intéresse en particulier à la propulsion à gaz froid, la propulsion chimique liquide et la propulsion électrique. Ce logiciel a été utilisé pour illustrer un exemple de conception des propulseurs pour les petits satellites.

## ABSTRACT

During its lifetime, there are many external forces acting on the satellite and perturbing it away from its nominal orbit. So, the need for attitude control, station acquisition, station keeping and the launch of the satellites conduct the technologic development of the propulsion systems. The present work is consecrated for the development of software for the design of rockets, we interest in particular for the cold gas, liquid chemical propulsion and electric propulsion. This software was used to illustrate an example of the design of thrusters for small satellites.

## ملخص

علي مدي حياته , القمر الصناعي يخضع لعدة قوي خارجية تؤثر علي مداره الحقيقي و تجعله مضطربا. اذن, ضرورة مراقبة وضعية القمر الصناعي, وضعه في مداره و المحافظة عليه و ايضا ارساله الى الفضاء الخارجي ادى الى التطوير التكنولوجي لانظمة الدفع. هذا الانجاز يختص في تطوير برنامج لتصميم محركات الدفع, نهتم خاصة بانظمة الدفع بالغازات الباردة, انظمة الدفع الكيميائية السائلة و انظمة الدفع الكهربائية. هذا البرنامج تم استعماله في اضهار مثال في تصميم محركات الدفع بالنسبة للاقمار الصناعية صغيرة الحجم.

## REMERCIEMENTS

La direction de ma thèse a été assurée par monsieur REZOUG Tahar, maître de conférences au département d'Aéronautique et monsieur HAOUI Rabah, maître de conférences à l'institut de génie Mécanique de l'Université Houari Boumediene des sciences et de la technologie. Je tiens à les remercier vivement d'avoir dirigé ce travail, j'exprime ma très profonde reconnaissance pour leur appui scientifique et ses précieux conseils.

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

Je remercie également le directeur de l'agence spatiale algérienne ASAL monsieur OUSEDIK Azzedine, qui a accepté mon détachement pour faire l'année théorique de magister à l'institut d'aéronautique.

Je remercie également mes collègues de centre national des techniques spatiales en particulier A. BENBOUZID, Dr M. KAMECHE, mon ami et mon frère Mehdi ATTABA, A. BOUDJEMAI, l'équipe projet ALSAT-1 et ALSAT-2 pour leur appui constant.

Je remercie aussi mes collègues au sein du département d'Aéronautique en particulier Abderrahime ABADA, S. MAKHLOUF, I. BENNIA, Z. DJILALI, L. BELLAITI.

Mes remerciements vont aussi à tous ceux qui, de près ou de loin ont contribué à ma formation, du primaire à l'Université.

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

## TABLE DES MATIERES

RESUME	1
REMERCIEMENT	2
TABLE DES MATIERES	3
LISTE DES ILLUSTRATIONS, GRAPHIQUES ET TABLEAUX	5
INTRODUCTION	9
1. LE SYSTEME SPATIAL	12
1.1. Introduction	12
1.2. Mécanique Spatiale	12
1.3. Le satellite	19
1.4. Station de contrôle au sol	24
1.5. Lanceur	25
1.6. Conclusion	25
2. LES SYSTEMES DE PROPULSION SPATIALE	26
2.1. Introduction	26
2.2. Généralités	27
2.3. Etude fondamentale	28
2.4. Les différents types de systèmes propulsifs	32
2.5. Conclusion	38
3. DEVELOPPEMENT D'UN LOGICIEL DE CONCEPTION DES PROPULSEURS	39
3.1. Introduction	39
3.2. Architecture générale	39
3.3. Les sous programmes de calcul	41
3.4. Conclusion	58
4. RESULTATS ET SIMULATION NUMERIQUE	59
4.1. Introduction	59
4.2. Résultats et interprétation	59
4.3. Quelques technologies des propulseurs	74
4.4. Conclusion	79

5. LA CONCEPTION DES PROPULSEURS POUR DES PETITS SATELLITES	80
5.1. Introduction	80
5.2. Le système de propulsion d'ALSAT-1	80
5.3. La conception d'un propulseur pour les petits satellites	81
5.4. Conclusion	107
CONCLUSION	108
APPENDICE	111
A. Liste des symboles et des abréviations	111
B. L'organigramme	114
C. Les performances des différentes options de la propulsion électrique @ 20 watts de puissance	123
REFERENCES	125

## LISTE DES ILLUSTRATIONS, GRAPHIQUES ET TABLEAUX

Figure 1	Paramètres orbitaux d'un satellite	14
Figure 2	Transfert de HOHMANN	17
Figure 3	Correction d'inclinaison	18
Figure 4	Réorientation du grand axe	19
Figure 5	Le satellite SPOT-5	20
Figure 6	Les modules d'un satellite	21
Figure 7	Le block diagramme d'un moteur fusé	27
Figure 8	Le schéma d'un système à gaz froid	32
Figure 9	Propulsion chimique liquide	33
Figure 10	La propulsion solide	35
Figure 11	La propulsion Electrique	36
Figure 12	L'architecture générale de code	39
Figure 13	Les éléments de l'interface	40
Figure 14	Ecoulement quasi-unidimensionnel	41
Figure 15	Volume de contrôle pour un écoulement quasi-dimensionnel	42
Figure 16	Contour d'une tuyère supersonique	43
Figure 17	Tuyère supersonique	43
Figure 18	Tuyère conique	44
Figure 19	Tuyère profilée	45
Figure 20	Valeurs de $\lambda$ en fonction de la longueur de la tuyère. ( $L_0$ longueur d'une tuyère conique pour $\theta_E = 15^\circ$ )	45
Figure 21	Valeurs de $\theta_E$ et $\theta_N$ en fonction du rapport des sections $A_S/A_C$	45
Figure 22	L'évolution de la masse molaire et l'impulsion spécifique avec le degré de décomposition de l'ammoniac pour le monoergol ( $N_2H_4$ )	60
Figure 23	L'évolution de la température de décomposition et la vitesse caractéristique avec le degré de décomposition de l'ammoniac pour le monoergol ( $N_2H_4$ )	60
Figure 24	L'évolution de la composition du mélange avec le degré de décomposition de l'ammoniac pour le monoergol ( $N_2H_4$ )	60

Figure 25	L'évolution de la température de décomposition avec la concentration du monoergol ( $H_2O_2$ )	62
Figure 26	L'évolution de la vitesse caractéristique et l'impulsion spécifique avec la concentration du monoergol ( $H_2O_2$ )	62
Figure 27	L'évolution de la composition du mélange et la masse molaire avec la concentration du monoergol ( $H_2O_2$ )	63
Figure 28	L'évolution de la température de décomposition et l'impulsion spécifique avec le degré de décomposition du monoergol ( $N_2O$ )	64
Figure 29	L'évolution de la masse molaire et la vitesse caractéristique avec le degré de décomposition du monoergol ( $N_2O$ )	64
Figure 30	L'évolution de la composition du mélange avec le degré de décomposition du monoergol ( $N_2O$ )	65
Figure 31	L'évolution de la température de combustion et l'impulsion spécifique avec le rapport des masses de ( $H_2 / O_2$ )	66
Figure 32	L'évolution de la masse molaire et le rapport des chaleurs spécifiques avec le rapport des masses de ( $H_2 / O_2$ )	67
Figure 33	L'évolution de la température de combustion et l'impulsion spécifique avec le rapport des masses de (Kérosène / $O_2$ )	67
Figure 34	L'évolution de la masse molaire et le rapport des chaleurs spécifiques avec le rapport des masses de (Kérosène / $O_2$ )	68
Figure 35	L'évolution de la température de combustion et l'impulsion spécifique avec le rapport des masses de ( $N_2H_4 / N_2O_4$ )	68
Figure 36	L'évolution de la masse molaire et le rapport des chaleurs spécifiques avec le rapport des masses de ( $N_2H_4 / N_2O_4$ )	69
Figure 37	L'évolution de la température de combustion et l'impulsion spécifique avec le rapport des masses de (MMH / $N_2O_4$ )	69
Figure 38	L'évolution de la masse molaire et le rapport des chaleurs spécifiques avec le rapport des masses de (MMH / $N_2O_4$ )	70
Figure 39	L'évolution de la température de combustion et l'impulsion spécifique avec le rapport des masses de (Kérosène / $H_2O_2$ )	70
Figure 40	L'évolution de la masse molaire et le rapport des chaleurs spécifiques avec le rapport des masses de (Kérosène / $H_2O_2$ )	71

Figure 41	L'évolution de l'impulsion spécifique avec la chaleur consommée pour H <sub>2</sub> ( résultats numérique)	72
Figure 42	L'évolution de l'impulsion spécifique avec la chaleur consommée pour He ( résultats numérique)	72
Figure 43	L'évolution de l'impulsion spécifique avec la chaleur consommée pour N <sub>2</sub> (résultats numérique)	73
Figure 44	L'évolution de l'impulsion spécifique avec la chaleur consommée ( résultats obtenues par Vadim Zakirov)	73
Figure 45	La distribution de la température et le nombre de mach de monoergol d'hydrazine (455 Newton)	74
Figure 46	La distribution de la température et le nombre de mach de propulseur de SPACE SHUTTLE	75
Figure 47	La distribution de la température et le nombre de mach de l'étage du Lanceur Delta II	77
Figure 48	La distribution de la température et le nombre de mach du propulseur d'Alsat-1	78
Figure 49	Le système de propulsion d'Alsat-1	80
Figure 50	Le Propulseur d'Alsat-1	81
Figure 51	La décomposition catalytique et thermique	87
Figure 52	La température de décomposition de H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> (85%) avec un catalyseur en argent	88
Figure 53	La géométrie du lie catalytique	92
Figure 54	La variation de la poussée avec le rapport (As/Ac)	95
Figure 55	La variation de l'impulsion spécifique avec le rapport (As/Ac)	95
Figure 56	La variation de diamètre de sortie de la tuyère avec le rapport (As/Ac)	96
Figure 57	La distribution de la température et le nombre de mach d'un newton H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> monoergol	97
Figure 58	Modèle Solid Edge de H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> monoergol	99
Figure 59	Modèle élément fini (72 × 40 éléments)	100



Figure 60	La répartition des contraintes	102
Figure 61	La répartition des contraintes suivant X ( $\sigma_{xx}$ )	102
Figure 62	La répartition des contraintes suivant Y ( $\sigma_{yy}$ )	103
Figure 63	Analyse thermoélastique (la déformation suivant X)	103
Figure 64	Analyse thermoélastique (la déformation suivant Y)	104
Figure 65	Analyse thermoélastique (la déformation suivant Z)	104
Figure 66	Analyse thermoélastique (la déformation totale)	105
Figure 67	Déformation par une pression de 88 bars	105
Figure 68	Déformation par une pression de 88 bars et une température de 1000 K	106
Tableau 1	Les performances théoriques des principaux propergols liquides	34
Tableau 2	Les propergols solides	36
Tableau 3	Les performances et la source d'énergie des systèmes propulsifs utilisés dans les satellites	37
Tableau 4	Les applications des systèmes propulsifs	38
Tableau 5.	Les propriétés et les performances des systèmes propulsifs électriques	82
Tableau 6	Les propriétés et les performances des systèmes propulsifs chimique liquide	83
Tableau 7	Les caractéristiques du peroxyde d'hydrogène (HTP)	86
Tableau 8	performances de la décomposition théorique de 85% HTP à 17.2 bar	90
Tableau 9	Les données expérimentales de la décomposition de H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> avec un catalyseur d'argent (Ag)	93

## INTRODUCTION

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.

Le premier satellite artificiel Spoutnik-I fut lancé par les soviétiques en 1957. Depuis cette époque, plus de 5 000 satellites artificiels ont été mis en orbite, ce qui engendre une pollution spatiale. De nombreux satellites artificiels tournent actuellement autour de la terre, mais aussi autour d'autres planètes du système solaire. Les satellites de télécommunications sont utilisés pour transmettre des informations d'un point à l'autre de la terre, notamment des communications téléphoniques ou de la transmission de données, les communications satellitaires et les programmes télévisés. Les satellites de télédétections observent la terre, dans un but scientifique (température de la mer, manteau neigeux, sécheresse, ...etc.), économique (ressources naturelles, agriculture, ...etc.) ou militaire. Par exemple, les satellites de la famille SPOT observent le sol terrestre, METEOSAT est une famille de satellites météorologiques. On trouve aussi, les satellites de positionnement qui permettent de connaître la position d'objets à la surface de la terre, dans les airs (avions, missiles) et dans l'espace. Les satellites d'observation spatiale observent l'espace dans un but scientifique. Il s'agit en fait de télescopes en orbite.

Au cours de sa vie, le satellite subit différentes influences qui peuvent le dévier de son orbite comme l'attraction de la lune, celle du soleil, et le vent solaire. Il faut donc procéder sans cesse à de petites corrections. Donc, la nécessité de pouvoir assigner un

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

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

Le présent travail est consacré au développement d'un logiciel de conception des propulseurs, ensuite on utilisera celui-ci pour donner un exemple de la conception d'un propulseur pour les petits satellites. Ce mémoire est composé de cinq chapitres. Dans le premier chapitre, on présente les composantes d'un système spatial. On définit l'orbite et ses différents types, la station au sol, le lanceur. Ensuite on présente une description générale du satellite et on définit ses modules (sous - système) constituants. Le deuxième chapitre est consacré à la présentation de la propulsion spatiale. Dans cet effet, on présente ses différentes applications comme le lancement, la mise à poste, le maintien de l'orbite et le contrôle d'attitude. Ensuite, on définit les principaux types de systèmes propulsifs, ses performances, ses avantages et ses inconvénients. Le troisième chapitre a pour but de présenter le développement d'un logiciel de conception des propulseurs. Ce code de calcul traite toute les étapes qu'un concepteur d'un tel système doit suivre, à savoir la définition

de la géométrie et les dimensions du propulseur, le choix du type de système propulsif (électrique ou chimique) ainsi que les conditions de chargement (température et pression) et finalement l'obtention des résultats par l'utilisation de méthodes numériques pour l'étude des phénomènes de combustion et décomposition pour la propulsion chimique d'une part, et d'autre part le phénomène de chauffage de l'ergol par une puissance électrique pour la propulsion électrique.

Le quatrième chapitre est consacré à la présentation des résultats obtenus par les programmes du logiciel. Dans ce cadre, on donne des résultats de quelques monoergols, biergols et la propulsion électrique avec une comparaison de ces derniers avec les résultats existant dans la littérature. On donne aussi des résultats et des simulations de quelques technologies des propulseurs existantes. Enfin, dans le dernier chapitre, on présente un exemple de la conception d'un propulseur pour la correction orbitale. Cette conception se base sur des études théoriques (en utilisant le logiciel développé dans les chapitres précédents) et des résultats expérimentaux. Finalement, on fait une qualification structurale de notre propulseur à l'aide du logiciel PATRAN/ NASTRAN.

# **CHAPITRE 1**

## **LE SYSTEME SPATIAL**

### 1.1. Introduction

Ce chapitre a pour but de définir le système spatial et ses composantes (orbite, segment spatial, segment au sol, et lanceur). Dans ce cadre, des généralités sur le mouvement képlérien, les éléments orbitaux, les différents types d'orbites et les manœuvres qu'on peut effectuer en utilisant le module de propulsion seront présentées, suivies par des définitions générales du satellite, de la station au sol et du système de lancement.

### 1.2. Mécanique Spatiale

La détermination de l'orbite du satellite est sujette aux diverses hypothèses concernant le traitement ou la modélisation des multiples forces qui agissent sur ce dernier. Par ailleurs, la position du satellite est repérée par les éléments orbitaux associés au repère inertiel.

#### 1.2.1. Mouvement Képlérien

En l'absence de tous les éléments externes, un satellite décrit une orbite elliptique autour de sa planète ou «corps central». En réalité, l'un et l'autre tournent autour du centre de gravité de l'ensemble, mais nous ne nous occuperons ici que le cas où la masse du satellite est négligeable par rapport à celle du corps central (la terre en l'occurrence). Les paramètres permettant de définir entièrement l'orbite sont appelés «éléments orbitaux», ou «képlériens» du nom de l'astronome Johannes Kepler.

En l'absence de perturbations de voisinage, le mouvement des satellites artificiels autour de la terre est régit par trois lois de Kepler, lesquelles découlent de la loi de gravitation universelle de Newton, admise comme postulat, qui sont les suivantes :

- 1ère loi : Tous les satellites artificiels décrivent autour de la terre des orbites elliptiques dont l'un des foyers est occupé par la terre.
- 2ème loi : Au cours du mouvement, le rayon vecteur ( $r$ ) joignant le centre de la terre au satellite artificiel balaie des aires égales en des temps égaux.
- 3ème loi : Le rapport du cube des demi grands axes des orbites aux carrés des périodes est le même pour tous les satellites artificiels.

Ce mouvement se ramène à celui d'un corps (le satellite de masse  $m$ ) attiré par un centre attractif fixe (centre de la terre de masse  $M_T = 5,974228 \cdot 10^{24}$  kg).

Le mouvement Képlérien ou Newtonien est le mouvement non perturbé d'une masse ponctuelle dans le champ en  $\frac{1}{r^2}$  créée par une autre masse immobile et ponctuelle. Il y a trois types de trajectoires Képlériennes possibles :

- $e < 1$        $V < \sqrt{\frac{2\mu}{r}}$       la conique est une ellipse
- $e = 1$        $V = \sqrt{\frac{2\mu}{r}}$       la conique est une parabole
- $e > 1$        $V > \sqrt{\frac{2\mu}{r}}$       la conique est une hyperbole

Avec :

$V$  : Vitesse de libération

$e$  : Excentricité,

$\mu$  : Constante gravitationnelle terrestre.

$r$  : Rayon vecteur du satellite

### 1.2.2. Les éléments orbitaux d'un mouvement elliptique

Considérons une ellipse décrite par le satellite attiré par le foyer représenté par le centre de la terre. Soient 'O' le centre de l'ellipse, OP et OQ les axes tels que OP coupe l'ellipse au périhélie P, le point opposé A est l'apogée de l'orbite. Traçons le cercle principal de diamètre PA comme monte la figure 1.1.

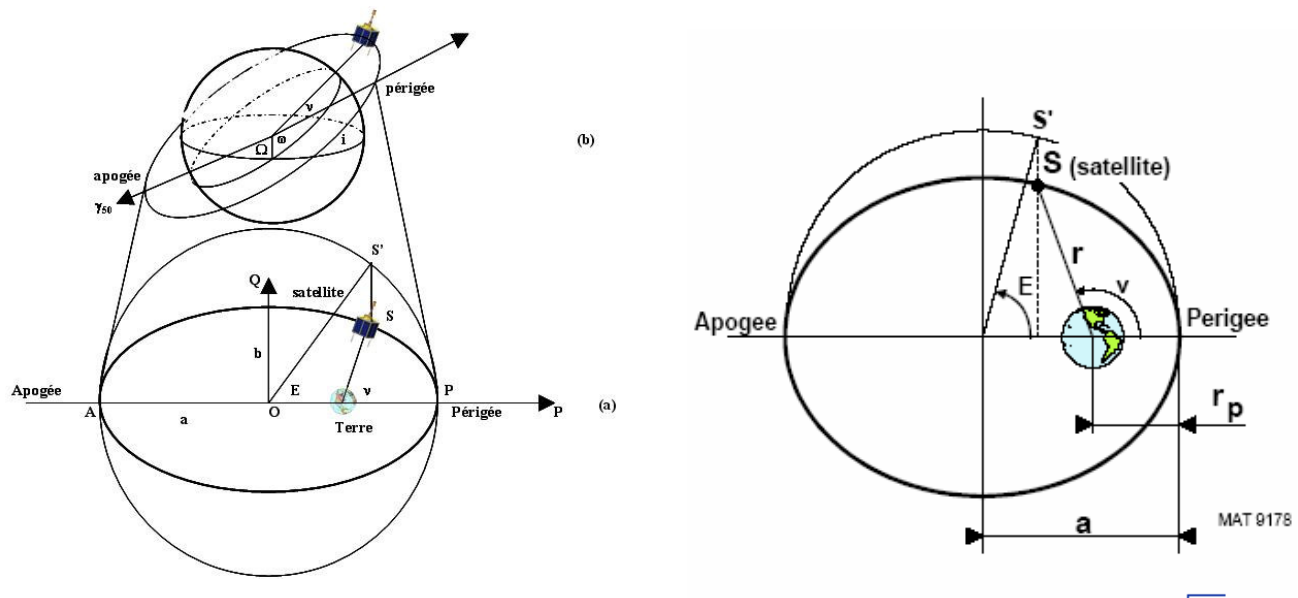


Figure 1.1 : Paramètres orbitaux d'un satellite: (a) vue tridimensionnelle,  
(b) vue dans le plan d'orbite.

$a$  : Demi grand axe de l'ellipse,

$b$  : Demi petit axe de l'ellipse,

$\left(\frac{b}{a}\right)$  : Rapport de l'affinité orthogonale,

$S$  : Satellite artificiel,

$S'$  : Image du satellite artificiel sur le cercle tangent,

$\omega$  : Argument du périégée,

$\Omega$  : Ascension droite,

$v$  : Anomalie vraie.

L'équation de l'ellipse en coordonnées polaires est :

$$r = \frac{p}{1 + e \cos v} \quad (1.1)$$

Avec :  $p$  : Paramètre de l'ellipse [km],

$E$  : Anomalie excentrique.

Les coordonnées cartésiennes du satellite artificiel dans le repère x, y et z sont :

$$\begin{cases} x = r \cos \nu = a(\cos E - e) \\ y = r \sin \nu = a\sqrt{1-e^2} \sin E \\ z = 0 \end{cases} \quad (1.2)$$

$$r = \sqrt{x^2 + y^2} = a(1 - e \cos E) \quad (1.3)$$

### 1.2.3. Les types d'orbites

#### 1.2.3.1. Orbite Géosynchrone

Une orbite géosynchrone ( GEO – Geosynchronous Orbit ) est une orbite située à 35786 km d'altitude, tournant dans le même sens que la terre à basse inclinaison par rapport au plan équatorial de la terre, ayant une période de rotation de 23 h 56 min 4 s, c'est-à-dire une journée. Un satellite en orbite géosynchrone apparaît comme fixe dans le ciel terrestre à une longitude constante, mais en oscillant du nord au sud légèrement. Les orbites géosynchrones sont très utiles pour les satellites destinés à la surveillance constante d'un seul hémisphère terrestre. Les satellites de communication omnidirectionnelle en sont un exemple. Une flotte de ces satellites peut former un réseau de stations de relais bien au-delà de la terre destiné aux télécommunications de longue portée telles que la téléphonie cellulaire.

#### 1.2.3.2. Orbite Géostationnaire

L'orbite géostationnaire, est une orbite située à 35 786 km d'altitude au-dessus de l'équateur de la terre et d'une excentricité nulle. C'est un cas particulier de l'orbite géosynchrone. Sa caractéristique est qu'un corps se trouvant sur cette orbite possède une période de révolution très exactement égale à la période de rotation de la terre (c'est la caractéristique de l'orbite géosynchrone) et paraît immobile par rapport à un point de référence à la surface de la terre. Cette caractéristique est particulièrement importante pour les satellites de télécommunications ou bien de diffusion de télévision.

#### 1.2.3.3. Orbite héliosynchrone

Une orbite de précession dont les paramètres sont choisis tels que la période de précession du plan orbital ait la même période que la période d'orbite solaire de la terre est appelée une orbite héliosynchrone. Sur ce type d'orbite, un satellite passe au périégée au



même temps local à chaque orbite. Ceci est utile si les instruments embarqués dépendent d'un certain angle d'illumination de la surface.

#### 1.2.3.4. Orbite de Transfert Géosynchrone GTO

Pour atteindre les orbites géosynchrones (et aussi géostationnaires), le satellite est lancé premièrement sur une orbite elliptique avec une altitude d'apogée au voisinage de 36000 km. Elle est appelée Orbite de Transfert Géosynchrone (Geosynchronous Transfer Orbit - GTO). Le satellite circularise ensuite son orbite en se tournant parallèlement à l'équateur et en activant son moteur de propulsion à l'apogée. Ce moteur appelé généralement le moteur d'apogée.

#### 1.2.3.5. Les orbites polaires

Les orbites polaires sont des orbites inclinées à  $90^\circ$ , utiles pour les satellites qui effectuent des opérations de cartographie ou de surveillance. Depuis que le plan orbital s'est fixé dans l'espace inertiel (l'axe de rotation ne varie que peu dans le temps), la terre tourne sur elle-même sous une orbite polaire, permettant aux satellites des accès à basse altitude pour tous les points du globe.

#### 1.2.3.6. L'orbite LEO

L'orbite LEO est une orbite circulaire, située entre 500 à 2000 km d'altitude. Cette proximité offre deux avantages : un temps de latence (temps que met à parcourir un signal) très court et une puissance réduite pour assurer la liaison radiofréquence.

La période d'un satellite est de l'ordre d'une centaine de minutes. Comme l'orbite est basse, la vitesse de défilement doit être très élevée afin de compenser l'attraction terrestre. Un satellite fait le tour de la terre environ 14 fois par jour et sa couverture varie entre 3000 à 4000 km.

#### 1.2.3.7. Orbite MEO

Orbite intermédiaire entre orbite basse et géostationnaire. Les satellites MEO évoluent à une altitude de 10000 km et décrivent des orbites circulaires avec une période orbitale d'environ six heures.

## 1.2.4. Les manœuvres

### 1.2.4.1. Transfert de HOHMANN

La correction de l'orbite par transfert de HOHMANN (figure 1.2) est utilisée pour transférer un satellite initialement sur orbite circulaire basse vers une orbite circulaire haute coplanaire à la précédente, ou bien d'un satellite initialement sur orbite circulaire haute vers une orbite circulaire basse. Ce type des manœuvres est le plus économique du fait qu'il :

- Utilise une orbite de transfert bitangente aux deux orbites de départ et d'arrivée.
- Nécessite deux incréments de vitesse  $\Delta V_1$  et  $\Delta V_2$ , à délivrer respectivement, au périégée et à l'apogée de ce transfert.

Ce type de transfert est encore couramment utilisé pour les orbites terrestres et aussi lors de tirs interplanétaires, où l'orbite de départ est celle de la terre, et celle d'arrivée sensiblement l'orbite quasi circulaire décrite par la planète cible.

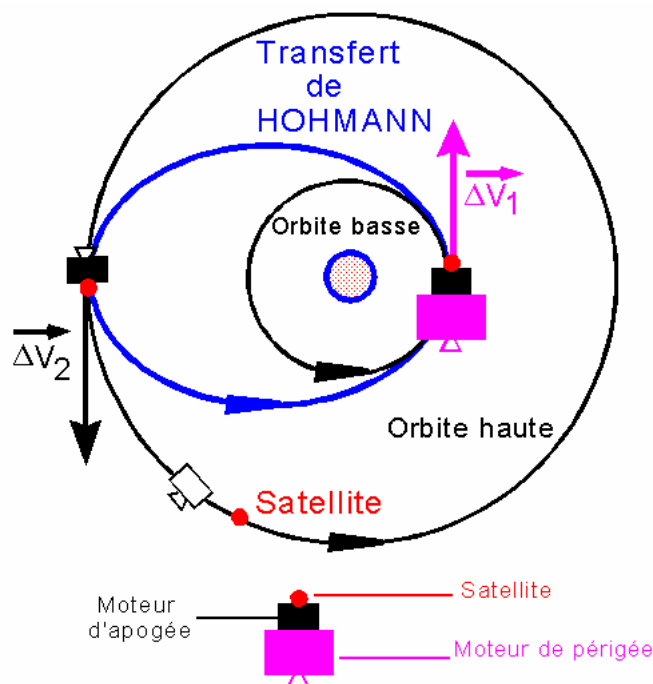


Figure 1.2 : Transfert de HOHMANN

### 1.2.4.2. Correction d'apogée (périégée)

Un tir présentant toujours des dispersions nécessite des ajustements et des corrections d'orbite. La correction d'apogée (périégée) est basée sur une manœuvre de

faible incrément  $\Delta V$  pour les satellites à basse altitude et très grand  $\Delta V$  pour les satellites géostationnaires, et ceci pour changer l'excentricité de l'orbite c'est-à-dire modifier la forme de l'ellipse (orbite) sans modifier la position du périégée. On peut également vérifier que pour une même modification de demi grand axe ou d'une altitude apogée ou périégée, le coût est minimal avec une manœuvre au périégée.

#### 1.2.4.3. Correction d'inclinaison

Dans le maintien d'orbite d'un satellite, la correction de l'inclinaison donne le plus de soucis. La lune et le soleil, en particulier, provoquent une dérive nord-sud du plan orbital, avec variation annuelle de l'ordre de  $1^\circ/\text{an}$ . Corriger l'inclinaison est équivalent à faire tourner un vecteur vitesse, en pratique sans variation de norme (figure 1.3).

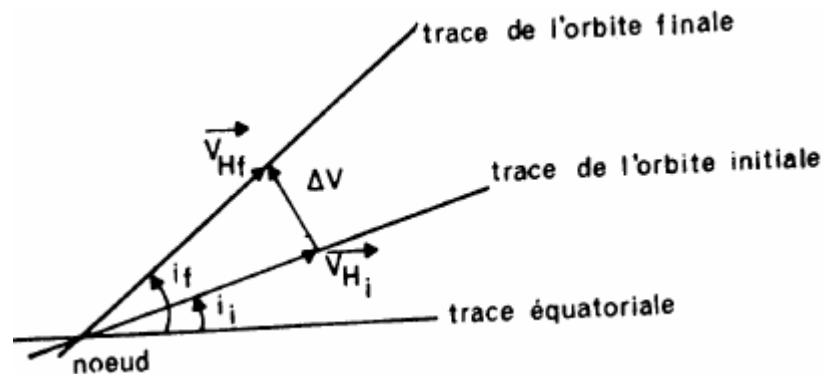


Figure 1.3 : Correction d'inclinaison

$$\Delta V = 2 V_H \cdot \sin(0.5 \Delta i) \quad (1.4)$$

Avec :

$$\begin{aligned} V_H &= V_{Hf} = V_{Hi} \\ \Delta i &= i_f - i_i \end{aligned} \quad (1.5)$$

On comprend alors facilement que, pour un satellite en orbite basse terrestre, où la vitesse avoisine 8 km/s, une correction de  $1^\circ$  coûte environ 140 m/s. Pire dans les trajectoires héliocentriques, on peut avoir des vitesses de 20 à 30 km/s sinon plus. Ainsi pour  $V=30$  km/s une correction d'inclinaison orbitale coûterait 523 m/s.

#### 1.2.4.4. Réorientation du grand axe

Ce cas correspond à une correction d'argument nodal du périégée ( $\omega$ ), sans la modification des autres paramètres orbitaux.

On souhaite faire pivoter le grand axe d'une orbite  $C_1$ , d'un angle orienté  $\alpha$ , pour l'amener dans une configuration  $C_2$ , et ceci sans la modification de la forme de l'ellipse.

S est le point commun aux deux orbites, et qui représente le point de manœuvre. La géométrie impose que la droite OS est l'axe de symétrie des deux  $C_1$  et  $C_2$ . On note que :

- Le demi-grand axe étant inchangé, « e » est inchangée et donc la norme V de la vitesse est la même.
- L'excentricité demeurant inchangée, la constante des aires reste la même. Donc la vitesse radiale est algébriquement la même et seule la pente est inversée.

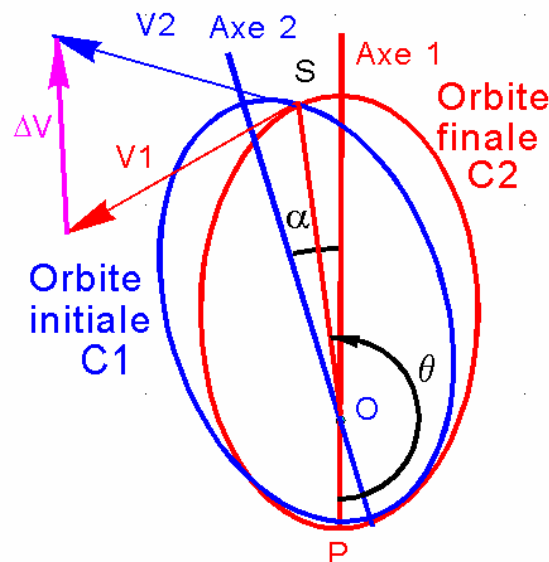


Figure 1.4 : Réorientation du grand axe

### 1.3. Le satellite

Un satellite est un objet qui doit remplir des fonctions spécifiques dans un environnement spatial, il assure le transfert des informations entre les divers points de la zone de couverture et les moyens terrestres de contrôle de ces satellites. L'architecture du satellite résulte des objectifs définis par la mission et des contraintes particulières liées à son évolution dans l'espace. Tout satellite comporte essentiellement une charge utile, constituée par les instruments liés aux objectifs de la mission et une plateforme de service comportant tout ce qui est nécessaire pour assurer le bon fonctionnement des instruments

pendant la durée de vie prévue. La figure 1.5 illustre un satellite de la famille SPOT utilisé pour l'observation de la terre.

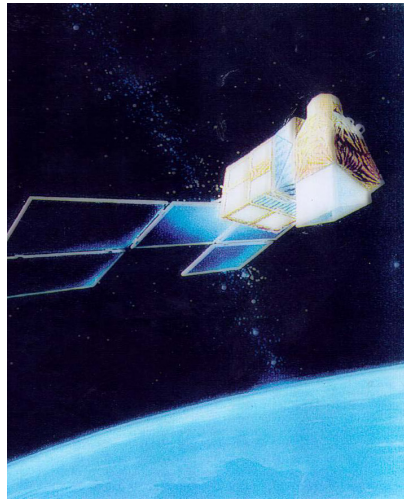


Figure 1. 5 : Le satellite SPOT-5

#### 1.3.1. La charge utile

Dans un satellite d'observation, un instrument de prise de vue assure un certain nombre de missions, qui nécessitent un certain nombre de fonctions de service tels que le pointage pour orienter l'instrument vers la scène, le contrôle thermique pour maintenir chaque élément de la chaîne dans une gamme de température spécifique et la gestion bord pour commander les modes de fonctionnement de la chaîne.

#### 1.3.2. Plateforme

La figure 1.6 représente les différents modules d'un petit satellite. La plateforme comporte:

- La structure,
- Le contrôle thermique,
- L'énergie de bord,
- La propulsion,
- Le Système de Contrôle d'Attitude et d'Orbite (SCAO),
- La gestion bord (Télémesure et Télécommande),
- Le câblage et pyrotechnie.

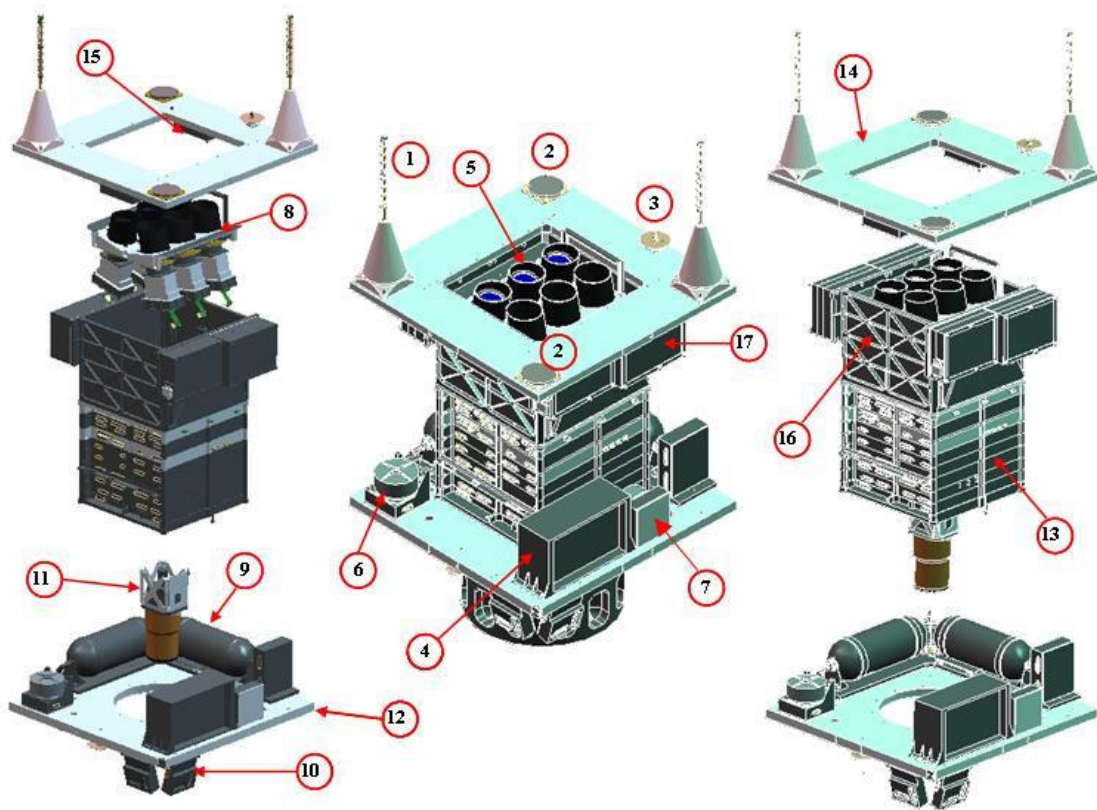


Figure 1. 6 : Les modules d'un satellite

Avec :

- (1) Antenne en bande S pour l'émission,
- (2) Antenne en bande S pour la réception,
- (3) Antenne monopole,
- (4) Batterie,
- (5) Imageur (6 cameras),
- (6) Roue à réaction suivant l'axe z,
- (7) Roue à moment cinétique suivant l'axe y,
- (8) Structure en V porteuse de l'imageur,
- (9) Réservoirs de butane pour le sous système de propulsion,
- (10) Senseurs solaires,
- (11) Mât de stabilisation par gradient de gravité en configuration non déployable,
- (12) Panneau en structure nid d'abeille opposé à la terre,
- (13) Les différents modules électroniques,
- (14) Panneau en structure nid d'abeille face à la terre,
- (15) Senseurs magnétiques,

- (16) Structure en isogrid,
- (17) Nano-Modules de radiofréquence.

#### 1.3.2.1. Sous système de contrôle d'attitude et d'orbite

Vouloir assurer des missions spatiales nécessite non seulement de respecter les contraintes liées à la position du centre de gravité au cours du temps, mais aussi de tenir compte de celles qui influent sur le mouvement du satellite autour du centre de gravité : il s'agit du mouvement d'attitude. Le contrôle d'altitude est important pour que le système optique reste pointé vers la zone au sol dont on veut obtenir l'image. Il faut donc contrôler activement l'orientation angulaire mais aussi assurer une stabilité de cette orientation pour éviter l'effet « bougé » sur les images. Ce contrôle est assuré en permanence par une boucle d'asservissement qui comprend :

- Les moyens de mesure d'attitude : sont des ensembles de détecteurs optiques pour la plupart, associés à une horloge de bord, permettant de déterminer la position du satellite par rapport aux astres, le soleil, et la terre.
- Les moyens de contrôle : sont le plus souvent des jets de gaz de propergols. Ils peuvent également faire appel à des moyens électromagnétiques en utilisant l'interaction avec le champ magnétique terrestre pour orienter le satellite.
- Les électroniques de traitement : permettant d'élaborer les calculs de position du satellite et les manœuvres à effectuer pour la corriger à partir des informations des senseurs.

#### 1.3.2.2. Sous-système structure

La structure d'un véhicule spatial est l'un des sous-systèmes les plus critiques; elle sert de support à la charge utile et à tous les sous systèmes. Les parties importantes de la plupart des structures contiennent le bus. Ce dernier est constitué de tous les composants électroniques et de puissance, structure des panneaux solaires, du module de propulsion et du sous système de transmission. Cette structure doit supporter les contraintes sévères et les vibrations imposées pendant le lancement et les manœuvres orbitales. En plus, la structure doit supporter les contraintes de l'environnement spatial durant la durée de vie de la mission (car la masse superflue est la grande ennemie de l'industrie spatiale). La structure se compose souvent d'un tube ou, d'un treillis très rigide, qui doit "encaisser" les accélérations et les vibrations.

### 1.3.2.3. Energie de Bord

Tous les systèmes de bord ont besoin d'électricité pour fonctionner. Dans la quasi-totalité des cas, cette énergie est fournie par des panneaux photovoltaïques, qui transforment l'énergie des photons lumineux en énergie électrique. L'énergie électrique produite par les cellules photovoltaïques doit être régulée, avant d'être utilisée directement par les systèmes de bord ou stockée dans les batteries. Ces batteries permettent de faire face à des pointes de consommation des équipements, ou d'assurer la continuité du fonctionnement quand le satellite est en éclipse dans le cône d'ombre de la terre.

### 1.3.2.4. Gestion de bord

De nombreuses fonctions (contrôle d'attitude, alimentation en énergie, régulation thermique, etc..) sont trop complexes ou trop fastidieuses pour pouvoir être continuellement pilotées depuis le sol. Un ordinateur de bord est donc programmé pour assurer tous les asservissements nécessaires. En fonction des données reçues des différents capteurs, cet ordinateur de bord gère automatiquement les commandes nécessaires pour activer les mécanismes et effectuer les opérations utiles au bon fonctionnement du satellite. Il est en outre possible depuis le sol de reconfigurer la programmation de l'ordinateur et des systèmes de bord.

### 1.3.2.5. Télémessure et télécommande

Le satellite est en liaison régulière, souvent quasi permanente, avec un centre de contrôle auquel il transmet des données qui permettent de tenir un véritable "tableau de bord " de fonctionnement et de l'état des divers sous-systèmes. Ces données, (températures, tensions, paramètres d'orientation, etc.) sont saisies par de multiples capteurs répartis dans le satellite, et envoyées au centre de contrôle par un émetteur spécialisé et des antennes.

### 1.3.2.6. Contrôle thermique

Un satellite contient beaucoup de composants qui fonctionnent correctement seulement s'ils sont maintenus dans les températures ambiantes indiquées. Les températures de ces composants sont influencées par l'échange thermique net d'énergie avec l'environnement thermique du satellite, lequel dépend des conditions telle que le vide, la pesanteur, les rayonnements électromagnétiques, les flux de particules élémentaires et micrométéorites.



Les températures des composants sont établies par la chaleur rayonnée par les surfaces externes vers l'évier de l'espace, et la dissipation thermique de l'équipement interne, ainsi que les caractéristiques des trajets de la conduction et du rayonnement entre ces « sources et éviers ».

L'objectif de la conception du contrôle thermique est de fournir un échange thermique approprié entre tous les éléments du satellite de façon à garantir que les températures des composants sensibles demeurent dans leurs limites spécifiées de température pendant toutes les conditions environnementales de mission, y compris le pré-lancement, lancement, transfert orbital, et phases d'orbite synchrone.

#### 1.3.2.7. Propulsion

On distingue deux grandes classes de systèmes propulsifs qui peuvent être intégrés dans un satellite. La première classe concerne les systèmes propulsifs utilisés pour transférer le satellite d'une orbite de transfert vers une orbite définitive. Ces systèmes sont comparables aux étages supérieurs des lanceurs. Les moteurs d'apogée, considérés comme un type classique de ces systèmes, sont utilisés pour le transfert orbital. La seconde classe assure pendant toute la durée de vie opérationnelle du satellite, son maintien à poste et le contrôle d'attitude.

#### 1.4. Station de contrôle au sol

Les opérations de contrôle du satellite commencent après l'injection du satellite sur l'orbite de transfert. La surveillance du satellite en orbite de transfert et les manœuvres d'apogée et de mise à poste nécessitent des moyens particuliers et parfois spécifiques, elles sont de la responsabilité d'un centre de contrôle qui n'est pas toujours celui qui aura en charge le contrôle du satellite en phase opérationnelle, après les opérations de recette en orbite.

Les fonctions à réaliser concernent essentiellement la surveillance et le contrôle technologique du satellite, l'acquisition et le maintien en position orbitale et en attitude nominale et le maintien en configuration opérationnelle de la charge utile. Les stations au sol assurent le contact avec le satellite (émission, réception), tandis que le centre de contrôle interprète les signaux reçus et déduit les actions nécessaires au contrôle [7].

### 1.5. Lanceur

On désigne sous le terme du lanceur tout véhicule capable de propulser une charge utile vers l'espace. Tous les lanceurs actuels sont consommables, à l'exception de la navette spatiale américaine. Les lanceurs sont propulsés par des moteurs-fusées et décollent verticalement. Le choix du lanceur qui répond aux besoins de la mission du satellite dépend de plusieurs facteurs parmi lesquels la fiabilité du lanceur. La qualification de la structure du satellite quand elle, a besoin de répondre aux exigences et aux spécifications du lanceur.

### 1.6. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présentés un système spatial et ses composantes. En premier temps, on a défini l'orbite par ces paramètres orbitaux (demi grand axe, excentricité, inclinaison, ascension droite du nœud ascendant, argument du périégée et l'anomalie vraie). Selon la mission, une orbite peut être géosynchrone, géostationnaire, héliosynchrone, GTO, polaire, LEO ou MEO. Ensuite, on a présenté le satellite, la station au sol et le lanceur. Le satellite se décompose en charge utile et la plate forme. La charge utile permet au satellite de mener à bien sa mission alors que la plate forme assure les fonctions annexes à la mission. La plateforme comporte plusieurs systèmes dont le système de propulsion est l'un de ses constituants. Le chapitre suivant sera consacré à la description des différents types de système de propulsion et ses performances.

## **CHAPITRE 2**

### **LES SYSTEMES DE PROPULSION SPATIALE**

#### 2.1. Introduction

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

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

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

Les trois premières fonctions (lancement, la mise à poste, le maintien de l'orbite) fournissent le changement de vitesse ( $\Delta V$ ) et elles exigent une translation du centre de masse. La dernière fonction (le contrôle d'attitude) fournit le moment de rotation pour tourner le véhicule spatial par rapport à son centre de masse [17].

## 2.2. Généralités

Le système propulsif utilisé pour la propulsion spatiale est le moteur fusé 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 fusés de petite taille fournissant des poussées de quelques newtons au plus, utilisés notamment pour la commande d'orientation des satellites. La figure 2.1 présente les différents éléments de base d'un moteur fusée.

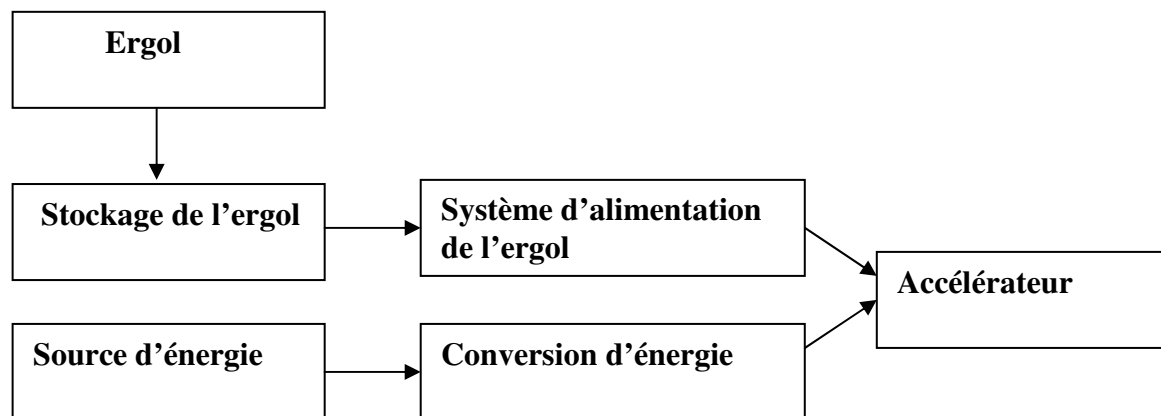


Figure 2.1 : Le block diagramme d'un moteur fusé

- 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'à le moment d'utilisation, donc il conserve l'ergol dans leur propre 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.

### 2.3. Etude fondamentale

Les paramètres fondamentaux dans la conception des propulseurs sont la force de poussée, l'impulsion spécifique et l'impulsion totale [7].

#### 2.3.1. Les équations fondamentales

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

$$\vec{F} = -m(t) \cdot \frac{d\vec{V}}{dt} \quad (2.1)$$

Poussée      Force d'inertie

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

$$\vec{F} = \vec{V}_e \cdot \frac{dm}{dt} \quad (2.2)$$

L'équation s'écrit donc :

$$-m(t) \cdot \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{V}_e \cdot \frac{dm}{dt} \quad (2.3)$$

Ceci implique :

$$-\frac{dm}{m} \cdot \vec{V}_e = d\vec{V} \quad (2.4)$$

### 2.3.2. La force de poussée

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

$$F = m^* \cdot V_e + A_e [P_e - P_a] \quad (2.5)$$

Où  $A_e$  : la section de sortie de la tuyère,

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

$P_a$  : la pression ambiante,

$V_e$  : la vitesse d'injection,

$m^*$  : le débit de masse.

L'équation 2.5 peut être simplifiée en utilisant la définition de la vitesse d'injection effective, définie comme :

$$C = V_e + \frac{A_e}{m^*} [P_e - P_a] \quad (2.6)$$

L'équation 2.5 devient :

$$F = m^* \cdot C \quad (2.7)$$

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

### 2.3.3. L'impulsion spécifique $I_{sp}$

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

$$I_{sp} = \frac{F \cdot dt}{g \cdot dm} = \frac{F}{g} \cdot \frac{1}{dm/dt} \quad (2.8)$$

D'après l'équation 2.2 on obtient :

$$I_{sp} = \frac{V_e}{g} \quad (2.9)$$

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

#### 2.3.4. L'impulsion totale $I_T$

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

$$I_T = \int_{ti}^{tf} V_e \cdot \frac{dm}{dt} = \int_{ti}^{tf} g \cdot I_{sp} \cdot \frac{dm}{dt} = g \cdot I_{sp} \cdot \int_{ti}^{tf} \frac{dm}{dt} \quad (2.10)$$

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

$$I_T = g \cdot M_p \cdot I_{sp} \quad (\text{en } N \times s) \quad (2.11)$$

#### 2.3.5. La masse propulsive et l'incrément de vitesse

En incorporant l'impulsion spécifique, l'équation 2.4 devient :

$$-\frac{dm}{m} \cdot g \cdot I_{sp} = dV \quad (2.12)$$

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

$$-g \cdot I_{sp} \cdot \int_{mi}^{mf} \frac{dm}{m} = \int_{ti}^{tf} dV \quad (2.13)$$

$$\int_{i}^{f} dV = V_f - V_i = \Delta V \quad (2.14)$$

$\Delta V$  est l'incrément de vitesse obtenu au cours de la manœuvre et s'écrit comme :

$$\Delta V = -g \cdot I_{sp} \cdot \text{Log} \frac{M_f}{M_i} \quad (2.15)$$

Ou bien,

$$\Delta V = g \cdot I_{sp} \cdot \text{Log} \frac{M_i}{M_f} \quad (2.16)$$

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

$$\Delta V = g \cdot I_{sp} \cdot \text{Log} \left( 1 + \frac{M_p}{M_f} \right) \quad (2.17)$$

D'où l'on peut tirer  $M_p$  en fonction du  $\Delta V$  recherché :

$$M_p = M_i \cdot \left( 1 - e^{-\Delta V / g \cdot I_{sp}} \right) \quad (2.18)$$

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

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



## 2.4. Les différents types de systèmes propulsifs

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

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

### 2.4.1. Gaz froid

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

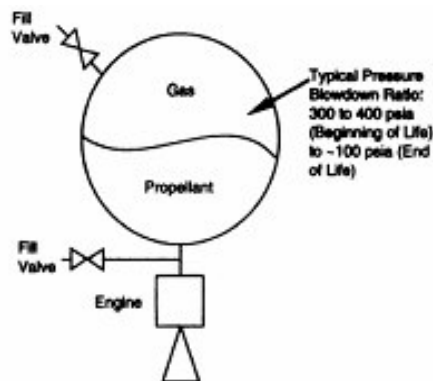


Figure 2.2 : Le schéma d'un système à gaz froid

### 2.4.2. Propulsion chimique

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

### 2.4.2.1. Propulsion chimique liquide

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

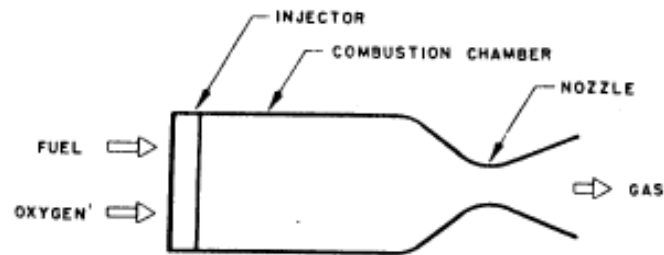


Figure 2.3 : Propulsion chimique liquide

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

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

Concernant les biergols, le tableau 2.1 donne les performances théoriques des principaux propergols liquides [28].

Tableau 2.1 : Les performances théoriques des principaux propergols liquides

Combustible	$r_c$	$\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	$T_c$ (K)	M (g/mole)	$C^*$ (m/sec)	Isp (sec)
Hydrogène	4.02	280	2995	10	2435	391
UDMH	1.65	980	3590	21.3	1865	310
Kérosène	2.56	1020	3670	23.3	1805	300
MMH	1.5	1015	3581	21.27	-----	311
<b>OXIDANT : OXYGENE</b>						
Hydrazine	1.34	1220	3245	20.9	1780	292
UDMH	2.61	1180	3410	23.6	1720	285
Kérosène	4.04	1250	3445	25.7	1660	276
MMH	2.16	1200	3386	-----	1743	288
<b>OXIDANT : TETROXYDE D'AZOTE</b>						
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
<b>OXIDANT : EAU OXYGENEE</b>						
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
<b>OXIDANT : ACIDE NITRIQUE</b>						
Hydrogène	7.6	450	3865	11.8	2550	410
Hydrazine	2.3	1310	4670	19.4	2210	363
<b>OXIDANT : FLUOR</b>						

Avec :

$r_c$  : rapport de mélange (oxydant/combustible),

$\rho$  : masse volumique,

$T_c$  : Température de combustion,

M : masse molaire moyenne des gaz de combustion

Ces résultats ont été obtenus pour :

- Pression de combustion :  $P_c = 6.9$  MPa

- Rapport de détente  $P_c / P_e = 68 / 1$

- Tuyère adaptée (1000 psi = 68.04 atm = 6.895 MPa)

### 2.4.2.2. Propulsion chimique Solide

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

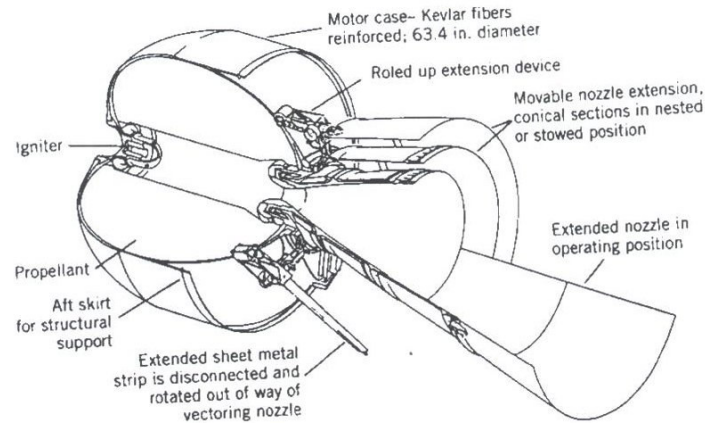


Figure 2.4 : La propulsion solide

Les propergols solides sont constitués par des mélanges comportant, un comburant et un combustible, capables de brûler dès que l'on procède à leur inflammation. Si les constituants principaux contiennent dans leurs molécules l'élément oxydant et l'élément combustible, le propergol est dit 'homogène'. Dans le cas où l'élément oxydant est séparé de l'élément combustible, le propergol est dit 'hétérogène'.

Les caractéristiques de performance des poudres dépendent fortement du pourcentage des différents éléments entrant dans leur composition. Le tableau 2.2 donne quelques exemples avec des pourcentages approximatifs.

Tableau 2.2 : Les propergols solides

	<b>Perchlorate d'ammonium (75%) Polybutadiene (10%) Aluminium (15%)</b>	<b>Perchlorate d'ammonium (65%) Polybutadiene (20%) Aluminium (15%)</b>	<b>Nitrate d'ammonium Polybutadiene</b>	<b>Nitrocellulose (70%) Nitroglycérine (20%) Stabilisant (10%)</b>
<b>Isp théorique (sec)</b>	260	260	190	220
<b>Température de combustion /K</b>	3500	3400	1450	2100
<b>Vitesse de combustion (cm/sec)</b>	0.8	0.7	0.2	1.15
<b>Masse volumique (kg/m3)</b>	1770	1770	1470	1520
<b>Mass moléculaire (g/mole)</b>	29	21	19	23

#### 2.4.3. Propulsion électrique

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

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

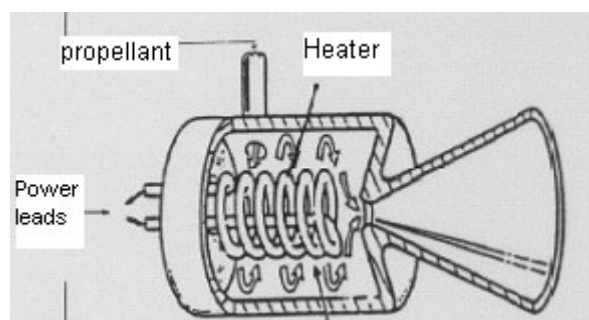


Figure 2.5 : La propulsion Electrique

#### 2.4.4. Propulsion nucléaire

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

L'avantage principal de ce système est sa performance très élevée, toutefois, il est très complexe et il y a actuellement des oppositions politiques pour son utilisation. Les tableaux 2.3 et 2.4 regroupent les options principales des systèmes propulsifs, leurs performances et leurs applications.

Tableau 2.3 : Les performances et la source d'énergie des systèmes propulsifs utilisés dans les satellites [11].

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

Tableau 2.4 : Les applications des systèmes propulsifs [2]

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

### 2.5. Conclusion

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

## CHAPITRE 3

### DEVELOPPEMENT D'UN LOGICIEL DE CONCEPTION DES PROPULSEURS

#### 3.1. Introduction

Dans les phases de la définition et la conception d'un propulseur, le concepteur passe par plusieurs étapes de décision avant d'arriver à l'évaluation et le design final de celui ci. Parmi ces décisions on peut citer :

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

Pour cela, dans ce chapitre on présente un code qui aide à la conception et à l'évaluation d'un propulseur chimique ou électrique avec les ergols les plus utilisés dans le spatial. Les programmes de ce code sont en FORTRAN avec une interface en Visual Basic.

#### 3.2. Architecture générale

L'architecture générale de ce code est la suivante :



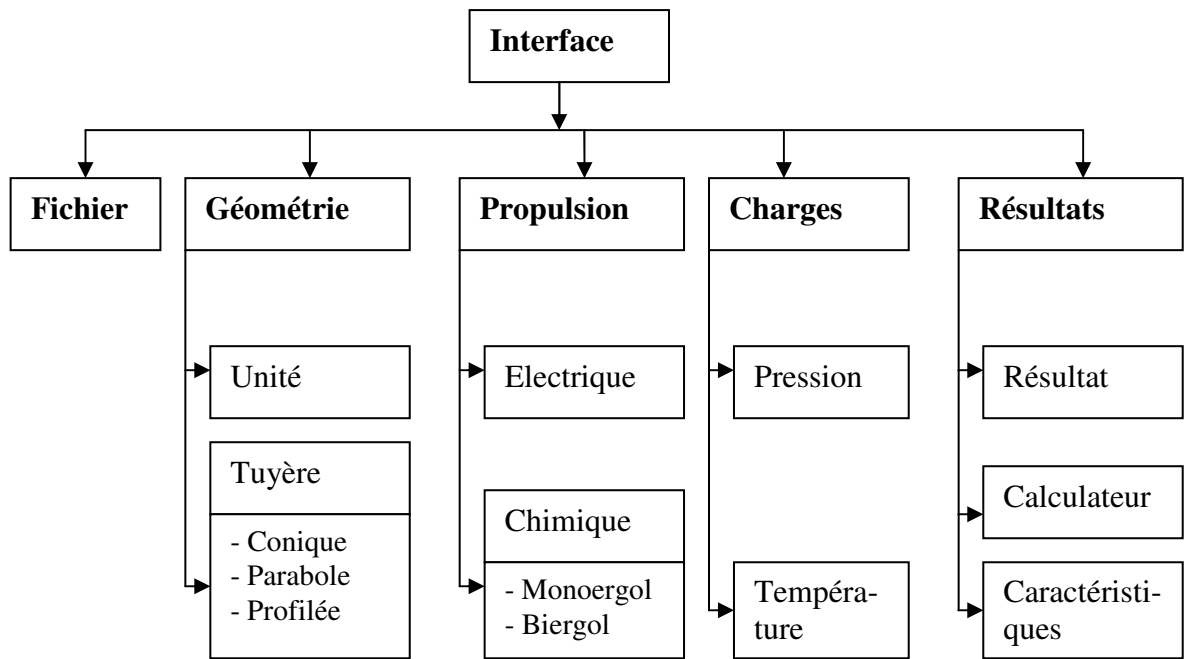


Figure 3.1 : L'architecture générale de code

### 3.2.1. La géométrie

Dans cette partie on définit la géométrie du propulseur, c'est-à-dire les dimensions de la tuyère et de la chambre de combustion et le type de la tuyère utilisée (voir Figure 3.2).

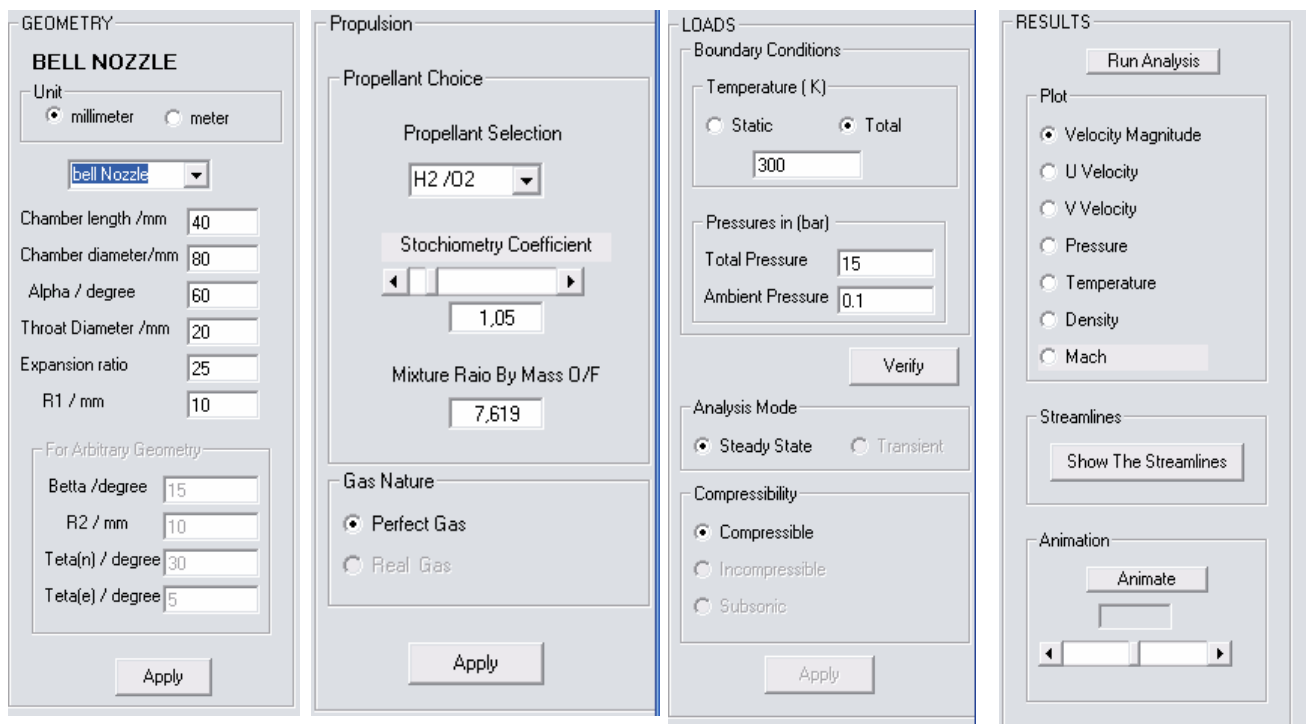


Figure 3.2 : Les éléments de l'interface

### 3.2.2. Propulsion

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

### 3.2.3. Les charges (Loads)

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

### 3.2.4. Les résultats

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

## 3.3. Les sous programmes de calcul

### 3.3.1. L'écoulement quasi-unidimensionnel dans les tuyères

#### 3.3.1.1. Les hypothèses simplificatrices

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

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

### 3.3.1.2. L'écoulement dans une tuyère

Considérons l'écoulement quasi-dimensionnel au sein d'une tuyère ayant une variation de la section de telle qu'on peut assimiler que la vitesse n'a qu'une composante axiale (Figure 3.3).

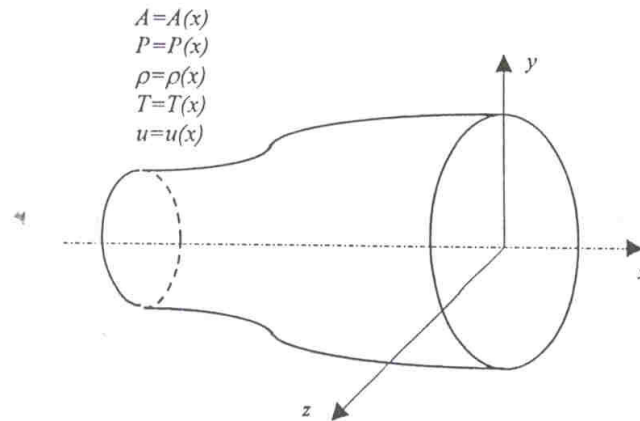


Figure 3.3 : Ecoulement quasi-unidimensionnel

L'application des équations de conservation à l'élément de volume de cette tuyère représentée en figure 3.4 permet d'aboutir à la relation suivante :

$$\frac{dA}{A} = (M_c^2 - 1) \cdot \frac{du}{u} \quad (3.1)$$

L'équation 3.1 reliant les variations de la section ' $dA$ ' et la vitesse ' $du$ ' est appelée la relation aire vitesse où  $M_c$  est le nombre de mach. Elle nous informe que :

- Pour  $0 \leq M_c \leq 1$  correspondant à un régime subsonique, toute diminution de la vitesse résulte en une augmentation de la section et vis versa. Il en résulte donc que pour un écoulement subsonique, l'augmentation de la vitesse est assujettie à l'utilisation d'un convergent.
- Pour  $M_c = 1$  correspondant à un régime sonique, l'équation 3.1 montre que pour  $dA = 0$ , ' $du$ ' est finie. Mathématiquement,  $dA = 0$  correspond à un extremum représenté dans ce cas par la section minimale.
- Pour  $M_c > 1$  correspondant à un régime supersonique, une augmentation de la vitesse entraîne une augmentation de la section et réciproquement. Il en résulte que l'accélération d'un écoulement supersonique est inhérente à l'utilisation d'un divergent et sa décélération à un convergent.

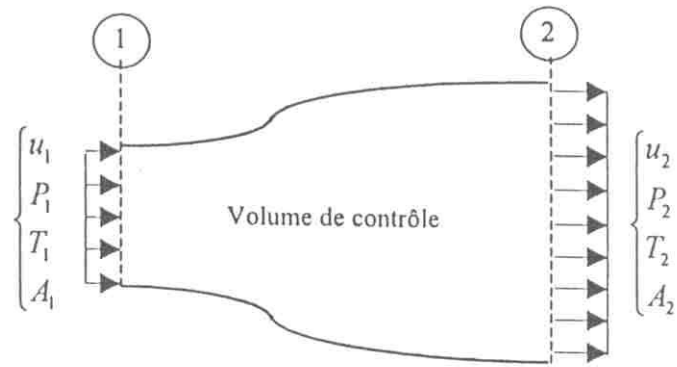


Figure 3.4 : Volume de contrôle pour un écoulement quasi-dimensionnel

Les remarques précédentes nous amènent à conclure que la forme géométrique d'une tuyère conçue pour détendre un gaz d'un régime subsonique à des régimes supersoniques possède obligatoirement une géométrie convergente-divergente telle que celle présentée en figure 3.5.

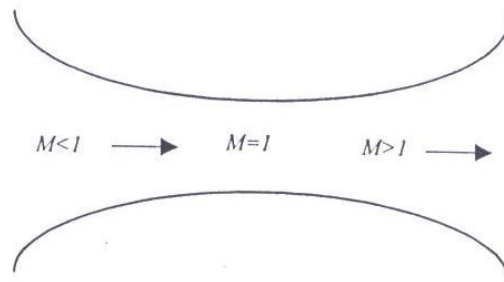


Figure 3.5 : Contour d'une tuyère supersonique

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

$$\left(\frac{A}{A_c}\right)^2 = \frac{1}{M_c^2} \left[ \frac{2}{\gamma+1} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_c^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (3.2)$$

### 3.3.1.3. La géométrie des tuyères supersoniques

La tuyère, et plus particulièrement le divergent, doit être dessiné de telle façon qu'il se confonde avec une ligne de courant de l'écoulement. La détermination rigoureuse

du profil se fait par la (méthode des caractéristiques). Le calcul par les ‘caractéristiques’ montre que, pour une tuyère conique, on peut supposer les lignes de courant dans le plan de sortie de la tuyère comme radiales et issues d’une source ponctuelle O. (figure 3.6)

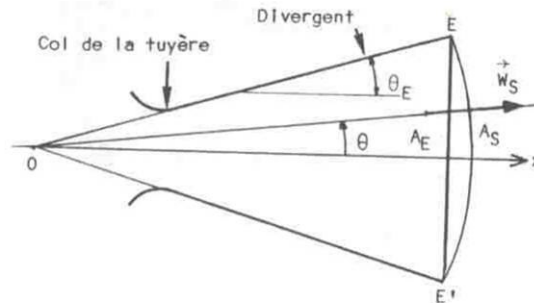


Figure 3.6 : Tuyère supersonique

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

$$A_S = A_E \cdot \frac{2}{1 + \cos \theta_E} \quad (3.3)$$

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

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

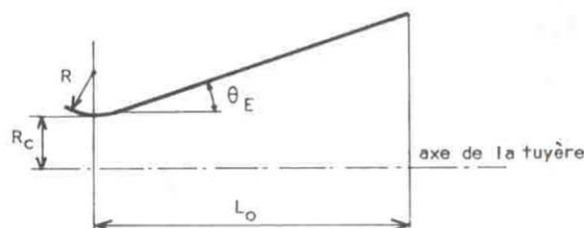


Figure 3.7 : Tuyère conique

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

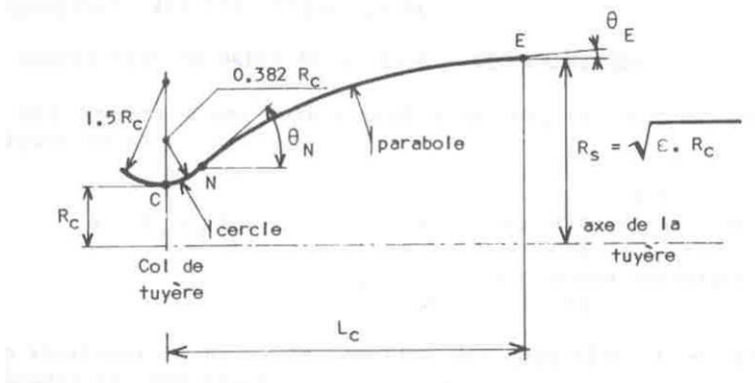


Figure. 3.8 : Tuyère profilée

Le point N est alors relié au point E par une parabole (approximation parabolique). On trouvera les valeurs des angles  $\theta_N$  et  $\theta_E$  à prendre en compte la figure 3.9.

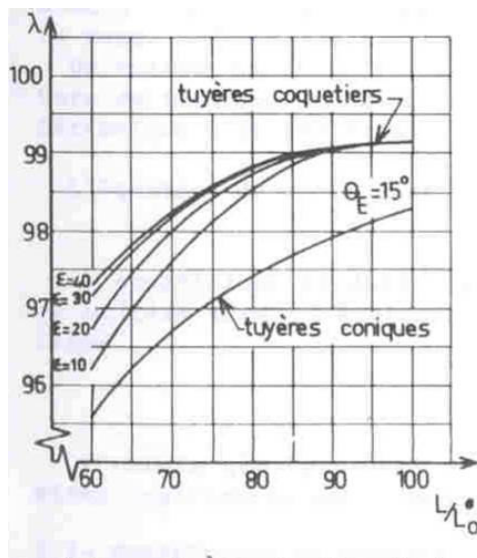


Figure 3.9 : Valeurs de  $\lambda$  en fonction de la longueur de la tuyère. ( $L_0$  longueur d'une tuyère conique pour  $\theta_E = 15^\circ$ )

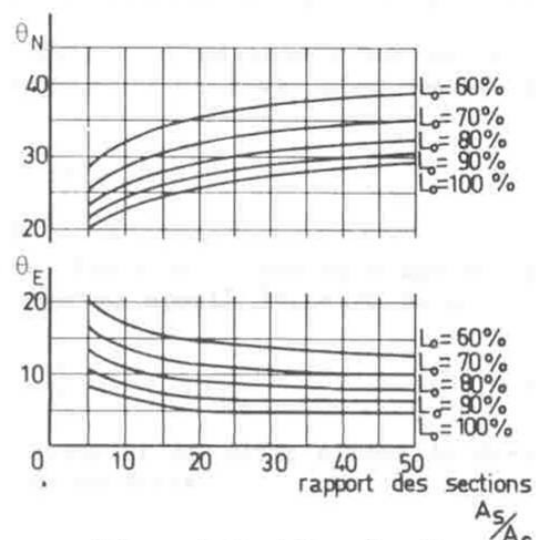


Figure 3.10 : Valeurs de  $\theta_E$  et  $\theta_N$  en fonction du rapport des sections  $A_s/A_c$

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

### 3.3.2. Calcul des performances

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

- La vitesse à la sortie de la tuyère ( $V_e$ ),
- La force de poussée (F),
- La vitesse caractéristique ( $C^*$ ),
- Impulsion spécifique ( $I_{sp}$ ).

#### 3.3.2.1. La vitesse de sortie ( $V_e$ )

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

$$\Delta h = \frac{1}{2} V_e^2 \quad (3.4)$$

Avec :

$\Delta h$  : l’enthalpie spécifique (J/kg)

L’équation 3.4 est simplifiée en utilisant les hypothèses (permanent, adiabatique et le changement de l’énergie potentiel n’est pas considérable). L’utilisation de l’équation 3.4 et la définition de l’enthalpie pour une chaleur spécifique ( $C_p$ ) constante ( $\Delta h = C_p \cdot \Delta T$ ), on trouve :

$$V_e = \sqrt{2C_p(T_0 - T_e)} \quad (3.5)$$

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

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma R_u T_0}{M(\gamma-1)} \left(1 - \frac{T_e}{T_0}\right)} \quad (3.6)$$

Avec:

$$R_u : 8314.41 \text{ J/ Kmol.K,}$$

La relation isentropique d'un gaz est donnée par :

$$\frac{P_e}{P_0} = \left(\frac{T_e}{T_0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.7)$$

En utilisant l'équation 3.7, on trouve l'expression de la vitesse à la sortie de la tuyère :

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma R_u T_0}{(\gamma-1)M} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (3.8)$$

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

### 3.3.2.2. La force de poussée

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

$$C_f = \frac{F}{A_t P_0} \quad (3.9)$$

Où  $F$  : la poussée (N),

$A_t$  : la section droite au col ( $\text{m}^2$ ).



L'équation de la poussée développée antérieurement (2.5 et 2.7) peut être réarrangée en utilisant l'équation 3.8 et ( $m^* = \rho_t \cdot A_t \cdot V_t$ ), comme on sait que la vitesse de l'écoulement est égale à la vitesse acoustique au col pour une tuyère supersonique, on a :

$$V_t = \sqrt{\frac{\gamma R_u T_t}{M}} \quad (3.10)$$

Où  $V_t$  : la vitesse au col,

$T_t$  : la température au col,

$\rho_t$  : la masse volumique au col,

$\rho_0$  : la masse volumique totale.

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

$$\rho_t = \rho_0 \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (3.11)$$

En combinant les équations (2.7, 3.8, 3.10, 3.11) et les relations isentropiques, on obtient l'expression de la poussée suivante :

$$F = A_t P_0 \gamma \left[ \left( \frac{2}{\gamma - 1} \right) \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \left( 1 - \left( \frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} + (P_e - P_a) A_e \quad (3.12)$$

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

### 3.3.2.3. La vitesse caractéristique ( $C^*$ )

La vitesse caractéristique ( $C^*$ ) est un autre paramètre important dans la conception, qui nous permet de se focaliser sur l'ergol et les performances de la chambre indépendamment de la tuyère. Le développement de  $C^*$  commence par l'expression de

débit de masse au col ( $m^* = \rho_t \cdot A_t \cdot V_t$ ). En utilisant l'équation 3.10, les relations isentropiques et l'équation d'état d'un gaz parfait, le débit massique s'écrit comme :

$$m^* = \frac{A_t P_0}{\sqrt{\gamma R T_0}} \left[ \gamma \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \right] = \frac{A_t P_0}{\sqrt{\gamma R T_0}} \Gamma' \quad (3.13)$$

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

$$m^* = \frac{\Gamma'}{a_0} A_t P_0 \quad (3.14)$$

On définit la vitesse caractéristique  $C^*$ , comme :

$$C^* = \frac{a_0}{\Gamma'} \quad (3.15)$$

À partir de l'équation 3.14, on peut trouver l'expression suivante :

$$C^* = \frac{A_t P_0}{m^*} \quad (3.16)$$

L'équation 3.15 montre que  $C^*$  est fonction seulement de la température et les propriétés du gaz dans la chambre de combustion ( $\gamma$ ,  $R$  et  $T_0$ ).

#### 3.3.2.4. Impulsion spécifique

Pour une tuyère adaptée ( $P_e = P_a$ ) et avec les équations (3.4, 3.12 et 3.16), on a l'expression suivante de l'impulsion spécifique :

$$I_{sp} = \frac{C^*}{g_0} \gamma \left[ \left( \frac{2}{\gamma-1} \right) \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left( 1 - \left( \frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.17)$$

### 3.3.3. Sous programmes pour l'étude de quelques systèmes propulsifs

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

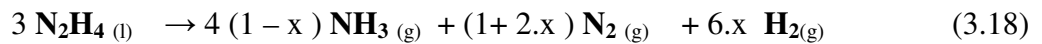
#### 3.3.3.1. Sous programme pour l'étude des propulseurs chimiques liquides

Ces sous programmes pour étudier les propulseurs chimiques liquides monoergols et biergols.

##### 3.3.3.1.a. Les monoergols

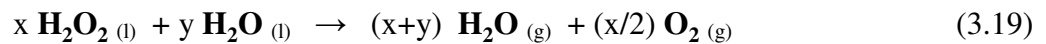
Trois cas de décomposition des monoergols ont été étudiés :

- La décomposition de l'hydrazine ( $\text{N}_2\text{H}_4$ ) :



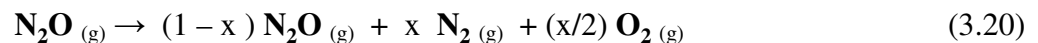
Avec  $x$  le degré de dissociation de l'ammoniac  $\text{NH}_3$  ; il est fonction du type du catalyseur, taille, géométrie et la pression dans la chambre de combustion [19].

- La décomposition de peroxyde d'hydrogène ( $\text{H}_2\text{O}_2$ ):



Avec  $x$  et  $y$  les nombres de mole de  $\text{H}_2\text{O}_2$  et  $\text{H}_2\text{O}$ , respectivement.

- La décomposition de peroxyde d'azote ( $\text{N}_2\text{O}$ ):



Avec  $x$  : le degré de décomposition de  $\text{N}_2\text{O}$ .

#### Calcul de l'enthalpie des réactifs

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

$$H_r^\circ = \sum_i n_{ri} \cdot H_{ri}^\circ \quad (3.21)$$

### Calcul de l'enthalpie des produits

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

$$H_p^\circ = \sum_j n_{pj} \cdot H_{pj}^\circ \quad (3.22)$$

### Calcul de l'enthalpie de réaction

L'enthalpie de réaction ( $\Delta H^\circ$ ) est la différence entre les enthalpies des réactifs et des produits.

$$\Delta H^\circ = \sum_i n_{ri} \cdot H_{ri}^\circ - \sum_j n_{pj} \cdot H_{pj}^\circ \quad (3.23)$$

### Calcul de la température de décomposition

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

$$\Delta H^\circ = - \sum_j n_{pj} \cdot \int_{298}^{T_d} C_{pj}(T) \cdot dT \quad (3.24)$$

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

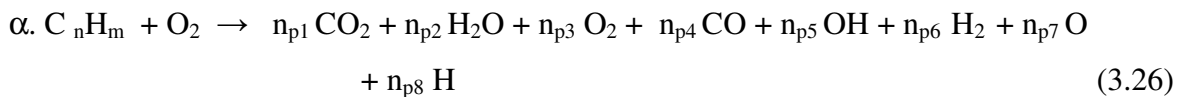
#### 3.3.3.1.b. Les biergols

Cinq (5) équations de réaction pour une combustion réelle ont été étudiées :

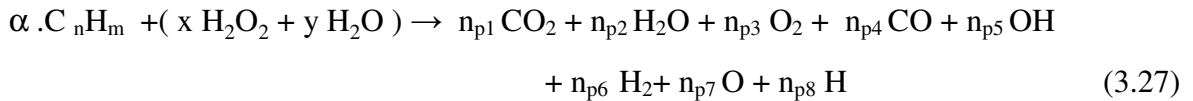
- L'hydrogène ( $H_2$ ) avec l'oxygène ( $O_2$ )



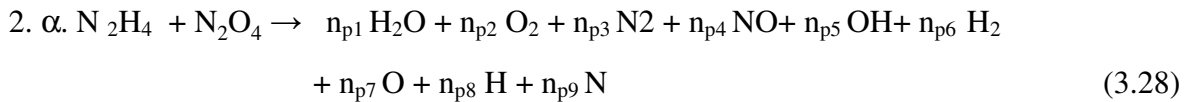
- Un hydrocarbure ( $C_nH_m$ ) avec l'oxygène ( $O_2$ )



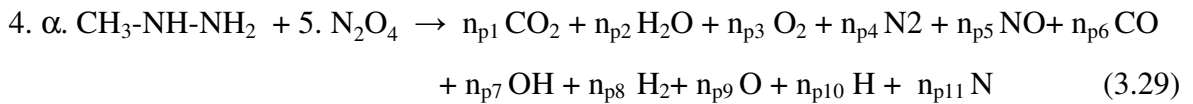
- Un hydrocarbure ( $C_nH_m$ ) avec le peroxyde d'hydrogène ( $H_2O_2$ )



- L'hydrazine (N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>) avec le tétra- oxyde d'azote (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>)



- Le mono-méthyl d'hydrazine (MMH) avec le tétra- oxyde d'azote (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>)



$\alpha$  : Le coefficient stœchiométrique

Soient,  $K_{p1}$ ,  $K_{p2}$ ,  $K_{p3}$ ,  $K_{p4}$ ,  $K_{p5}$ ,  $K_{p6}$  et  $K_{p7}$  les constantes d'équilibre (déterminées par la méthode de Gordon et McBride [29]) respectivement des équations d'équilibre suivantes :



Les produits de combustion après dissociation sont donc :

CO<sub>2</sub> , H<sub>2</sub>O , O<sub>2</sub> , N<sub>2</sub> , NO , CO , OH , H<sub>2</sub> , O , H , N.

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

$$n_t = \sum_j n_{pj} \quad (3.37)$$

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.

Les systèmes d'équations :

La combustion de ( H<sub>2</sub> + O<sub>2</sub> )

$$\left\{ \begin{array}{l} 2.n_{p1} + n_{p3} + 2.n_{p4} + n_{p6} - (4.\alpha) = 0 \\ n_{p1} + 2.n_{p2} + n_{p3} + n_{p5} - 2 = 0 \\ n_{p3}^2.n_{p4}.P - K_{p2}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\ n_{p4}^2.n_{p2}.P - K_{p3}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\ n_{p5}^2.P - K_{p5}.n_{p2}.n_t = 0 \\ n_{p6}^2.P - K_{p4}.n_{p4}.n_t = 0 \\ n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} - n_t = 0 \end{array} \right. \quad (3.38)$$

La combustion de ( C<sub>n</sub>H<sub>m</sub> + O<sub>2</sub> )

$$\left\{ \begin{array}{l} n_{p1} + n_{p4} - (n.\alpha) = 0 \\ 2.n_{p2} + n_{p5} + 2.n_{p6} + n_{p8} - (m.\alpha) = 0 \\ 2.n_{p1} + n_{p2} + 2.n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p7} - 2 = 0 \\ n_{p4}^2.n_{p3}.P - K_{p1}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\ n_{p5}^2.n_{p6}.P - K_{p2}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\ n_{p6}^2.n_{p3}.P - K_{p3}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\ n_{p7}^2.P - K_{p5}.n_{p3}.n_t = 0 \\ n_{p8}^2.P - K_{p4}.n_{p6}.n_t = 0 \\ n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p8} - n_t = 0 \end{array} \right. \quad (3.39)$$

La combustion de (C<sub>n</sub>H<sub>m</sub> + H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>)

$$\left\{ \begin{array}{l}
 n_{p1} + n_{p4} - (n.\alpha) = 0 \\
 2.n_{p2} + n_{p5} + 2.n_{p6} + n_{p8} - (m.\alpha + 2.x + 2.y) = 0 \\
 2.n_{p1} + n_{p2} + 2.n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p7} + n_{p8} - (2.x + y) = 0 \\
 n_{p4}^2.n_{p3}.P - K_{p1}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\
 n_{p5}^2.n_{p6}.P - K_{p2}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\
 n_{p6}^2.n_{p3}.P - K_{p3}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\
 n_{p7}^2.P - K_{p5}.n_{p3}.n_t = 0 \\
 n_{p8}^2.P - K_{p4}.n_{p6}.n_t = 0 \\
 n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p8} - n_t = 0
 \end{array} \right. \quad (3.40)$$

La combustion de (N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> + N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>)

$$\left\{ \begin{array}{l}
 2.n_{p1} + n_{p5} + 2.n_{p6} + n_{p8} - (8.\alpha) = 0 \\
 n_{p1} + 2.n_{p2} + 2.n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p7} - 4 = 0 \\
 2.n_{p3} + n_{p4} + n_{p9} - (4.\alpha + 2) = 0 \\
 n_{p4}^2 - K_{p7}.n_{p3}.n_{p2} = 0 \\
 n_{p5}^2.n_{p6}.P - K_{p2}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\
 n_{p6}^2.n_{p2}.P - K_{p3}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\
 n_{p7}^2.P - K_{p5}.n_{p2}.n_t = 0 \\
 n_{p8}^2.P - K_{p4}.n_{p6}.n_t = 0 \\
 n_{p9}^2.P - K_{p6}.n_{p3}.n_t = 0 \\
 n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p8} + n_{p9} - n_t = 0
 \end{array} \right. \quad (3.41)$$

La combustion de (MMH + N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>)

$$\begin{cases}
 n_{p1} + n_{p6} - (4.\alpha) = 0 \\
 2.n_{p2} + n_{p7} + 2.n_{p8} + n_{p10} - (24.\alpha) = 0 \\
 2.n_{p1} + n_{p2} + 2.n_{p3} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p9} - 20 = 0 \\
 2.n_{p4} + n_{p5} + n_{p11} - (8.\alpha + 10) = 0 \\
 n_{p5}^2 - K_{p7}.n_{p4}.n_{p3} = 0 \\
 n_{p6}^2.n_{p3}.P - K_{p1}.n_{p1}^2.n_t = 0 \\
 n_{p7}^2.n_{p8}.P - K_{p2}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\
 n_{p8}^2.n_{p3}.P - K_{p3}.n_{p2}^2.n_t = 0 \\
 n_{p9}^2.P - K_{p5}.n_{p3}.n_t = 0 \\
 n_{p10}^2.P - K_{p4}.n_{p8}.n_t = 0 \\
 n_{p11}^2.P - K_{p6}.n_{p4}.n_t = 0 \\
 n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p8} + n_{p9} + n_{p10} + n_{p11} - n_t = 0
 \end{cases} \quad (3.42)$$

La méthode de résolution :

Les systèmes d'équations obtenus sont des systèmes d'équations non linéaires.

Pour la résolution, il existe plusieurs méthodes numériques :

- Méthode de Gauss Seidel-Newton (Lieberstein ) [15].
- Méthode de Newton

Principe de la méthode de Lieberstein

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

$$\begin{cases}
 f_1(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n) = 0 \\
 f_2(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n) = 0 \\
 f_3(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n) = 0 \\
 \dots \\
 f_i(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n) = 0 \\
 \dots \\
 f_n(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n) = 0
 \end{cases} \quad (3.43)$$

Ecrit simplement sous la forme  $F(X) = 0$ , avec  $X [x_1, x_2, x_3, \dots, x_n]^t$ , et 0 est un vecteur nul de  $\mathbb{R}^n$ . On note par  $X^{(k)}$ , la k<sup>ième</sup> solution approchée à la k<sup>ième</sup> itération :

$$X^{(k)} = [x_1^{(k)}, x_2^{(k)}, x_3^{(k)}, \dots, x_n^{(k)}]^t \quad (3.44)$$



La solution à l'itération (k+1) :

$$X^{(k+1)} = X^{(k)} + E^{(k)} \tag{3.45}$$

Ou bien :

$$X^{(k+1)} = \begin{bmatrix} x_1^k + \varepsilon_1^k \\ x_2^k + \varepsilon_2^k \\ \dots \\ x_i^k + \varepsilon_i^k \\ \dots \\ x_n^k + \varepsilon_n^k \end{bmatrix} \tag{3.46}$$

Pour la  $i^{\text{ième}}$  équation et à la  $k^{\text{ième}}$  itération on a la fonction:

$$f_i(x_1^k + \varepsilon_1^k, x_2^k + \varepsilon_2^k, \dots, x_n^k + \varepsilon_n^k) = 0 \tag{3.47}$$

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

$$f(x^{k+1}) = f(x^k) + \varepsilon^k \cdot \frac{\partial f(x^k)}{\partial x^k} + \left( \frac{\varepsilon^{k^2}}{2} \right) \cdot \frac{\partial^2 f(x^k)}{\partial x^{k^2}} + \dots \tag{3.48}$$

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

$$x^k \leq x_a \leq x^{k+1} \tag{3.49}$$

Donc :

$$\frac{\partial^2 f(x_a)}{\partial x^{k^2}} \rightarrow 0 \tag{3.50}$$

A partir de L'équation (3.48) on aura :

$$\varepsilon^k = -\frac{f(x^k)}{\frac{\partial f(x^k)}{\partial x^k}} + \theta(\varepsilon^k)^2 \tag{3.51}$$

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

$$x^{k+1} = x^k - \frac{f(x^k)}{\frac{\partial f(x^k)}{\partial x^k}} \quad (3.52)$$

Pour plusieurs variables :

$$\left\{ \begin{array}{l} x_i^{k+1} = x_i^k - w \cdot \frac{f_i(x_1^{k+1}, x_2^{k+1}, \dots, x_{i-1}^{k+1}, x_i^k, \dots, x_n^k)}{\frac{\partial f_i(x_1^{k+1}, x_2^{k+1}, \dots, x_{i-1}^{k+1}, x_i^k, \dots, x_n^k)}{\partial x_i^k}} \\ i = 1, 2, \dots, N \\ 0 < w \leq 2 \end{array} \right. \quad (3.53)$$

### 3.3.3.2. Sous programme pour l'étude des propulseurs électriques et à gaz froid

#### Le chauffage à pression constante

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

$$W + Q = \Delta H \quad (3.54)$$

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

$$W = \int v \cdot dp = 0 \quad (p = \text{cte}) \quad (3.55)$$

Et comme :

$$dH = \int m^* C_p(T) \cdot dT \quad (3.56)$$

Donc on a :

$$Q = \int m^* C_p(T) \cdot dT \quad (3.57)$$

Pour une énergie électrique ( $Q$ ) et un débit massique donnés ( $m^*$ ) on peut trouver numériquement par la méthode itérative, la température  $T$  en régime permanent.

### 3.4. Conclusion

Dans ce chapitre on a présenté un code de calcul pour l'étude des systèmes propulsifs chimiques ou électriques avec les ergols les plus utilisés dans le spatial. Ce code contient vingt trois (23) programmes :

- Un programme pour définir la géométrie, l'étude de l'écoulement et le calcul des performances.
- Trois programmes (3) pour le calcul de la température de décomposition ( $T_d$ ) des monoergols ( $N_2H_4$ ,  $H_2O_2$  et  $N_2O$ ).
- Cinq programmes (5) pour le calcul de la température de combustion ( $T_c$ ) des biergols ( $H_2 / O_2$ ), ( $C_nH_m / O_2$ ), ( $C_nH_m / H_2O_2$ ), ( $N_2H_4 / N_2O_4$ ) et ( $MMH / N_2O_4$ )
- Quatorze programmes pour (14) fluides utilisés dans la propulsion électrique. Ces programmes calculent les propriétés thermodynamiques, la température et la phase de l'ergol avant et après l'échauffement électrique.

Plusieurs résultats ont été obtenus par ces programmes, dans le chapitre suivant nous présentons quelques résultats de ce code et nous faisons une comparaison avec des résultats existants.

## CHAPITRE 4

### RESULTATS ET SIMULATION NUMERIQUE

#### 4.1. Introduction

Ce chapitre est divisé en deux parties, la première partie sera consacrée à la présentation des résultats obtenus par les programmes de calcul, puis à leurs validations par des résultats existants. Dans la deuxième partie on présente les simulations de quelques technologies des propulseurs.

#### 4.2. Résultats et interprétations

##### 4.2.1. Les monoergols

##### Monoergol Hydrazine $N_2H_4$

Pour l'étude du monoergol de l'hydrazine, les figures (4.1, 4.2 et 4.3) représentent respectivement, les variations de l'impulsion spécifique, la masse molaire, la température de décomposition, la vitesse caractéristique et la composition du mélange des produits en fonction du degré de décomposition de l'ammoniac. Les résultats obtenus sont comparés avec ceux de Rocket Propulsion Elements [19]. On remarque une différence de moins de 3% pour le calcul de  $I_{sp}$  et moins de 2% pour les autres paramètres. Dans la présence d'un catalyseur, l'hydrazine se décompose en  $NH_3$  et  $N_2$ . Cependant la décomposition de  $NH_3$  est une réaction endothermique, c'est-à-dire que plus le degré de décomposition de  $NH_3$  augmente, on a :

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

Pour cela, dans la conception d'un monoergol d'hydrazine, le choix d'un catalyseur qui décompose moins le  $\text{NH}_3$  est souhaité.

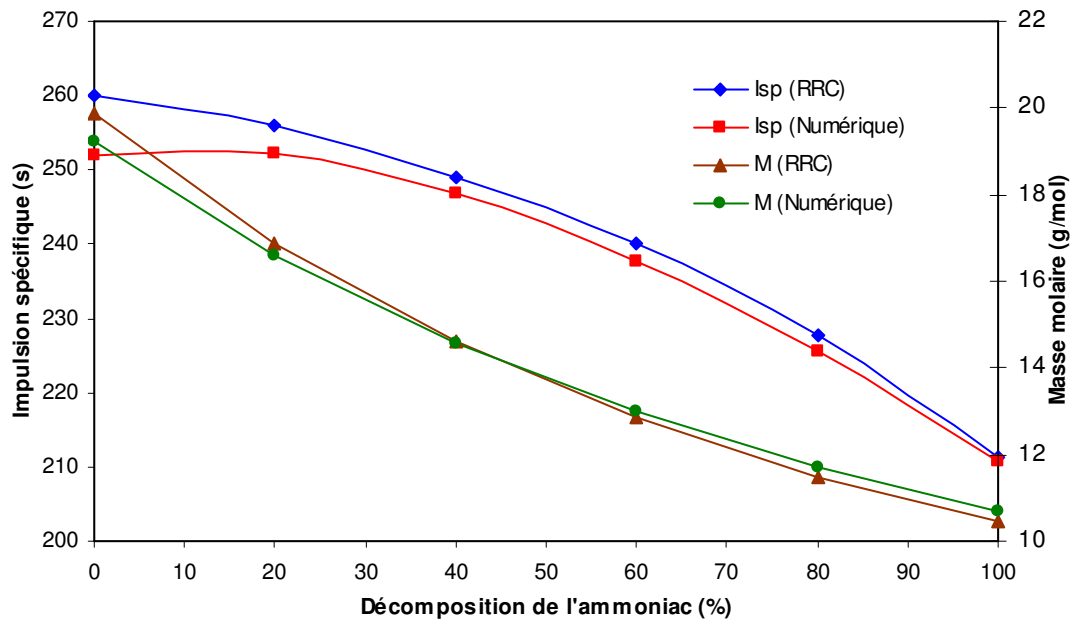


Figure 4.1 : L'évolution de la masse molaire et l'impulsion spécifique avec le degré de décomposition de l'ammoniac pour le monoergol ( $\text{N}_2\text{H}_4$ ).

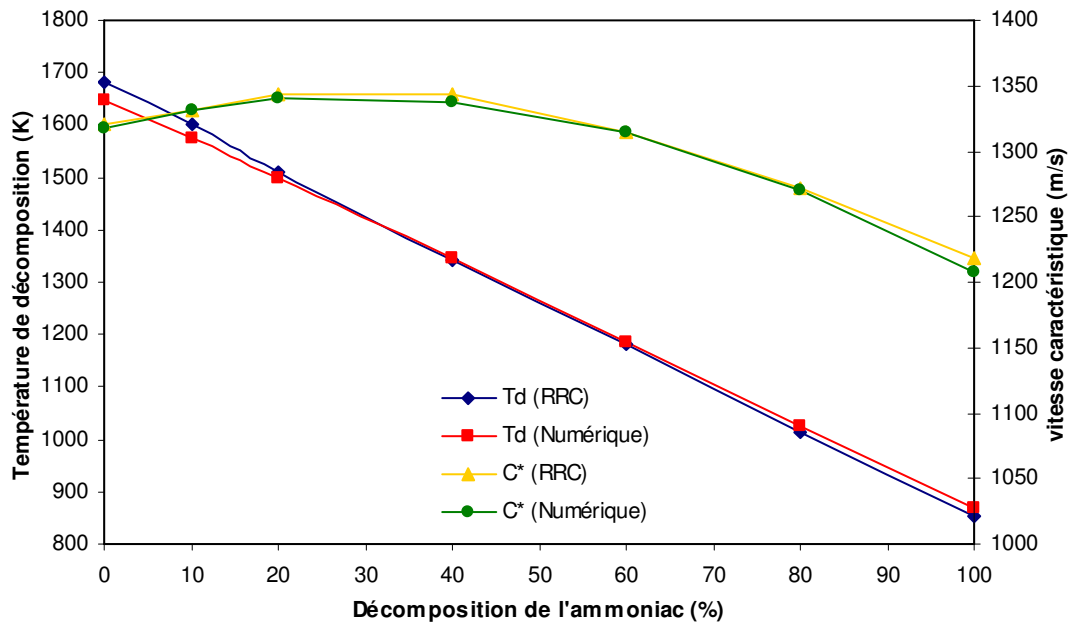


Figure 4.2: L'évolution de la température de décomposition et la vitesse caractéristique avec le degré de décomposition de l'ammoniac pour le monoergol ( $\text{N}_2\text{H}_4$ ).

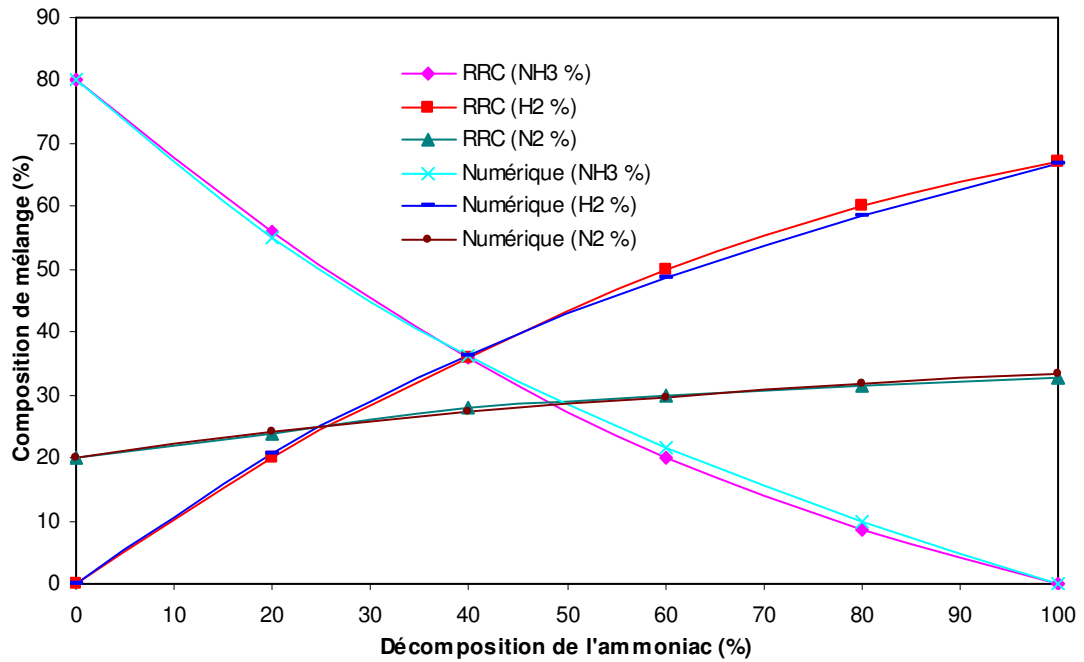


Figure 4.3 : L'évolution de la composition du mélange avec le degré de décomposition de l'ammoniac pour le monoergol ( $N_2H_4$ ).

#### Monoergol Peroxyde d'hydrogène $H_2O_2$

Pour l'étude du monoergol de peroxyde d'hydrogène, les figures (4.5 et 4.6) représentent respectivement, les variations de  $C^*$ ,  $I_{sp}$ ,  $M$  et la composition du mélange des produits en fonction de la concentration du  $H_2O_2$ . La figure 4.4 donne une comparaison entre les températures ( $T_d$ ) du peroxyde d'hydrogène calculées avec celles présentées dans la référence «Development of Hypergolic Liquid fuels for use with Hydrogen Peroxide & LPFR» [5]. La différence entre ces deux résultats est moins de 3%.

Les courbes de peroxyde d'hydrogène montrent que plus on augmente la concentration du  $H_2O_2$  plus ce système va être plus performant et les paramètres :  $T_d$ ,  $C^*$ ,  $I_{sp}$  et la masse molaire augmentent. Cet effet s'explique par le fait qu'à une concentration élevée, la quantité de  $H_2O_2$  décomposée est élevée, ce qui provoque une augmentation de l'enthalpie de la réaction de décomposition, et par conséquent de la température de décomposition. On constate que l'impulsion spécifique et la vitesse caractéristique sont liées directement à  $T_d$  et elles varient proportionnellement à celle-ci. L'accroissement de la concentration en  $H_2O_2$  entraîne après la décomposition une augmentation de la fraction molaire de l'oxygène et une diminution de celle de  $H_2O$ , ce qui explique l'augmentation de la masse molaire du mélange des produits.

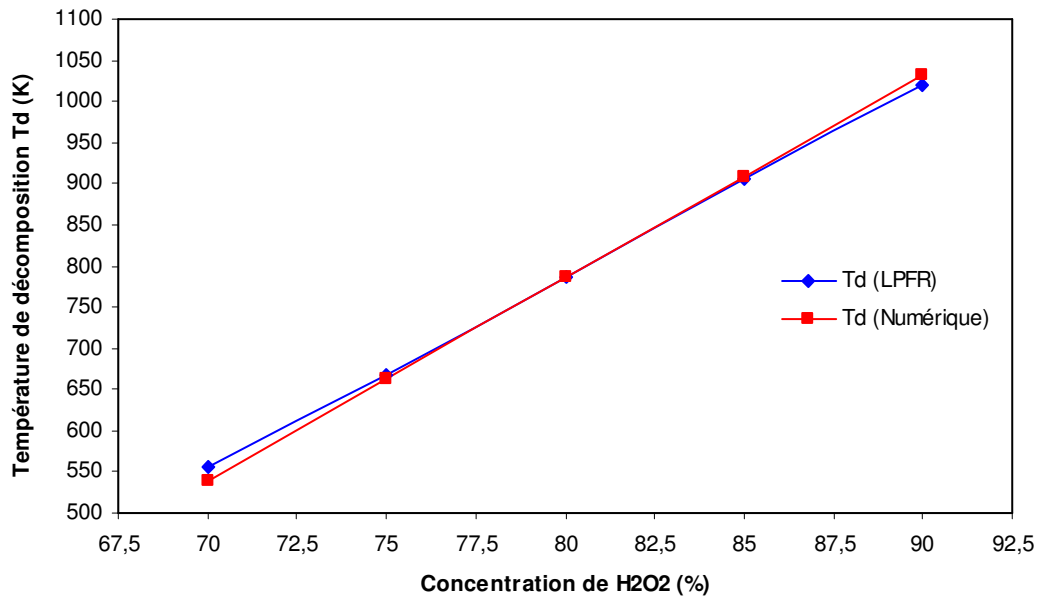


Figure 4.4 : L'évolution de la température de décomposition avec la concentration du monoergol ( $H_2O_2$ ).

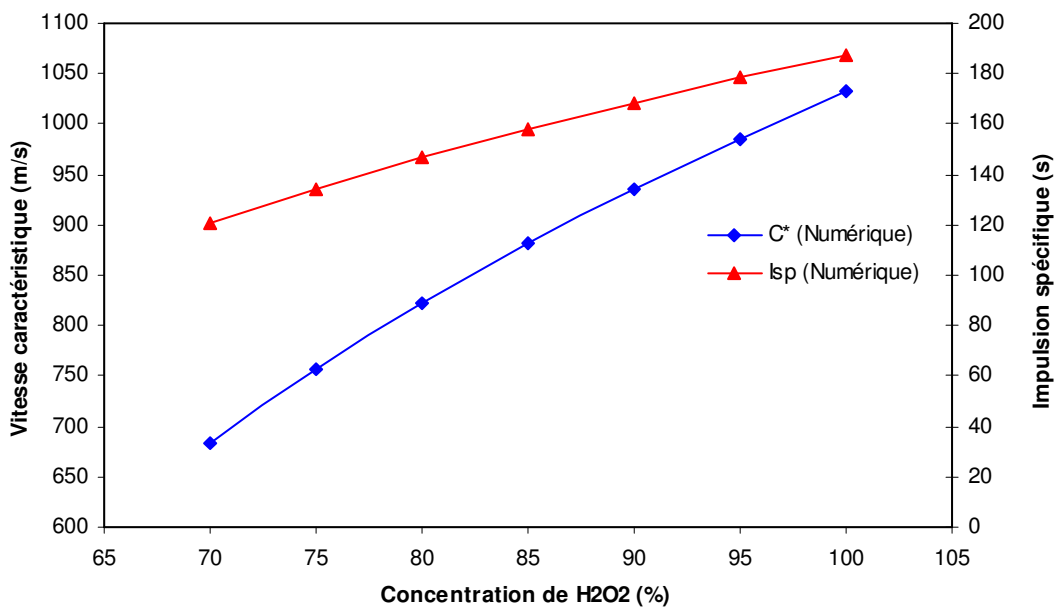


Figure 4.5 : L'évolution de la vitesse caractéristique et l'impulsion spécifique avec la concentration du monoergol ( $H_2O_2$ ).

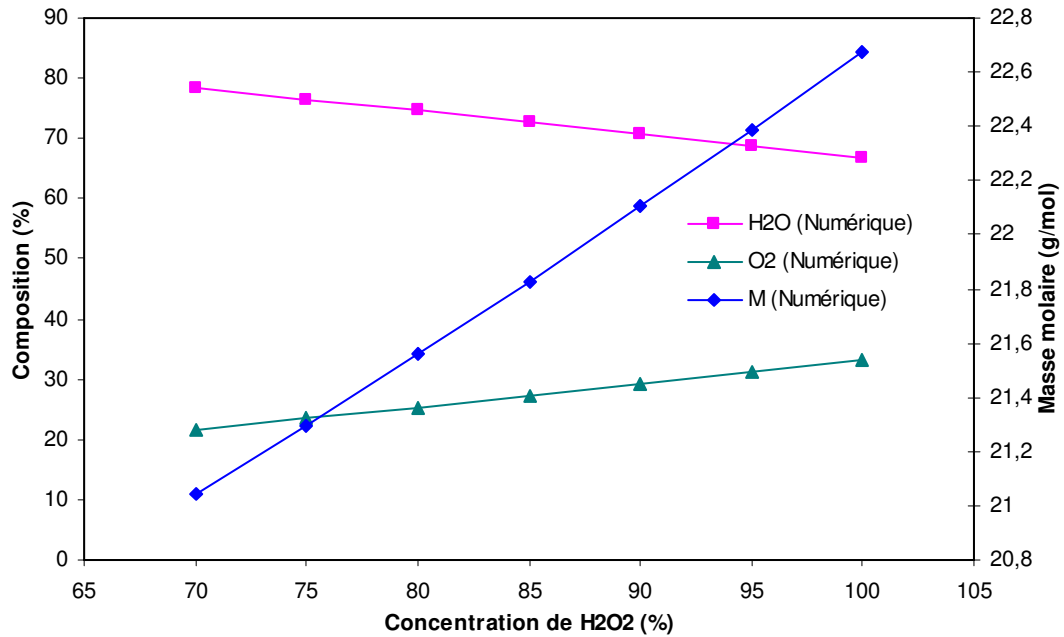


Figure 4.6 : L'évolution de la composition du mélange et la masse molaire avec la concentration du monoergol (H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>).

#### Monoergol peroxyde d'azote N<sub>2</sub>O

Les figures (4.7, 4.8 et 4.9) représentent les résultats de la décomposition du peroxyde d'azote N<sub>2</sub>O. A cause d'un manque de résultats dans la littérature, ces résultats n'ont pas été validés. Ces courbes montrent que les valeurs de I<sub>sp</sub>, pourcentages de N<sub>2</sub> et O<sub>2</sub> dans le mélange, T<sub>d</sub> et C\* varient proportionnellement avec le degré de décomposition de monoergol, car la dissociation de N<sub>2</sub>O libère une énergie sous forme de chaleur qui entraîne l'augmentation de la température des produits de décomposition (T<sub>d</sub>), de l'impulsion spécifique et de la vitesse caractéristique. On observe le contraire pour la masse molaire qui varie inversement avec le degré de décomposition de N<sub>2</sub>O, du fait que la fraction molaire de peroxyde d'azote diminue et celles de N<sub>2</sub> et O<sub>2</sub> augmentent.



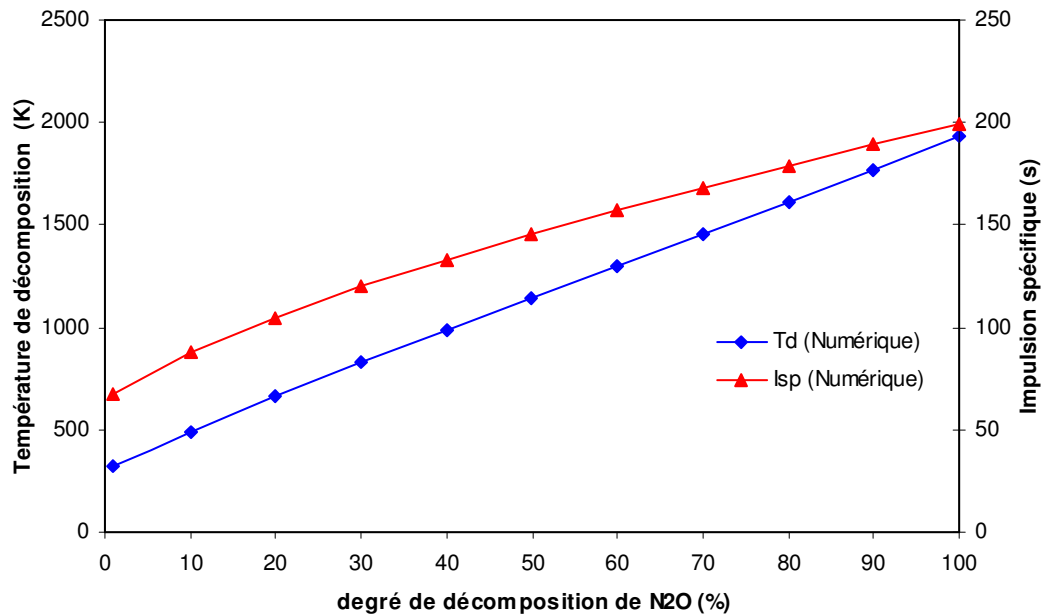


Figure 4.7 : L'évolution de la température de décomposition et l'impulsion spécifique avec le degré de décomposition du monoergol (N<sub>2</sub>O).

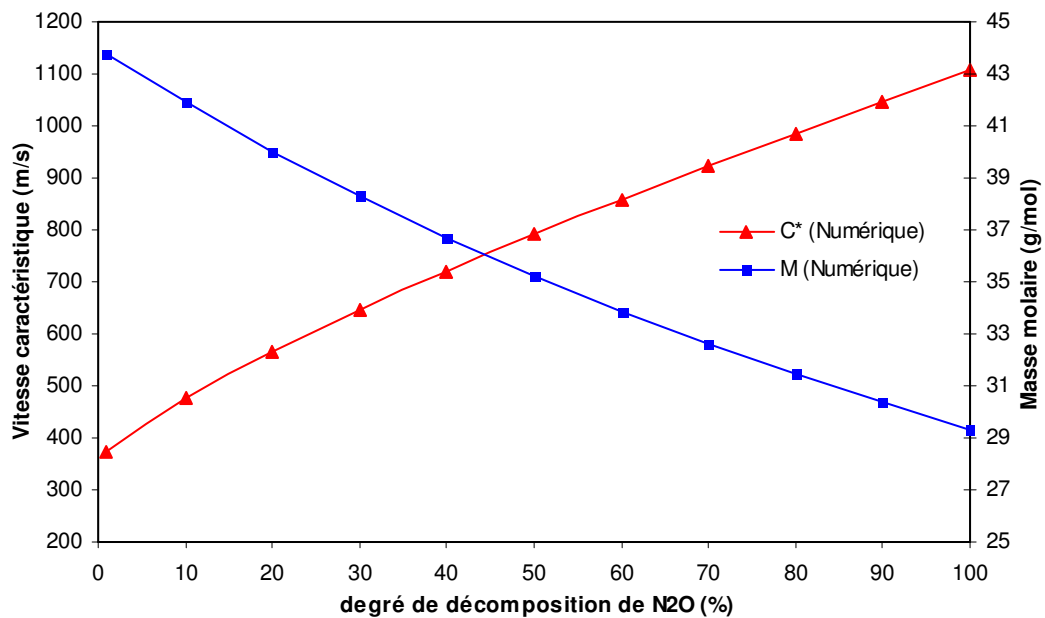


Figure 4.8 : L'évolution de la masse molaire et la vitesse caractéristique avec le degré de décomposition du monoergol (N<sub>2</sub>O).

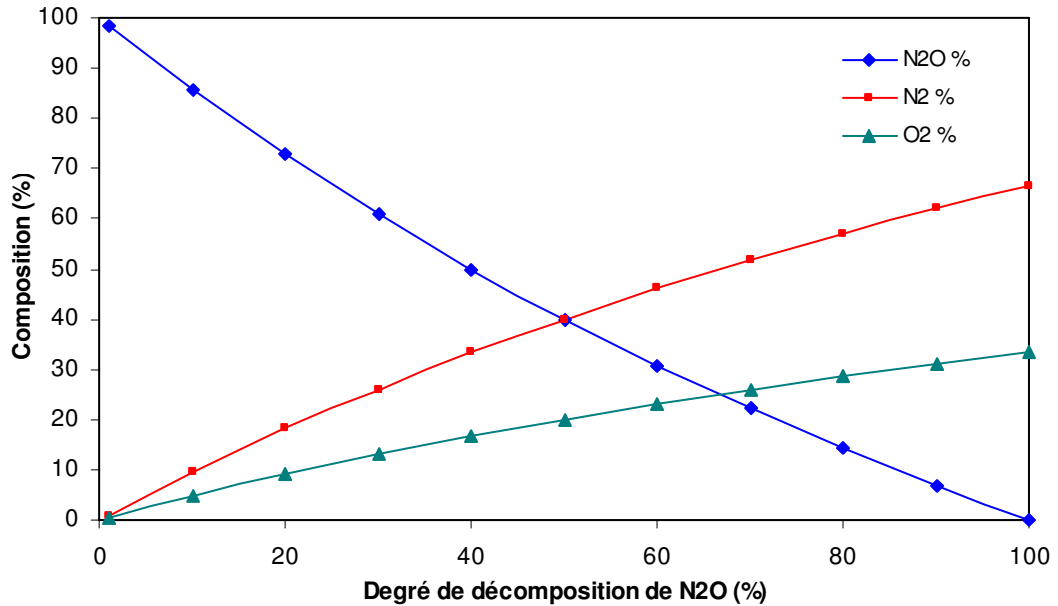


Figure 4.9 : L'évolution de la composition du mélange avec le degré de décomposition du monoergol ( $N_2O$ ).

#### 4.2.2. Les biergols

Concernant les biergols, Les figures (de 4.10 jusqu'à 4.19) représentent respectivement, les variations de l'impulsion spécifique, masse molaire, la température de combustion, la vitesse caractéristique et la composition du mélange des produits des cinq biergols : ( $H_2/O_2$ ), (kérosène  $/O_2$ ), (kérosène  $/H_2O_2$ ), ( $N_2H_4 /N_2O_4$ ) et (MMH/ $N_2O_4$ ) en fonction du rapport de (masse oxydant / masse carburant) à une pression de 34.5 bar, pression ambiante proche de zéro et température des réservoirs de 300 K. Les résultats sont comparés avec les résultats obtenus par l'exécution des codes de calcul LEWIS et ISP code [17]. A partir des courbes des biergols ( $H_2/O_2$ ) et (kérosène  $/O_2$ ), on remarque que la température ( $T_c$ ) et la masse molaire du mélange de combustion augmentent avec l'augmentation du rapport (masse oxydant / masse combustible), par contre le rapport des chaleurs spécifiques ( $\gamma$ ) diminue. La courbe de l'impulsion spécifique augmente jusqu'à un maximum et ensuite elle diminue.

Les courbes des biergols (kérosène  $/H_2O_2$ ), ( $N_2H_4 /N_2O_4$ ) et (MMH/ $N_2O_4$ ) montrent que la masse molaire augmente avec l'augmentation du rapport (masse oxydant / masse combustible), par contre la température ( $T_c$ ) et l'impulsion spécifique augmentent jusqu'à un maximum et ensuite elles diminuent. Concernant le rapport des chaleurs spécifiques ( $\gamma$ ), il diminue jusqu'à un minimum puis il augmente.

Généralement, dans une réaction de combustion, la température de fin de combustion augmente avec la richesse jusqu'à atteindre une valeur maximale à une richesse égale à 1 (mélange stoechiométrique), ensuite cette température diminue. Le contraire pour le rapport des chaleurs spécifiques ( $\gamma$ ), qui diminue avec la richesse jusqu'à atteindre une valeur minimale à une richesse égale à 1, ensuite il augmente. Ceci explique les courbes illustrant les variations de la température de combustion et le rapport des chaleurs spécifiques en fonction du rapport (masse oxydant / masse combustible). À partir du chapitre précédent, une richesse égale à 1 correspond à :

- Rapport (masse oxydant / masse combustible) = 8.0 pour le biergol ( $\text{H}_2/\text{O}_2$ )
- Rapport (masse oxydant / masse combustible) = 3.421 pour le biergol (kérosène /  $\text{O}_2$ )
- Rapport (masse oxydant / masse combustible) = 1.4375 pour le biergol ( $\text{N}_2\text{H}_4/\text{N}_2\text{O}_4$ )
- Rapport (masse oxydant / masse combustible) = 2.5 pour le biergol ( $\text{MMH}/\text{N}_2\text{O}_4$ )
- Rapport (masse oxydant / masse combustible) = 7.5 pour le biergol (kérosène /  $\text{H}_2\text{O}_2$ )

#### Biergol ( $\text{H}_2 / \text{O}_2$ )

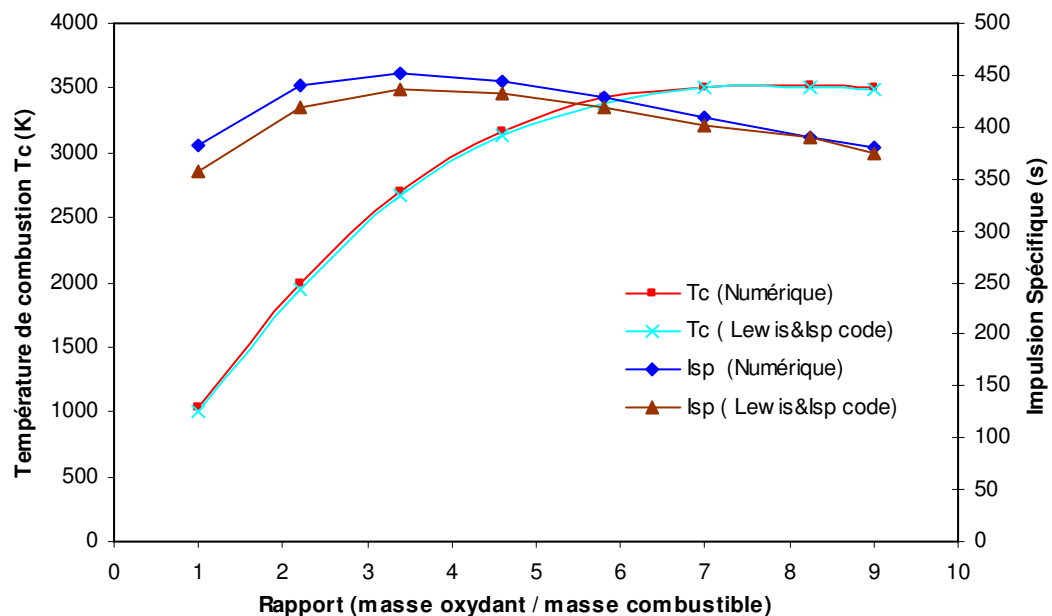


Figure 4.10 : L'évolution de la température de combustion et l'impulsion spécifique avec le rapport des masses de ( $\text{H}_2 / \text{O}_2$ ).

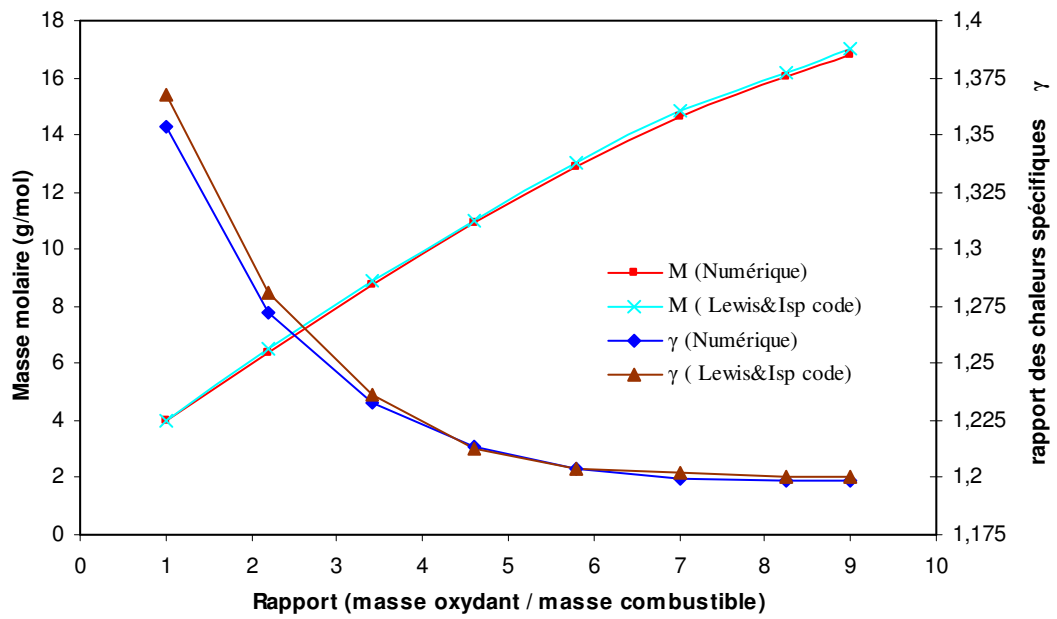


Figure 4.11 : L'évolution de la masse molaire et le rapport des chaleurs spécifiques avec le rapport des masses de ( $H_2 / O_2$ ).

#### Biergol (Kérosène / $O_2$ )

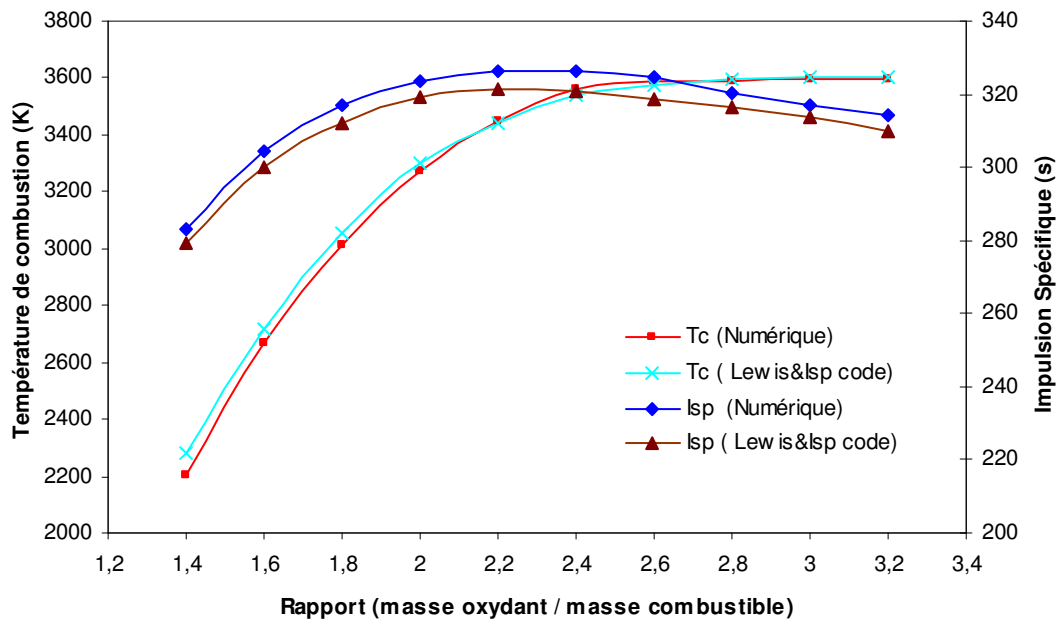


Figure 4.12 : L'évolution de la température de combustion et l'impulsion spécifique avec le rapport des masses de (Kérosène /  $O_2$ ).

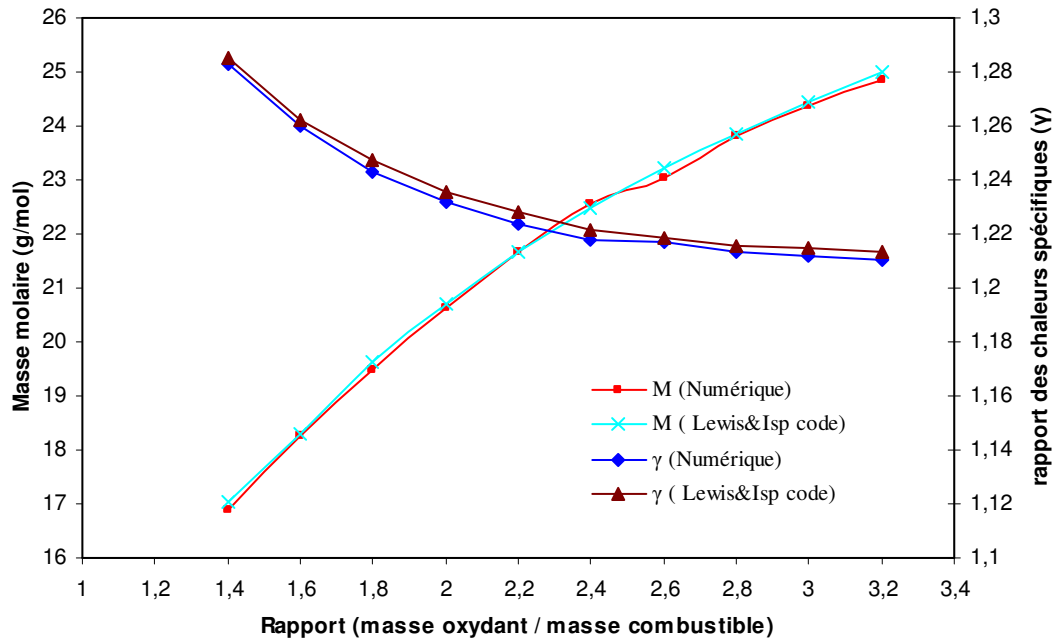


Figure 4.13 : L'évolution de la masse molaire et le rapport des chaleurs spécifiques avec le rapport des masses de (Kérosène / O<sub>2</sub>).

#### Biergol (N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> / N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>)

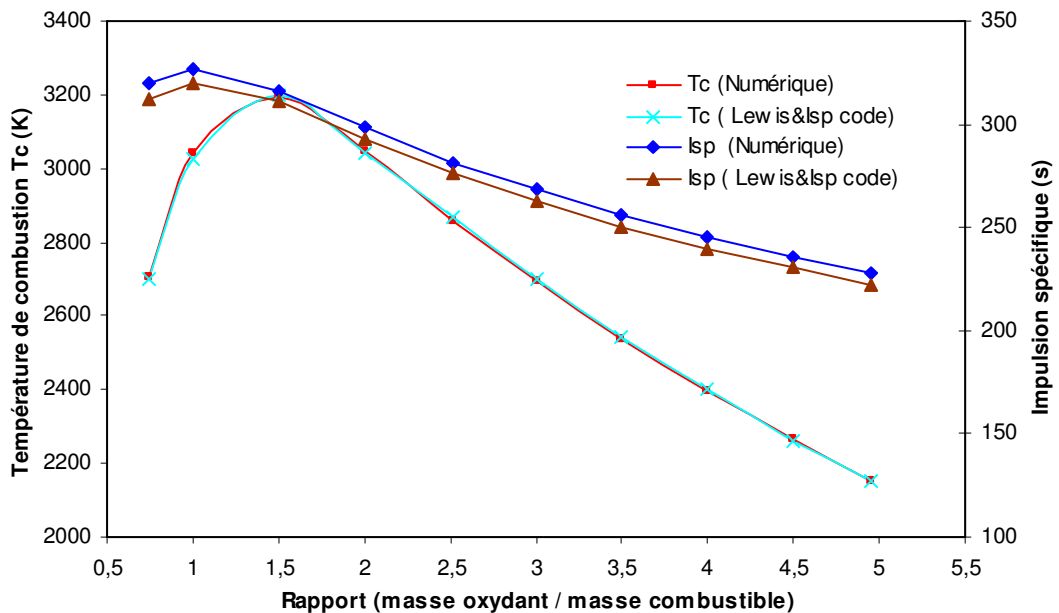


Figure 4.14 : L'évolution de la température de combustion et l'impulsion spécifique avec le rapport des masses de (N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> / N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>).

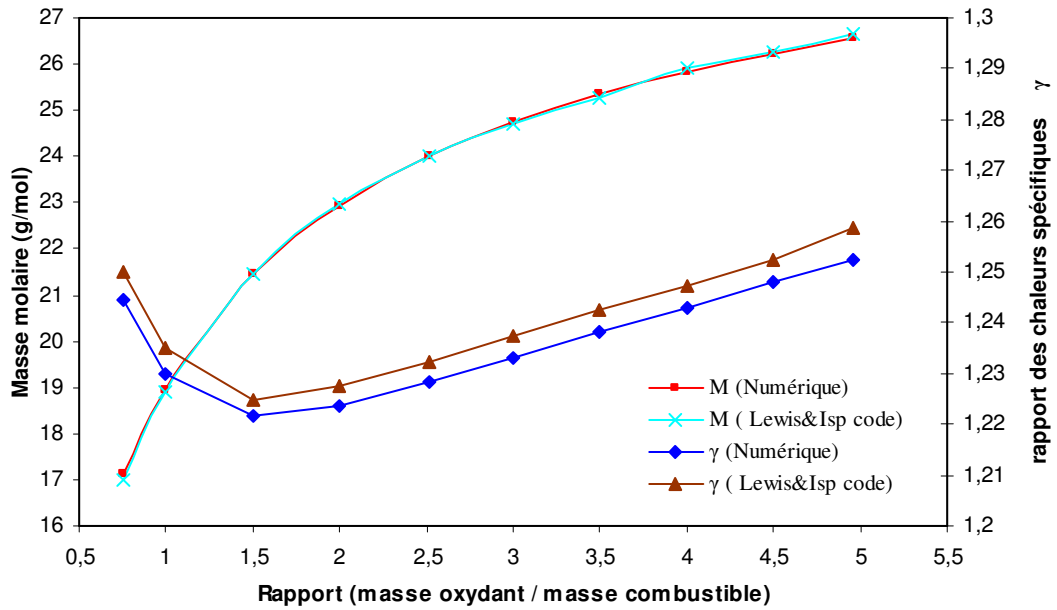


Figure 4.15 : L'évolution de la masse molaire et le rapport des chaleurs spécifiques avec le rapport des masses de  $(N_2H_4 / N_2O_4)$ .

#### Biergol (MMH / $N_2O_4$ )

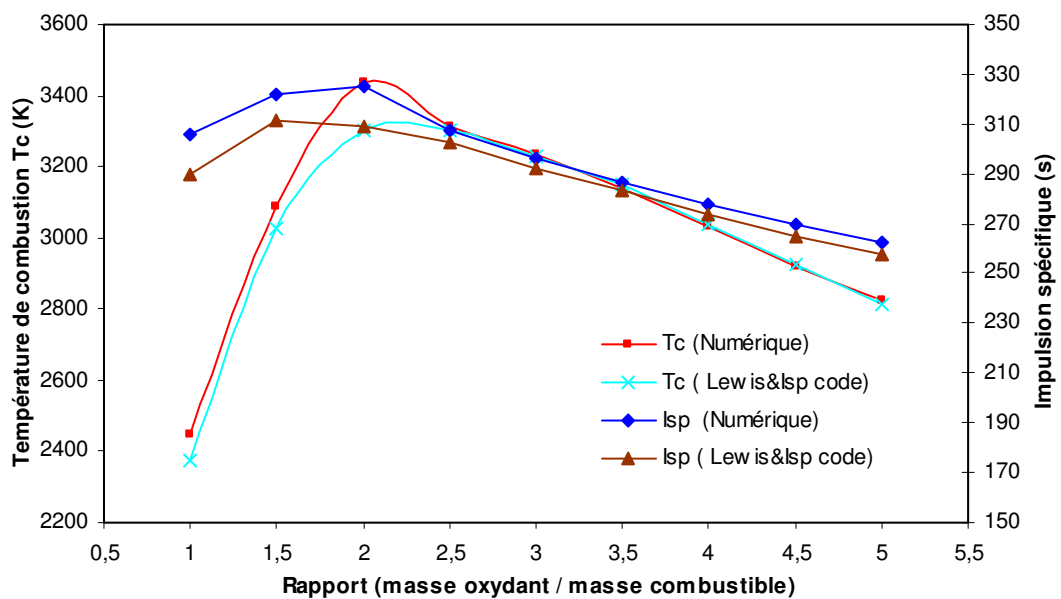


Figure 4.16 : L'évolution de la température de combustion et l'impulsion spécifique avec le rapport des masses de  $(MMH / N_2O_4)$ .

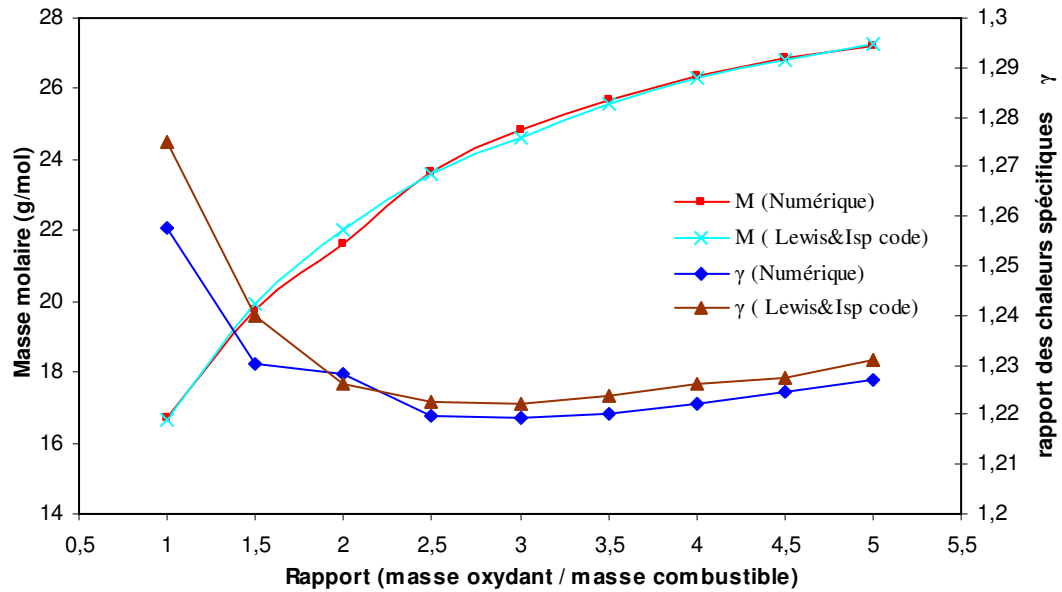


Figure 4.17 : L'évolution de la masse molaire et le rapport des chaleurs spécifiques avec le rapport des masses de (MMH / N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>).

#### Biergol (Kérosène / H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>)

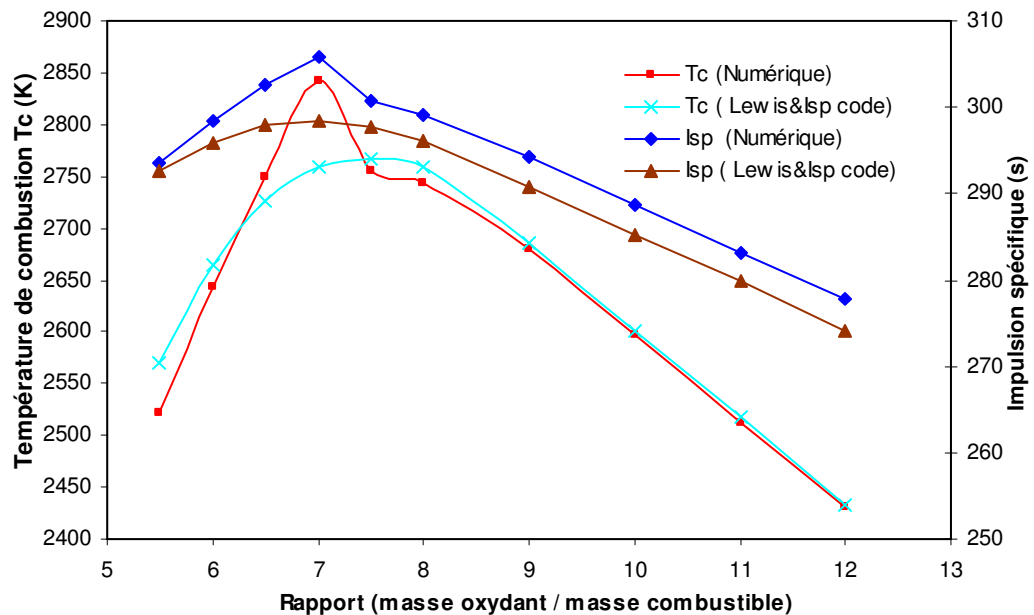


Figure 4.18 : L'évolution de la température de combustion et l'impulsion spécifique avec le rapport des masses de (Kérosène / H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>).

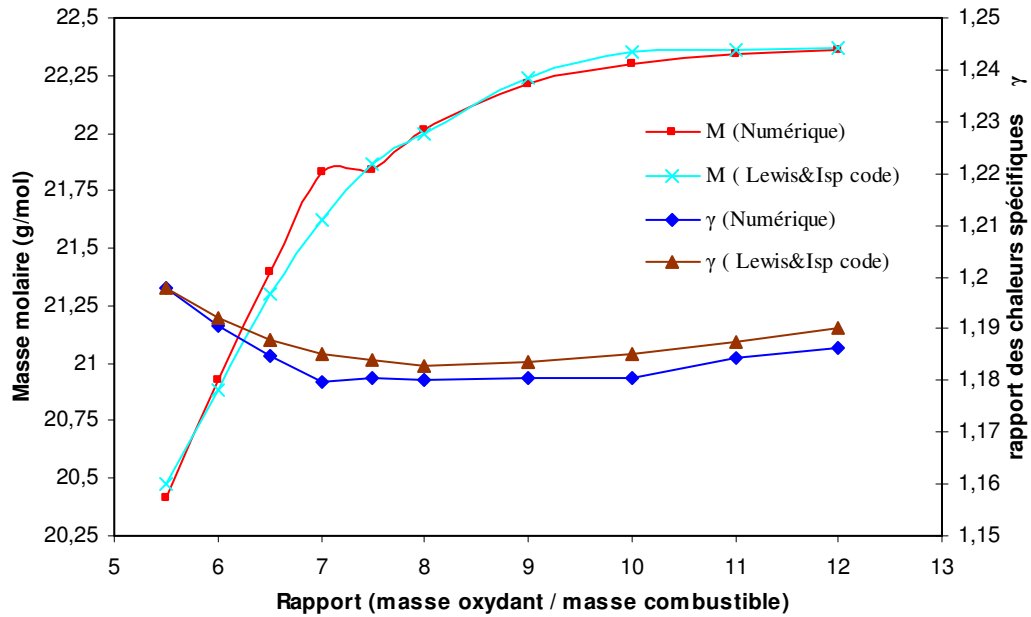


Figure 4.19 : L'évolution de la masse molaire et le rapport des chaleurs spécifiques avec le rapport des masses de (Kérosène /  $H_2O_2$ ).

#### 4.2.3. Propulsion électrique (Hydrogène ( $H_2$ ), Hélium (He), Nitrogène ( $N_2$ ))

Concernant la propulsion électrique, les figures (4.20, 4.21 et 4.22) représentent la variation de l'impulsion spécifique avec la chaleur consommée de  $H_2$ , He,  $N_2$ . Ces résultats sont comparés avec ceux obtenus par VADIM ZAKIROV [1] (Figure 4.23). Il est clair que pour augmenter l'impulsion spécifique d'un système de propulsion électrique, il faut donner à ce dernier une puissance électrique élevée, celle-ci fait augmenter l'enthalpie de l'ergol et par conséquent l'amélioration de ses performances.



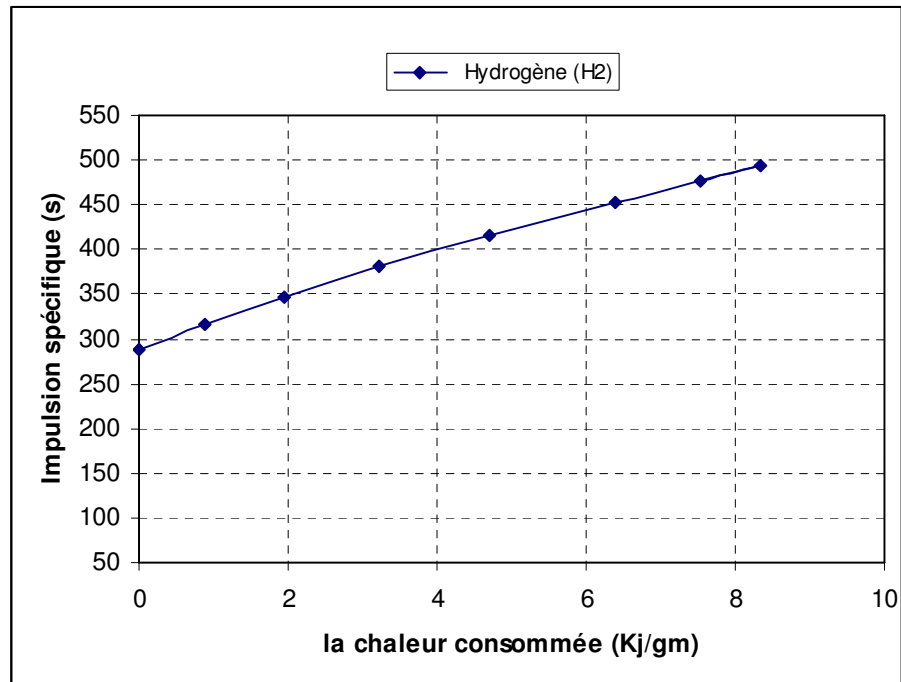


Figure 4.20 : L'évolution de l'impulsion spécifique avec la chaleur consommée pour H<sub>2</sub> ( résultats numérique)

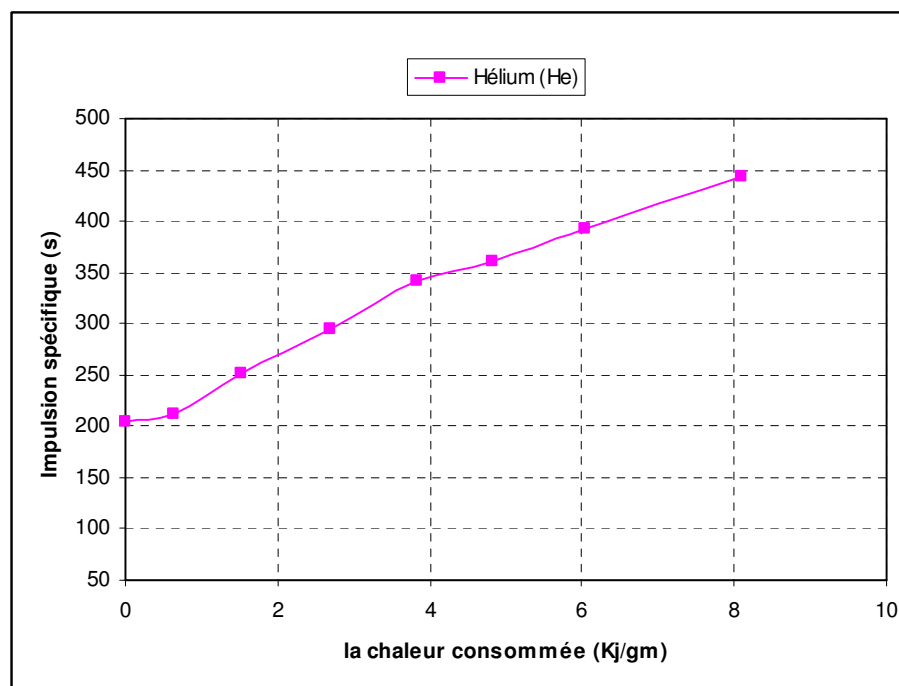


Figure 4.21 : L'évolution de l'impulsion spécifique avec la chaleur consommée pour He ( résultats numérique)

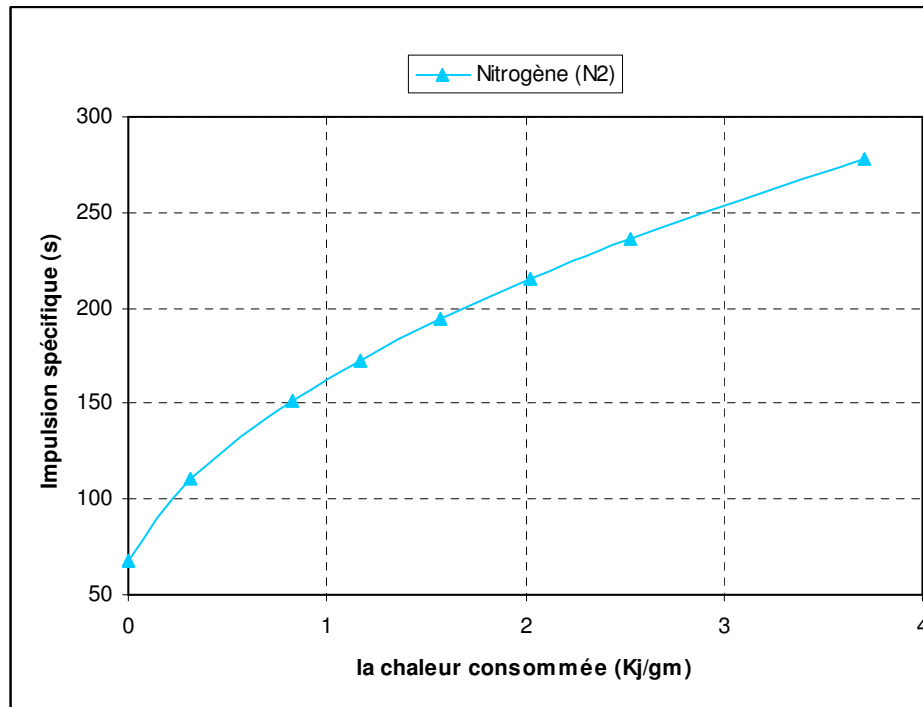


Figure 4.22 : L'évolution de l'impulsion spécifique avec la chaleur consommée pour  $N_2$  (résultats numérique)

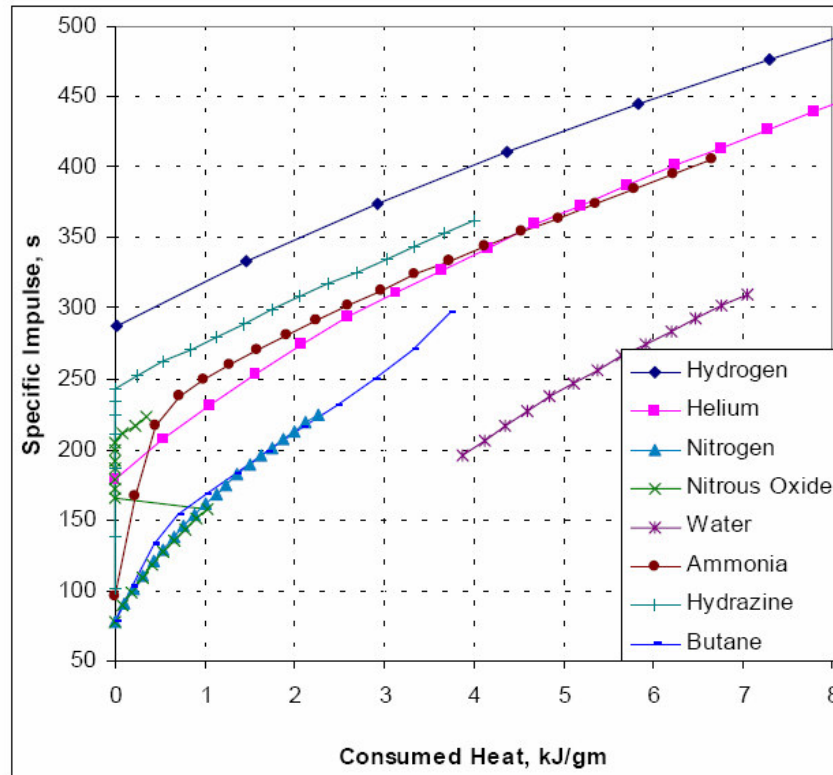


Figure 4.23 : L'évolution de l'impulsion spécifique avec la chaleur consommée (résultats obtenues par Vadim Zakirov)

### 4.3. Quelques technologies des propulseurs

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

##### Données géométriques :

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

##### Données thermodynamiques :

Fluide:	Hydrazine ( $N_2H_4$ )
Pression ambiante :	$P_a = 0.001$ bar
Pression totale :	$P_0 = 22.0$ bar
Température dans le réservoir :	$T_0 = 300$ K

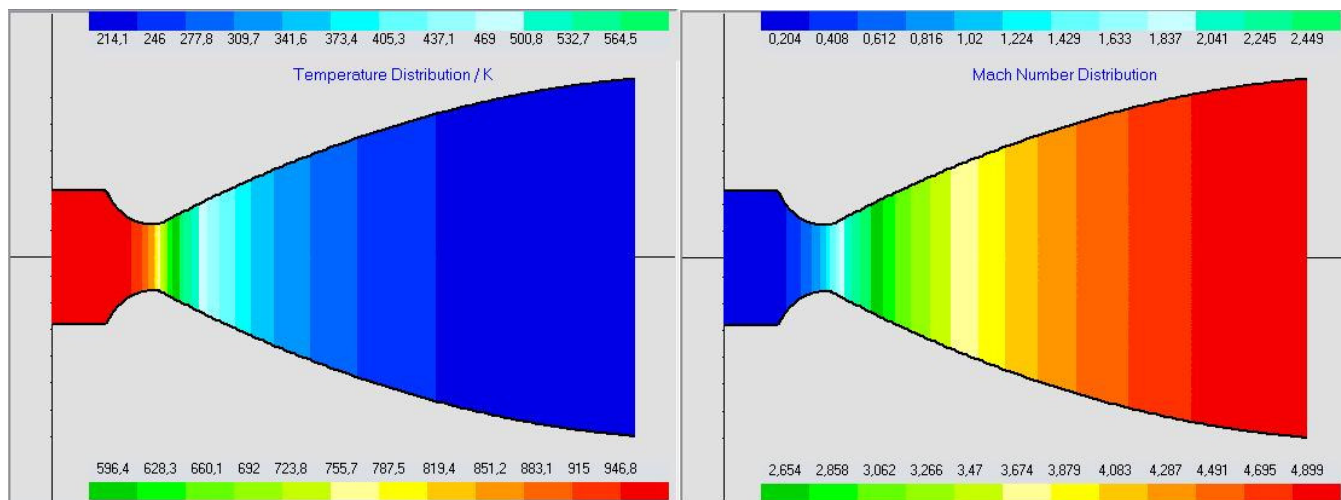


Figure 4.24 : La distribution de la température et le nombre de mach de monoergol d'hydrazine (455 Newton)

##### Les Caractéristiques

La poussée :	449.56	N
Impulsion Spécifique :	213.84	seconds
Vitesse Caractéristique ( $C^*$ ) :	1243	m/s
La température dans la chambre :	950.16	K
Débit massique :	208.12	g/s

Masse molaire :	11.178	g/mole
Composition :	4.65116	% NH <sub>3</sub>
	32.5581	% O <sub>2</sub>
	62.7907	% H <sub>2</sub>
Le rapport des chaleurs spécifiques ( $\gamma$ ) :	1.3508	

#### 4.3.2. Propulseur de SPACE SHUTTLE

Type :	chimique liquide (biergol)
Diamètre de la chambre de combustion (mm) :	254.00
Diamètre de col (mm) :	147.58
Rapport des sections de la tuyère :	55 : 1
Type de tuyère :	profilée

#### Données thermodynamiques :

Oxydant :	Tétra oxyde d'azote (N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> )
Combustible :	Mono méthyle d'hydrazine (MMH)
Rapport de mélange (oxydant/combustible) :	1.65
Pression ambiante :	Pa = 0.001 bar
Pression totale :	P <sub>0</sub> = 8.71 bar
Température dans le réservoir :	T <sub>0</sub> = 300 K

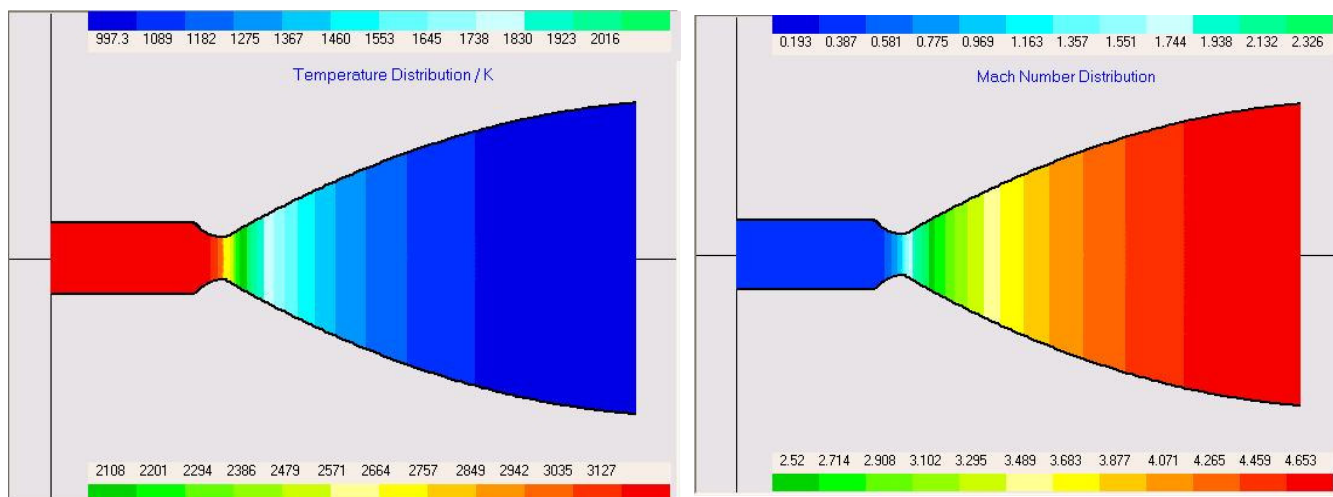


Figure 4.25 : La distribution de la température et le nombre de mach de propulseur de SPACE SHUTTLE

Les Caractéristiques

La poussée :	27845.1	N
Impulsion Spécifique :	329.84	seconds
Vitesse Caractéristique (C*) :	1730.8	m/s
La température dans la chambre :	3142.5	K
Débit massique :	8.608	Kg/s
Masse molaire :	20.379	g/mole
Composition:	20.77 %	H <sub>2</sub> O
	16.72 %	CO <sub>2</sub>
	30.55 %	N <sub>2</sub>
	1.15 %	OH
	26.80 %	H <sub>2</sub>
	4.01 %	H
	O <sub>2</sub> , NO, CO, O, N : négligeable	
Le rapport des chaleurs spécifiques ( $\gamma$ ) :	1.2284	

4.3.3. Lanceur Delta II ( boosters )

Type :	chimique liquide (biergol)
Diamètre de la chambre de combustion (mm) :	533.40
Diamètre de col (mm) :	411.48
Rapport des sections de la tuyère :	8 : 1
Type de tuyère :	profilée

Données thermodynamiques :

Oxydant :	Oxygène (O <sub>2</sub> )
Combustible :	Kérosène (RP-1)
Rapport de mélange (oxydant/combustible) :	2.35
Pression ambiante :	Pa = 0.001 bar
Pression totale :	P <sub>0</sub> = 39.71 bar
Température dans le réservoir :	T <sub>0</sub> = 300 K

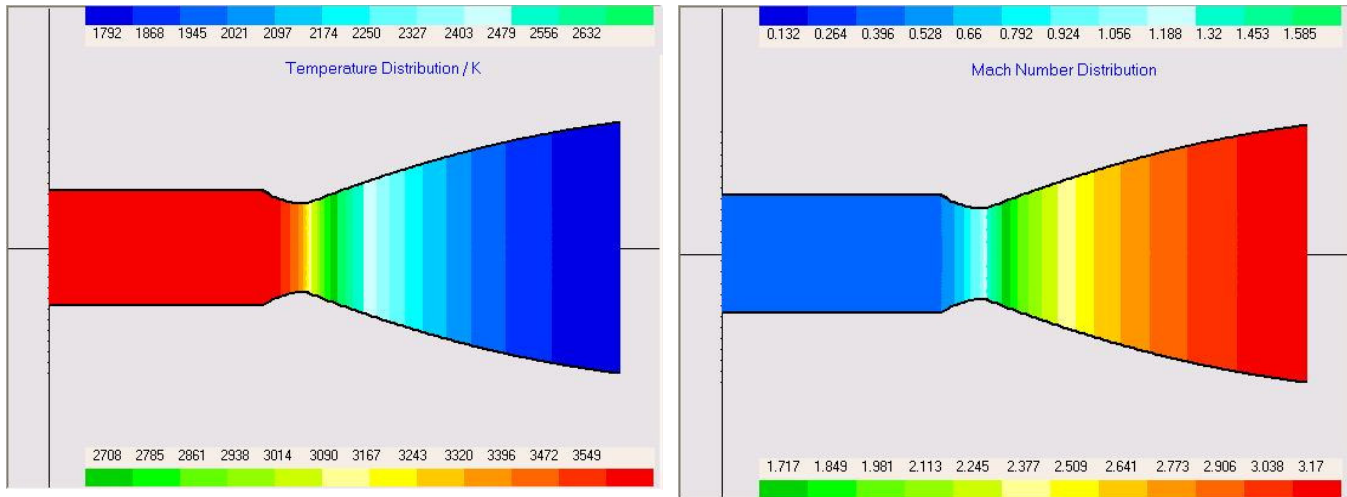


Figure 4.26 : La distribution de la température et le nombre de mach de l'étage du Lanceur Delta II

#### Les Caractéristiques

La poussée :	896297.5	N
Impulsion Spécifique :	307.49	seconds
Vitesse Caractéristique (C*) :	1776.6	m/s
La température dans la chambre :	3605.64	K
Débit massique :	297.2272	Kg/s
Masse molaire :	22.318	g/mole
Le rapport des chaleurs spécifiques ( $\gamma$ ) :	1.2191	
Composition:	31.89 %	H <sub>2</sub> O
	12.47 %	CO <sub>2</sub>
	4.79 %	OH
	1.21 %	H <sub>2</sub>
	3.48 %	H
	35.28 %	CO

#### 4.3.4. Le propulseur d'Alsats-1

##### Données géométriques :

Type : électrique

Diamètre de la chambre de combustion (mm) : 8.00

Diamètre de col (mm) :	0.42
Rapport des sections de la tuyère :	208 : 1
Type de tuyère :	profilée
<u>Données thermodynamiques :</u>	
Fluide:	Butane ( $C_4H_{10}$ )
Pression ambiante :	$P_a = 0.001$ bar
Pression totale :	$P_0 = 2.00$ bar
Température dans le réservoir :	$T_0 = 300$ K
Puissance électrique :	15.00 watts

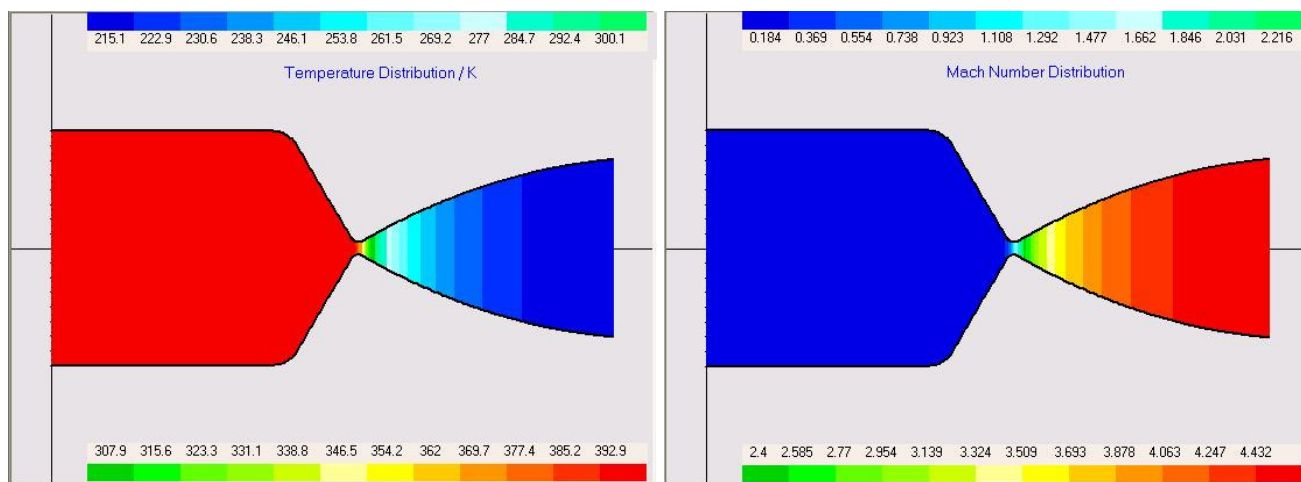


Figure 4.27 : La distribution de la température et le nombre de mach du propulseur d'Alsats-1

### Les Caractéristiques

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

#### 4.4. Conclusion

Dans ce chapitre, on a présenté les résultats de calcul obtenus par les programmes décrits dans le chapitre précédant, comparés avec ceux obtenus par d'autres codes de calcul. Pour les monoergols, les évolutions de l'impulsion spécifique, la température de décomposition, la masse molaire, la vitesse caractéristique et la composition du mélange des produits ont été tracées en fonction, du degré de décomposition de l'ammoniac pour le cas du  $N_2H_4$  monoergol, de la concentration du  $H_2O_2$  pour le monoergol du peroxyde d'hydrogène, ou du degré de décomposition de  $N_2O$  pour le monoergol du peroxyde d'azote.

Concernant les biergols, on a tracé les évolutions de l'impulsion spécifique, la température de combustion, la masse molaire, le rapport des chaleurs spécifiques en fonction du rapport (masse oxydant /masse combustible). Pour la propulsion électrique, on a tracé l'évolution de l'impulsion spécifique avec la chaleur consommée.

On constate que les méthodes numériques utilisées, la méthode de Dichotomie utilisée pour le calcul de la température de décomposition des monoergols, et la méthode de Lieberstein utilisée pour le calcul de la température de combustion des biergols donne des résultats avec une grande précision. On remarque aussi que les biergols sont plus performants que les monoergols. La propulsion électrique peut avoir une impulsion spécifique élevée mais ceci nécessite une puissance énorme (plusieurs kilowatts).



## CHAPITRE 5

### LA CONCEPTION DES PROPULSEURS POUR DES PETITS SATELLITES

#### 5.1. Introduction

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

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

#### 5.2. Le système de propulsion d'ALSAT-1

ALSAT-1 est le premier satellite algérien. Il a été lancé le 28 Novembre 2002 par le lanceur russe Cosmos 3-M, ce satellite de masse 100 kg, tourne dans une orbite circulaire de basse altitude de 700 Km. Pour garder le satellite dans la même orbite et pour corriger les erreurs d'injection de lanceur, un système propulsif a été utilisé.

Le système de propulsion d'ALSAT-1 est un système à gaz froid qui utilise le butane liquide comme ergol stocké dans deux réservoirs cylindriques à une pression de 4 bars avec 13% de gaz. Le volume de chaque réservoir est de 2.5 litres, et une masse de 2.3 kg d'ergol a été utilisée pour la mission [22].

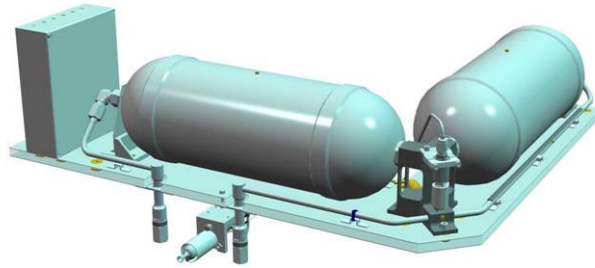


Figure 5.1 : Le système de propulsion d'Alsat-1

Le propulseur contient deux résistances de 15 watts en redondance pour assurer la vaporisation totale de l'ergol avant l'éjection à travers une tuyère convergente divergente. L'énergie électrique donnée au système améliore les performances du système afin de minimiser la consommation de l'ergol.

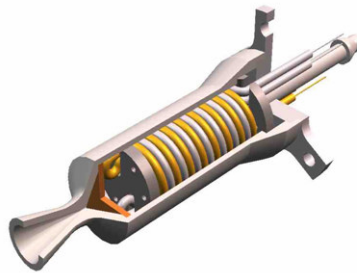


Figure 5.2 : Le Propulseur d'Alsat-1

Ce système délivre une force de poussée nominale de 50 mN et une impulsion spécifique d'ordre de 90 seconds.

### 5.3. La conception d'un propulseur pour les petits satellites

#### 5.3.1. Les exigences de la conception

Afin de faire le choix d'un système propulsif le plus approprié pour une mission satellitaire donnée, il est nécessaire de définir la mission et les exigences qui aident à la conception. Dans notre cas nous avons les données suivantes :

- La masse de satellite : 200 kg
- L'orbite : circulaire de 700 km
- Le volume :  $1.5 \times 1.5 \times 1.5$  m<sup>3</sup>

- La durée de vie : 5 ans
- DeltaV totale :  $\Delta V \sim 40$  m/sec
- L'utilisation :
  - maintien d'orbite
  - circularisation
  - correction de l'erreur d'inclinaison
- La puissance maximale disponible pour le système de propulsion :  $\sim 20$  watts
- La température opérationnelle du système :  $-10^{\circ}\text{C} < T < 40^{\circ}\text{C}$

### 5.3.2. Les décisions de la conception

#### 5.3.2.1. La sélection de l'ergol

Dans cette phase de conception nous allons choisir le système et le propergol le plus approprié en terme de performance et de coût, et ceci en utilisant les exigences citées antérieurement. Dans ce cadre, une étude sur la plupart des propergols les plus utilisés dans le domaine spatial a été effectuée. Comme le propulseur en question a pour but les corrections d'orbite et les manœuvres, le tableau 2.4 de deuxième chapitre montre qu'on peut écarter la propulsion solide de notre présélection.

Les tableaux 5.1 et 5.2 indiquent les propriétés [4], les performances, la masse et le volume des ergols nécessaires pour la mission à une Delta V = 40 m/sec et à une masse de satellite de 200 kilogrammes. La masse de l'ergol est obtenue en utilisant l'équation 2.18, le volume est déterminé à partir de la densité.

Tableau 5.1 (a) : Les propriétés et les performances des systèmes propulsifs électriques

	Butane liquide	CO <sub>2</sub> gaz	N <sub>2</sub> O gaz	Ammoniac liquide	N <sub>2</sub> @200bar	Xe @58bar
Isp / sec	70	68	68	105	78	30
Densité Kg / litre	0.53	0.76	0.74	0.55	0.22	1.10
<b>La masse (kg)</b>	<b>11.32</b>	<b>11.64</b>	<b>11.64</b>	<b>7.62</b>	<b>10.19</b>	<b>25.42</b>
Pourcentage de gaz (%)	13.00%	10.00%	10.00%	15.00%	0.00%	0.00%
<b>Volume de réservoir (litres)</b>	<b>24.14</b>	<b>16.85</b>	<b>17.3</b>	<b>15.93</b>	<b>46.3</b>	<b>23.11</b>

Tableau 5.1 (b): Les propriétés et les performances des systèmes propulsifs électriques

	Propane liquide	H <sub>2</sub> 200bar	Ethane	Hélium ( He )	méthane	O <sub>2</sub> @200bar
Isp / sec	79	280	86	180	110	74
Densité Kg / litre	0.43	0.15	0.4	0.03	0.15	0.27
<b>La masse (kg)</b>	<b>10.06</b>	<b>2.90</b>	<b>9.26</b>	<b>4.48</b>	<b>7.28</b>	<b>10.72</b>
Pourcentage de gaz (%)	17.70%	0.00%	0.00%	0.00%	0.00%	0.00%
<b>Volume de réservoir (litres)</b>	<b>27.55</b>	<b>19.28</b>	<b>23.16</b>	<b>149.36</b>	<b>48.53</b>	<b>39.72</b>

Tableau 5.2 : Les propriétés et les performances des systèmes propulsifs chimique liquide

	Hydrazine monoergol	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> monoergol	N <sub>2</sub> O monoergol	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> / MMH Biergol	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> / kérosène Biergol
Isp / sec	200	140	150	300	270
Densité Kg/litre	1.01	1.35	0.74	1.2	1.3
<b>La masse (kg )</b>	<b>4.04</b>	<b>5.74</b>	<b>5.36</b>	<b>2.70</b>	<b>3.00</b>
stœchiométrie	-	-	-	2.16	7.3
Pourcentage de gaz (%)	25.00%	25.00%	10.00%	50.00%	50.00%
<b>Volume de réservoir (litres)</b>	<b>5.00</b>	<b>5.32</b>	<b>7.98</b>	<b>3.38</b>	<b>3.46</b>

Avec :

MMH : mono méthyle d'hydrazine (CH<sub>3</sub>-NH-NH<sub>2</sub>),

N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> : Le tétra oxyde d'azote,

N<sub>2</sub>O : peroxyde d'azote,

H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> : peroxyde d'hydrogène.

Les tableaux 5.1 (a, b) montrent que les systèmes à gaz froid ou à gaz liquéfié avec faible puissance électrique demande une grande consommation avec des réservoirs volumineux. Le tableau 5.2 montre que les biergols MMH/N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> et Kérosène /H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> représentent des choix optimaux où la consommation et le volume sont les plus faibles. Cette option est exclue dans notre sélection pour des raisons de complexité et de coût qui est quatre fois supérieur au coût des monoergols.

Le monoergol de peroxyde d'azote N<sub>2</sub>O occupe un volume élevé comparativement aux autres monoergols. En plus il est stocké à une pression élevée (60 bar @ 25 °C) ce qui augmente le risque d'échec. L'hydrazine est une substance très toxique et inflammable et cela aurait des implications sur la sécurité. Aussi, c'est un système cher par rapport au monoergol H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>. La température de fusion de l'hydrazine (1.54 °C à la pression atmosphérique) peut provoquer un problème thermique. D'autre part,

l'hydrazine est considérée comme un liquide potentiel le plus utilisé dans le domaine spatial (pour les deux modes monoergol et biergol) en particulier pour les satellites géostationnaires pour leur mise à poste et leur contrôle d'attitude.

Donc,  $H_2O_2$  monergol représente le meilleur choix, car la consommation est acceptable de l'ordre de 5.74 kg (moins de 3% de la masse de satellite). Le peroxyde d'hydrogène  $H_2O_2$  est appelé aussi «green propellant» ou carburant vert car il est moins dangereux, moins toxique et moins polluant, c'est pour cela qu'il est amené à remplacer les propergols des systèmes chimiques actuels. Le désavantage du peroxyde d'hydrogène est la décomposition avec le temps, mais ceci reste à effet négligeable sur les performances de système pour une durée de vie de 5 ans.

#### 5.3.2.2. Le Peroxyde d'Hydrogène $H_2O_2$

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

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

peroxyde d'hydrogène à des concentrations élevées a été utilisé dans la propulsion spatiale, comme un oxydant des systèmes biergols et comme un mono ergol [3].

Le peroxyde d'hydrogène est caractérisé par son instabilité pendant le stockage car il se décompose avec le temps, où les sources contemporaines citent la décomposition du stockage à plus de 1% par ans. Le peroxyde d'hydrogène a été utilisé dans les missions spatiales suivantes :

- Le vaisseau spatial Mercury
- Lanceur Scout
- Le petit véhicule sub-orbitale Joe II
- Burner II
- Le satellite SATAR
- Le satellite ASSET
- Le simulateur de l'atterrissage lunaire
- Le vaisseau spatial SYNCOM
- Le vaisseau spatial COMSAT
- Le vaisseau spatial HS-303 A ‘Blue Bird ’
- Le vaisseau spatial ATS
- Lanceur Black Arrow
- La roquette X-15

Le peroxyde d'hydrogène est appelé aussi HTP ‘High Test Peroxyde’. Le tableau 5.3 présente quelques caractéristiques importantes [3].

Tableau 5.3 : Les caractéristiques du peroxyde d'hydrogène (HTP)

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

En dépit de ses propriétés chimiques excellentes, les principaux inconvénients du peroxyde sont liés à sa stabilité.  $\text{H}_2\text{O}_2$  se décompose par une réaction exothermique et donne  $\text{H}_2\text{O}$  (vapeur d'eau) et  $\text{O}_2$ , et ceci en présence d'un catalyseur approprié ou avec le chauffage par une résistance électrique. Pratiquement, toutes les substances organiques sont des catalyseurs, donc toute contamination dans un réservoir de stockage peut amorcer la décomposition. Pratiquement, le  $\text{H}_2\text{O}_2$  est injecté à travers le catalyseur, une petite chambre de décomposition est utilisée qui contient le catalyseur, il peut supporter la pression et la température de la décomposition. Dans la chambre de décomposition, le  $\text{H}_2\text{O}_2$  se décompose chimiquement en un mélange d'un gaz chaud ( $> 600\text{ }^\circ\text{C}$ ). Dans quelques cas, les produits de la décomposition sont combinés avec des combustibles liquides ou solides pour provoquer une réaction chimique.

Les produits de la décomposition peuvent aussi être étendus à travers une tuyère convergente divergente, ce qui construit un petit propulseur monoergol avec une impulsion spécifique ( $I_{sp}$ ) de 170 secondes approximativement. Donc, l'utilisation du  $\text{H}_2\text{O}_2$  donne un avantage additionnel pour les applications dans un satellite ou un vaisseau spatial, et il peut être utilisé aussi pour le contrôle d'attitude et les corrections orbitales.

Dans les années 1950 et le début des années 1960, un travail énorme a été fait sur le  $\text{H}_2\text{O}_2$  au Royaume-Uni. La majorité de ce travail était pour les applications militaires, cependant, le  $\text{H}_2\text{O}_2$  était utilisé aussi dans le lanceur anglais Black Arrow. A la fin des années 1960, le travail sur HTP est arrêté dû au succès de la combinaison d'hydrazine  $\text{N}_2\text{H}_4$  avec l'oxydant qui s'appelle (le tétra oxyde de l'azote  $\text{N}_2\text{O}_4$ ). Jusqu'à aujourd'hui, le tétra oxyde de l'azote reste l'oxydant le plus populaire pour les applications spatiales. Cependant, dans les dernières années,  $\text{H}_2\text{O}_2$  est pris en considération comme un oxydant important.

### 5.3.2.3. Le choix du catalyseur

En chimie, un catalyseur est une substance qui augmente la vitesse de réaction; il participe à la réaction mais il fait partie ni des produits, ni des réactifs. Les catalyseurs sont nombreux dans la nature, et ils sont largement utilisés dans l'industrie et les laboratoires [1].



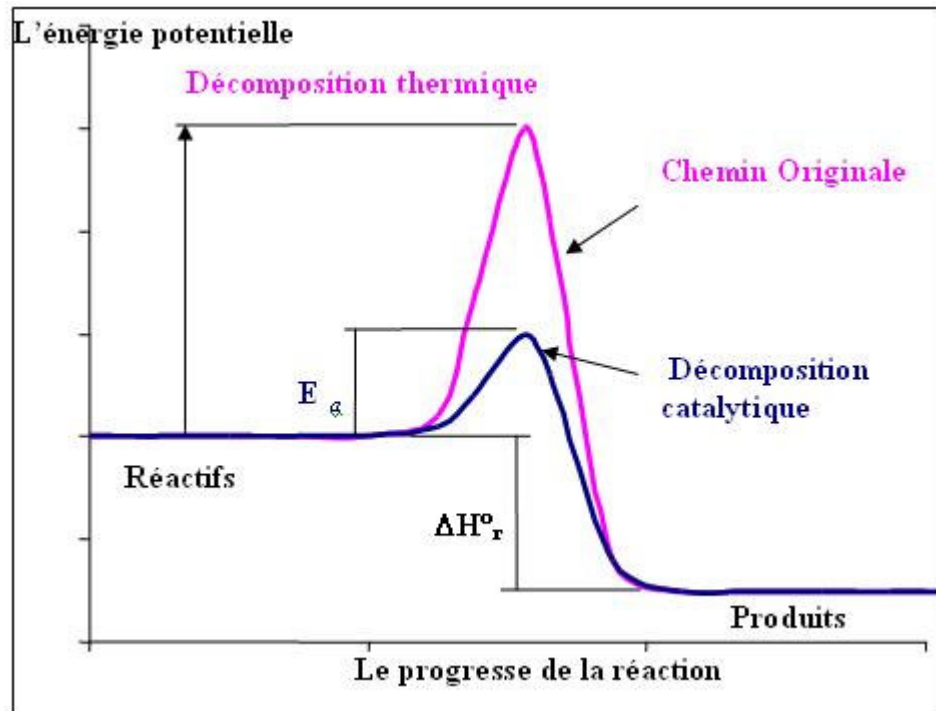


Figure 5.3 : La décomposition catalytique et thermique

Le catalyseur augmente la vitesse de réaction en introduisant de nouveaux chemins de réaction (mécanisme), et en abaissant l'énergie libre de Gibbs d'activation. Il est important de noter que le catalyseur ne modifie pas l'énergie libre de Gibbs total de la réaction qui est une fonction d'état du système et n'a donc aucun effet sur la constante d'équilibre. La figure 5.3 présente l'avantage de la décomposition catalytique par rapport à la décomposition thermique. C'est clair que dans le cas de la décomposition catalytique moins de chaleur est nécessaire pour la décomposition d'un fluide. En plus d'augmenter la vitesse de réaction, le choix d'un catalyseur peut reposer sur d'autres choix :

- La sélectivité : Un catalyseur sélectif va favoriser la production du produit désiré par rapport aux produits secondaires. Par exemple, quand on utilise l'argent métallique pour catalyser la réaction de formation de l'oxyde d'éthylène, à partir d'oxygène et d'éthylène, cette réaction est accompagnée par la formation plus favorable thermodynamiquement de  $\text{CO}_2$  et  $\text{H}_2\text{O}$ . C'est pour cette raison qu'il est important de trouver un catalyseur favorisant le produit désiré.
- La durée de vie : une faible quantité de catalyseur doit pouvoir survivre à plusieurs cycles de réaction.

Le peroxyde d'hydrogène est décomposé par plusieurs substances [12,23]. Le catalyseur de l'argent pur est considéré parmi les meilleurs catalyseurs utilisés pour la décomposition de peroxyde d'hydrogène, car il donne une température plus de 600°C. La figure 5.4 présente des résultats expérimentaux et théoriques de la décomposition de H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> (85%) avec un catalyseur en argent pur (Ag) [3].

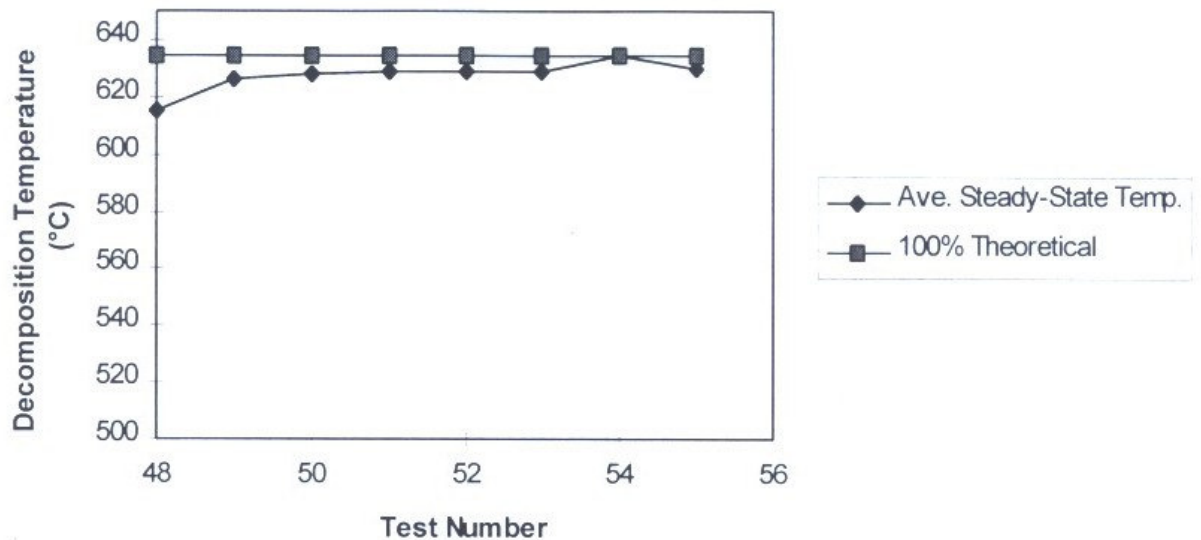


Figure 5.4 : La température de décomposition de H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> (85%) avec un catalyseur en argent.

#### 5.3.2.4. La pression opérationnelle

Dans la sélection de la pression opérationnelle d'un système de propulsion monoergol, il y a une relation entre la pression du monoergol et la température de la décomposition puis les performances du système. L'augmentation de la pression induit une amélioration sur les performances, mais cette amélioration est très faible. Cependant, plus la pression est élevée, plus la chambre de combustion et les réservoirs de H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> doivent être massifs. Autrement dit, à des faibles pressions, le peroxyde d'hydrogène ne se décompose plus. Généralement, les systèmes de propulsion monoergol sont utilisés dans une marge de pression entre 5.5 et 22 bar, et ceci pour des raisons de simplicité, sécurité et de bon fonctionnement. Pour faire la conception, une pression moyenne de 11bar a été choisie.

#### 5.3.2.5. La force de poussée

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

Souvent, les systèmes de propulsion monoergols qui ont été utilisés pour la correction orbitale, ont été conçus avec une force de poussée d'un newton. Le choix d'une poussée faible permet de minimiser les dimensions de la chambre de décomposition catalytique et par suite les pertes d'énergie à travers ces parois. Pour cela, une poussée nominale de 1N a été choisie à une pression de 11bar. Au début de la mission, la pression du carburant est de 22 bar, et elle diminue jusqu'à 5.5 bar à la fin de vie du satellite, ce qui conduit d'une variation de la poussée de 2 N à 0.5 N environ.

### 5.3.3. Etude thermochimique de la décomposition de H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>

#### 5.3.3.1. Généralités

La décomposition du peroxyde d'hydrogène peut être représentée chimiquement par :



Cette réaction est exothermique et le processus est irréversible. Considérons les deux phases liquide et gazeuse, il y'a en tous 5 types des réactions de décomposition possible :

- Réaction homogène de la phase liquide entre le peroxyde d'hydrogène et les composants de l'oxydant.
- Réaction hétérogène de la phase liquide avec les surfaces qui contiennent le catalyseur et/ou les particules stoppées.
- Réaction hétérogène d'un film de peroxyde d'hydrogène condensé sur les surfaces de contacts avec la phase gazeuse.
- Réaction hétérogène de la phase gazeuse sur les surfaces sèches.
- La décomposition homogène de la phase gazeuse.

Les réactions 2, 3 et 4 sont les plus importantes. Le tableau 5.4 présente quelques paramètres, comme la vitesse caractéristique C\*, le rapport des chaleurs spécifiques  $\gamma$  et la température de la décomposition pour :

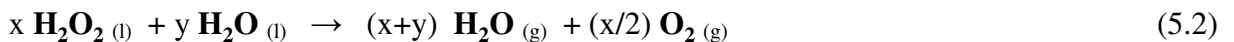
- 85% HTP ( 0.85 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> / 0.15 H<sub>2</sub>O)
- La pression dans la chambre de combustion : 17.2 bar (250psi)

Tableau 5.4 : Les performances de la décomposition théorique de 85% HTP à 17.2 bar

Les paramètres	La valeur
C* (m/sec)	885
Température (K)	907.4
Masse molaire (kg/kmole)	21.829
Moles de gaz / 100 gm	4.581
Rapport des chaleurs spécifiques $\gamma$	1.275
Chaleur spécifique (cal )	42.204
Enthalpie (cal )	233.325
Entropie ( cal )	-169.018
Densité (gm / cc)	0.004987

### 5.3.3.2. Etude thermochimique

Le peroxyde d'hydrogène se trouve généralement avec un pourcentage de l'eau. Généralement les concentrations en masse de  $\text{H}_2\text{O}_2$  sont entre 70% et 98%. Comme la décomposition catalytique du peroxyde d'hydrogène donne l'oxygène et le  $\text{H}_2\text{O}$ , l'équation chimique de la décomposition peut être écrite sous la forme :



Avec x et y les nombres de mole de  $\text{H}_2\text{O}_2$  et  $\text{H}_2\text{O}$  respectivement.

Soit c la concentration en (%) du peroxyde d'hydrogène, on peut écrire :

$$x = c/34 \quad \text{et} \quad y = (100-c)/18$$

### Calcul de l'enthalpie des réactifs

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

$$H_r = x \cdot H^\circ_{(\text{H}_2\text{O}_2)} + y \cdot H^\circ_{(\text{H}_2\text{O})} \quad (5.3)$$

Avec :

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

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

### Calcul de l'enthalpie des produits

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

$$H_p = (x + y) \cdot \int_{298}^{T_d} C_{p1}(T) \cdot dT + \frac{x}{2} \cdot \int_{298}^{T_d} C_{p2}(T) \cdot dT \quad (5.4)$$

Avec :

$T_d$  : La température de décomposition ( K ),

$C_{p1}(T)$  : La chaleur spécifique à une pression constante de  $H_2O$  (J/ mole. K),

$C_{p2}(T)$  : La chaleur spécifique à une pression constante de  $O_2$  (J/ mole. K).

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

Pour  $H_2O_2$  89% :

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

### 5.3.4. La conception des parties du propulseur

#### 5.3.4.1. La chambre de décomposition catalytique

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

- La stabilité de la pression (ou de la poussée) et l'absence des oscillations,

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

La figure 5.5 représente un écoulement à travers un catalyseur de section droite (A) [20].

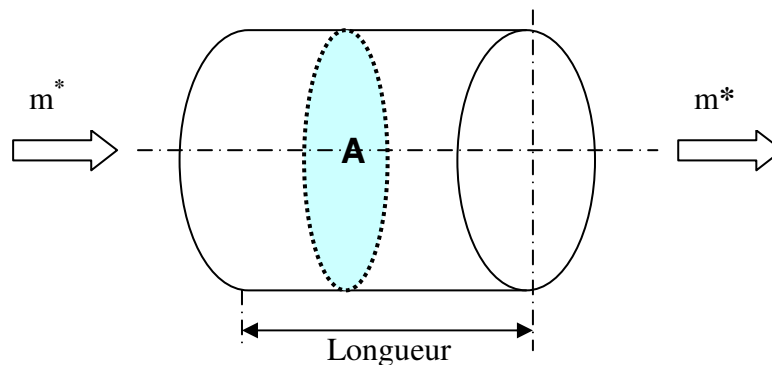


Figure 5.5 : La géométrie du lit catalytique

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

$$LF = \frac{m^*}{A} \quad (5.5)$$

Avec :

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

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

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

Pour le  $H_2O_2$ , le facteur de charge est entre 60 et 235  $kg/s/m^2$ . La température de décomposition élevée correspond à des valeurs du facteur de charge élevées. L'utilité de ce paramètre a pour but de déterminer la géométrie du catalyseur. Le tableau 5.5 donne quelques résultats expérimentaux de la décomposition de  $H_2O_2$  avec un catalyseur composé de plusieurs disques d'argent Ag [21].

Tableau 5.5 : Les données expérimentales de la décomposition de  $H_2O_2$  avec un catalyseur d'argent (Ag).

Longueur (mm)	Nombre des disques de Ag	Pression Bar	Température (C)	Temps Second	Débit massique (g/sec)	LF Kg/ s /m2
10	50	8.5	536	3.7	4.4	34.73
10	50	23.8	587	4.0	9.8	77.36
20	100	3.1	478	14.6	1.3	10.26
20	100	8.9	562	4.7	3.1	24.47
20	100	20.5	579	3.1	5.1	40.26
20	100	25.9	613	1.9	8.4	66.31
10	60	4.38	511	9.5	1.4	11.05
10	60	5.487	578	4.7	2.2	17.37
10	60	10.1	615	2.5	4.0	31.58
10	60	14.17	622	2.0	6.0	47.37
<b>10</b>	<b>60</b>	<b>21.8</b>	<b>628</b>	<b>1.2</b>	<b>10.0</b>	<b>78.94</b>

A partir de ces résultats, c'est clair que 10mm de longueur du catalyseur est suffisante pour la décomposition complète du  $H_2O_2$  avec 60 disques d'argent. Dans ce cas, le temps pour atteindre le régime permanent est réduit (1.2 seconds). L'amélioration des performances de l'enveloppe du catalyseur est obtenue par minimisation des pertes de chaleur par radiation à travers sa surface, donc il est avantageux d'utiliser une enveloppe avec des petites surfaces (réduire le diamètre et la longueur de l'enveloppe). Ainsi, le catalyseur qui a été testé à un débit massique de 10 g / s, et une surface de 127 mm<sup>2</sup>, le facteur de charge de bon fonctionnement du catalyseur est de 78.94 kg/ s /m<sup>2</sup>.

Théoriquement, on peut soutenir cette géométrie pour d'autres configurations d'écoulement. Le propulseur d'un newton de poussée nécessite un débit massique de 0.68 g / s, si on considère une impulsion spécifique de 150 seconds. De fait, pour garder le même facteur de charge que pour celui de l'écoulement de 10 m/s, l'enveloppe du catalyseur doit être de 8.636 mm<sup>2</sup> de surface, ce qui amène à un diamètre d'enveloppe de 3.3 mm. La construction d'un catalyseur de 3.3 mm est très difficile, pour cela un diamètre

de 10 mm a été choisi, car il représente le diamètre minimum d'un catalyseur d'argent pur qu'on peut construire sans dégradation.

#### 5.3.4.2. La tuyère

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

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

Pour assurer un bon dimensionnement de la tuyère, des résultats de la variation de la poussée, de l'impulsion spécifique et du diamètre de sortie de la tuyère en fonction du rapport des sections ( $A_s/A_c$ ) ont été calculés et représentés sous une pression de 11 bar et des températures de décomposition de 550, 600, 650 et 700 °C (voir les figures 5.6, 5.7 et 5.8).

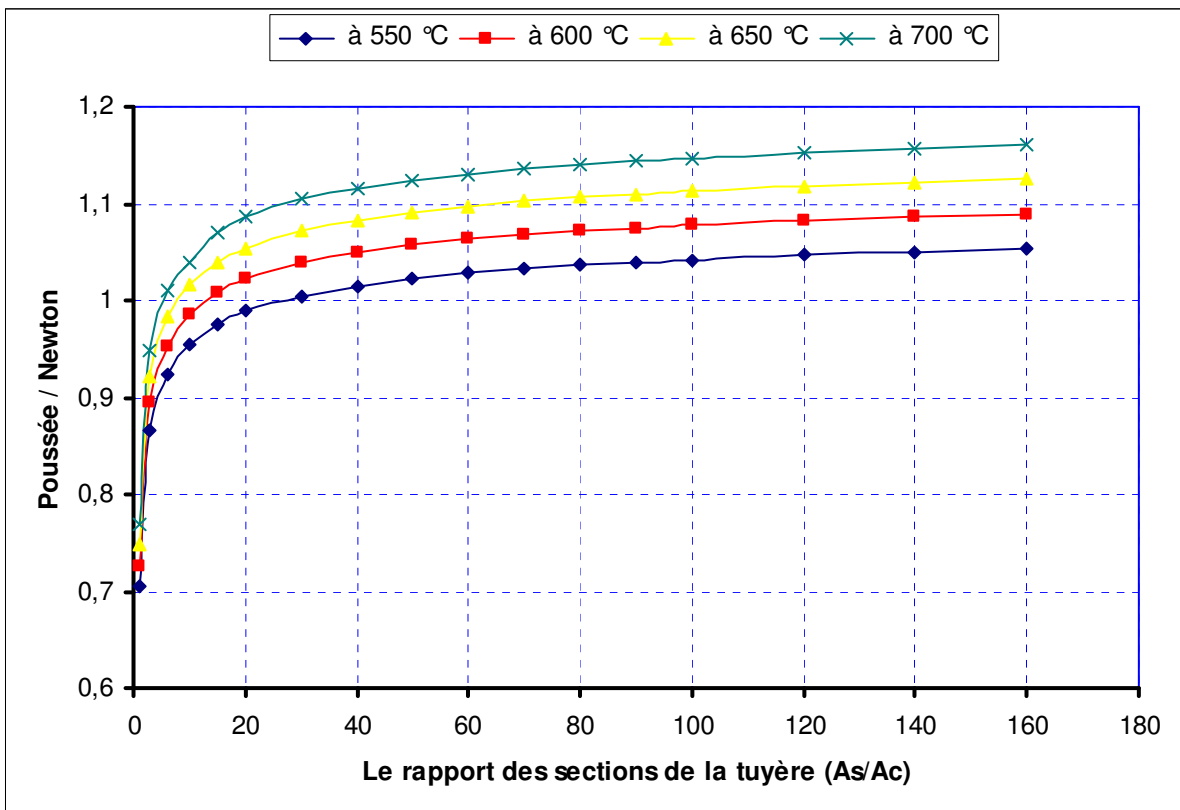


Figure 5.6 : La variation de la poussée avec le rapport ( $A_s/A_c$ )



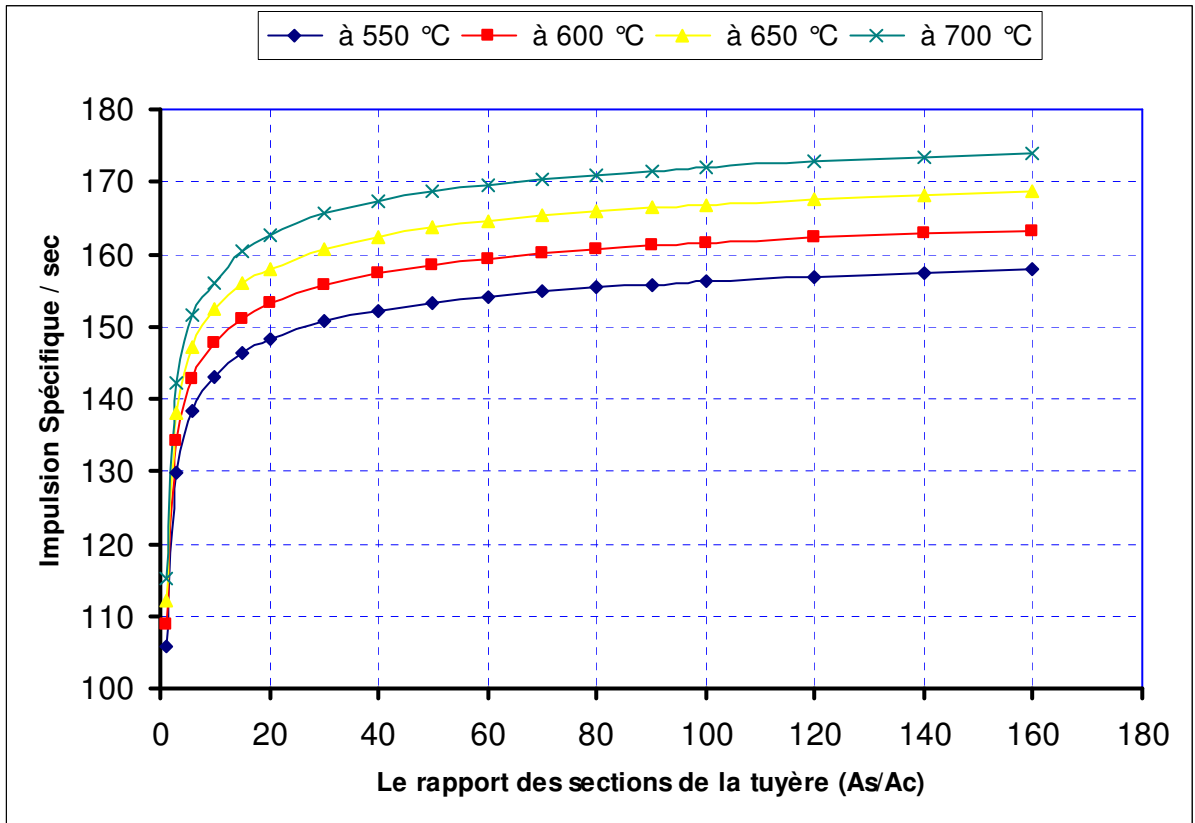


Figure 5.7 : La variation de l'impulsion spécifique avec le rapport (As/Ac)

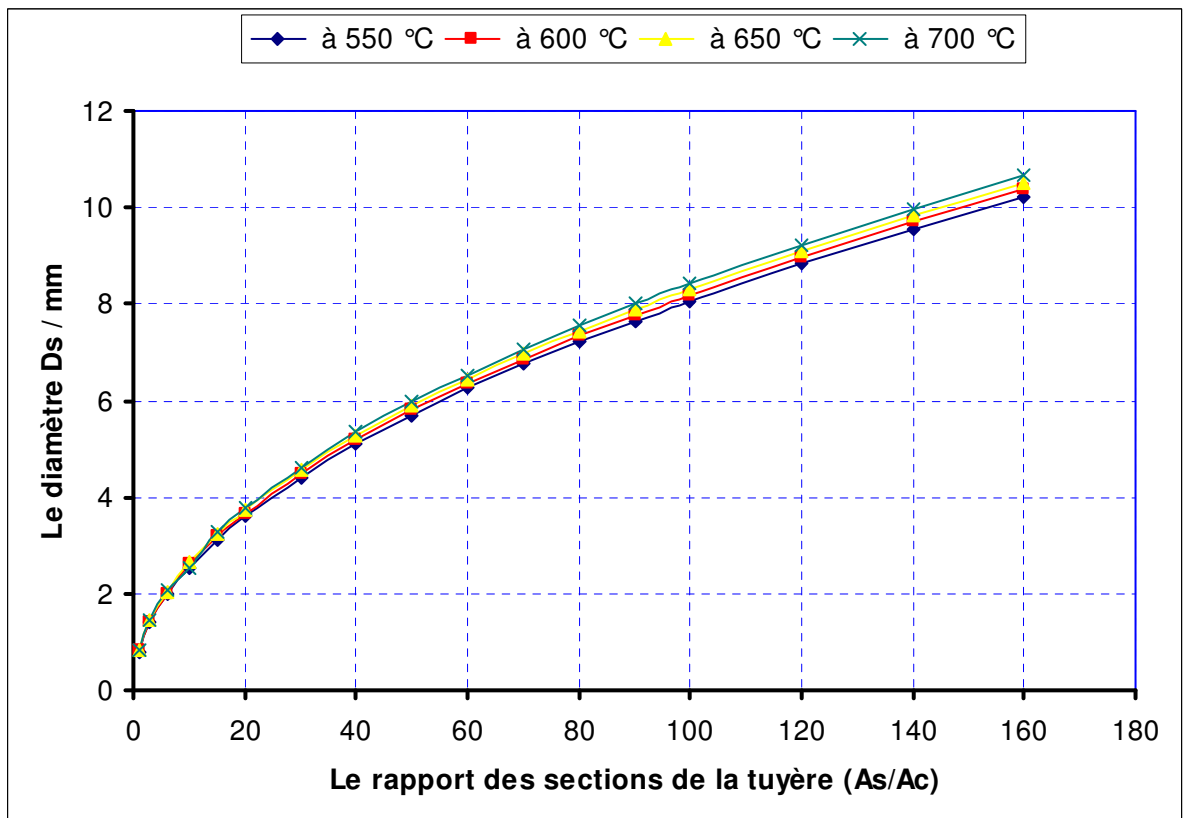


Figure 5.8 : La variation de diamètre de sortie de la tuyère avec le rapport (As/Ac)

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

Tuyère type : profilée

Le diamètre de col : 0.8 mm

Le diamètre à la sortie : 8 mm

Le rapport ( $A_s/A_c$ ) : 100 : 1

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

#### Données thermodynamiques :

Fluide: Peroxyde d'hydrogène ( $H_2O_2$ )

Pression ambiante :  $P_a = 0.001$  bar

Pression totale :  $P_0 = 11.0$  bar

Température dans le réservoir :  $T_0 = 300$  K

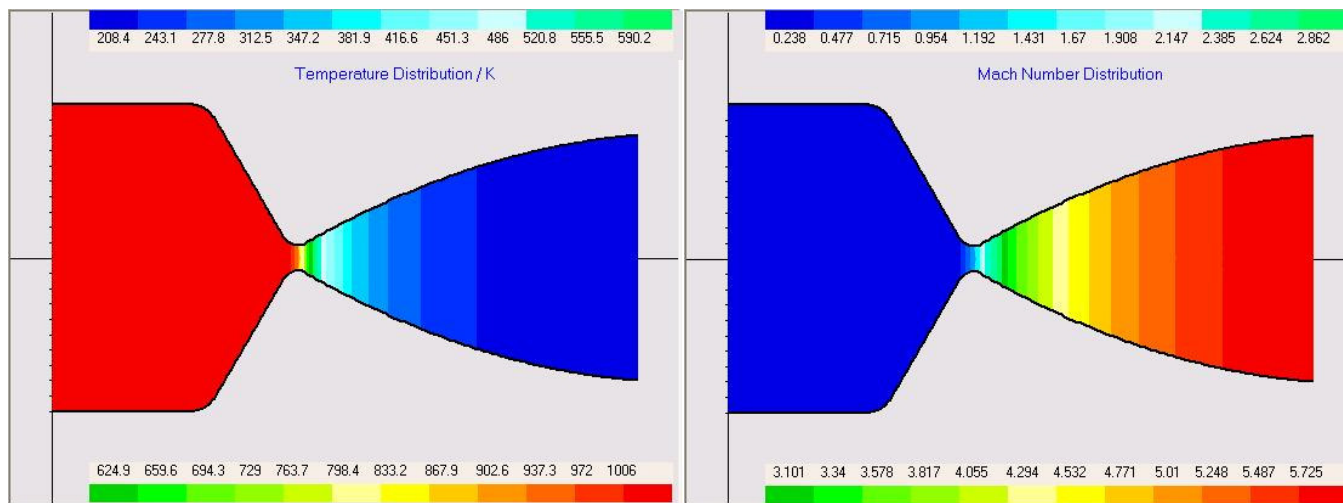


Figure 5.9 : La distribution de la température et le nombre de mach d'un newton  $H_2O_2$  monoergol

#### Les Caractéristiques

La poussée :	1.0125	N
Impulsion Spécifique :	172.743	seconds
Vitesse Caractéristique ( $C^*$ ) :	925	m/s
La température dans la chambre :	1006.76	K
Débit massique :	0.598	g/s

Masse molaire :	22.048	g/mole
Composition :	71.15263 %	H <sub>2</sub> O
	28.84737 %	O <sub>2</sub>
Le rapport des chaleurs spécifiques ( $\gamma$ ) :	1.2925	

#### 5.3.4.3. Matériaux

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

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

L'acier inoxydable est utilisé généralement pour les enveloppes de propulseurs à poudre. Ce matériau est disponible, facile à usiner et de prix bas. Leur densité élevée (8000 kg /m<sup>3</sup>) présente un inconvénient dans son utilisation, et comme notre propulseur à de petites dimensions, l'acier inoxydable a été choisi comme étant le matériau de notre chambre de décomposition catalytique et de notre tuyère.

#### 5.3.4.4. Modèle SOLID EDGE

Le modèle CAD (SOLID EDGE) permet de disposer de dessin technique pour la fabrication des pièces métallique de notre propulseur figure 5.10, les dimensions de ce dernier sont : une longueur maximale de 31,45 mm, un diamètre de sortie de 8mm, un col à

0.8 mm et le type de tuyère est profilé. Ce model peut être aussi exploité par les outils de modélisation par éléments finis.

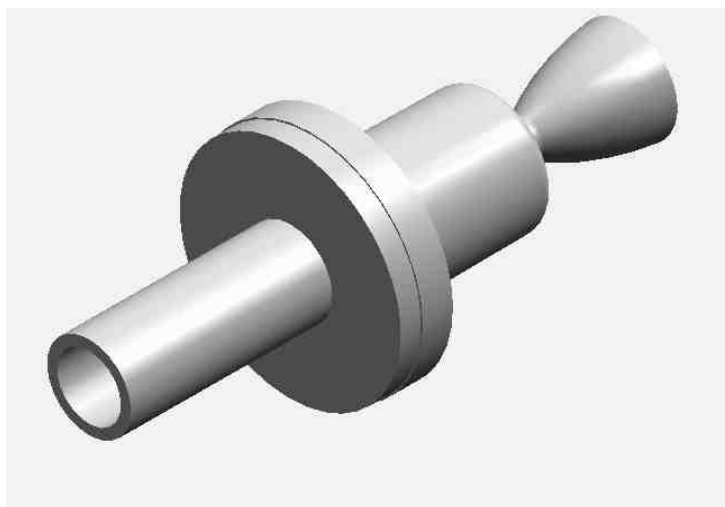
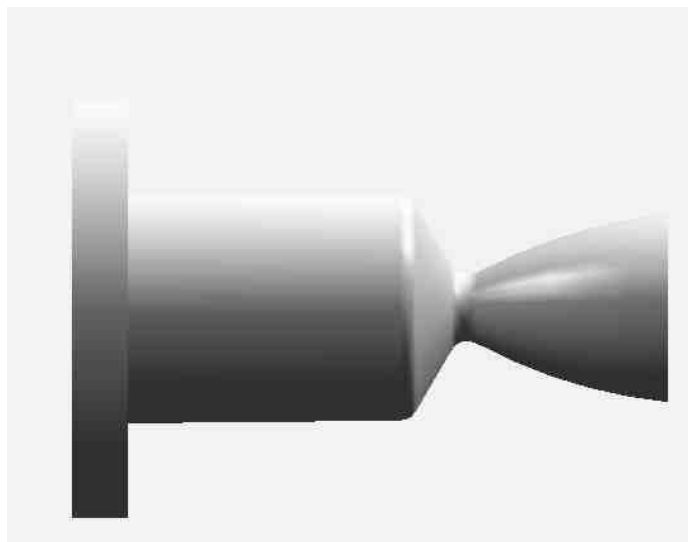
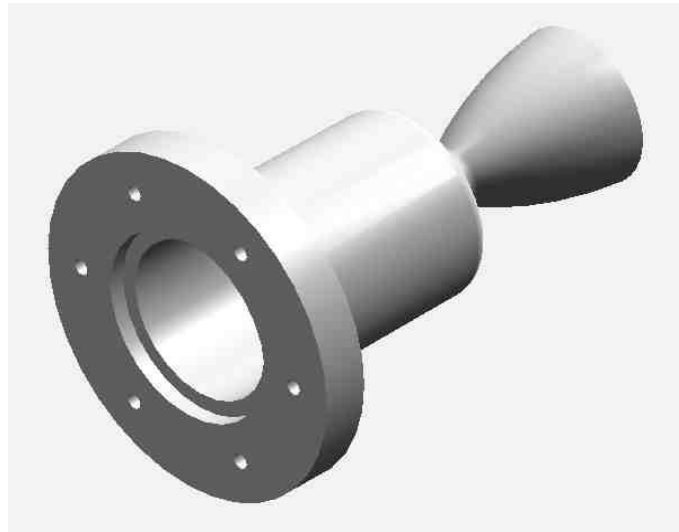


Figure 5.10 : Modèle Solid Edge de H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> monoergol

### 5.3.5. Analyse structurale et thermo élastique

Afin de faire les analyses structurale et thermoélastique, le logiciel PATRAN/NASTRAN a été utilisé. La figure 5.11 représente le modèle par éléments finis.

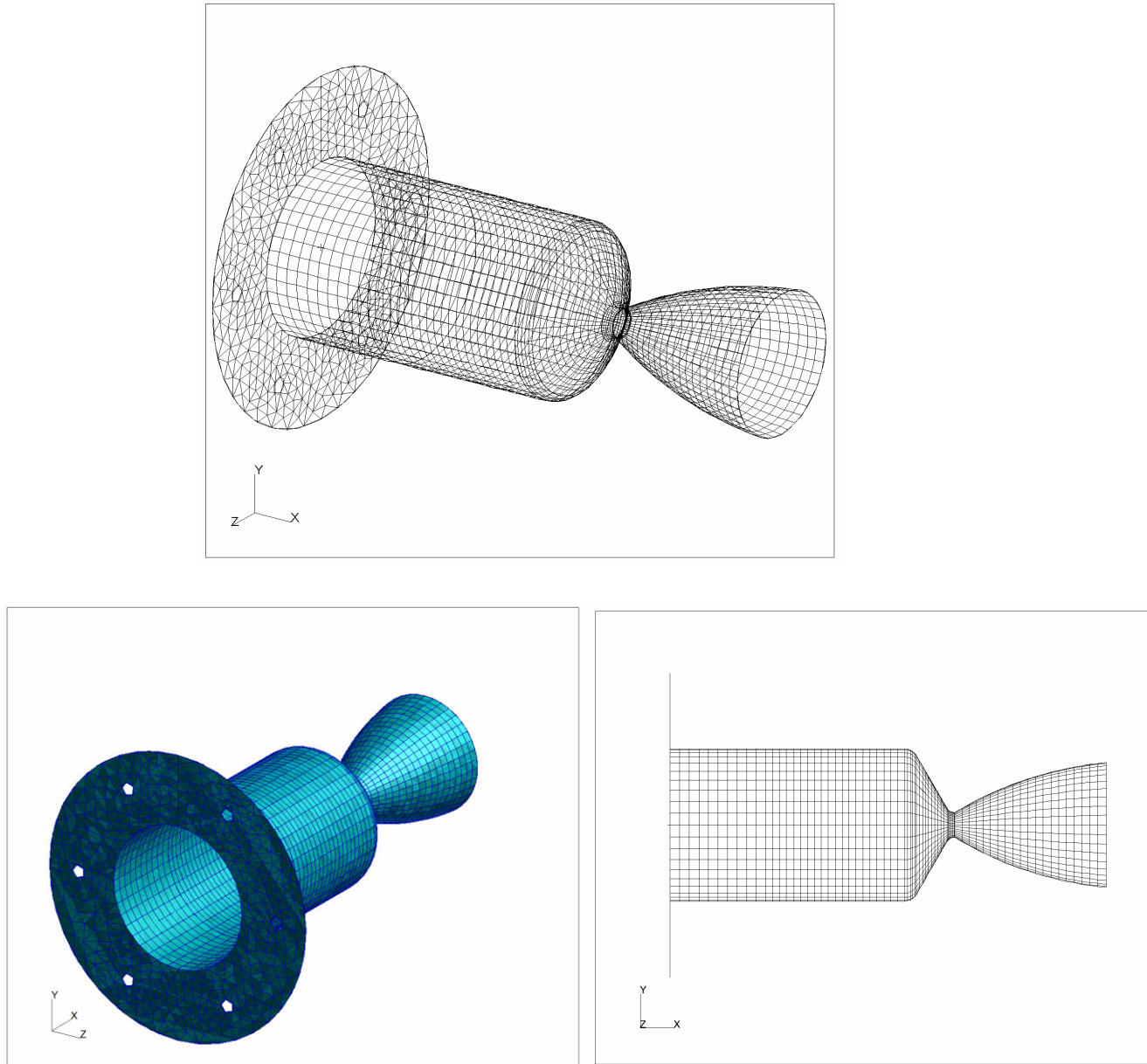


Figure 5.11 : Modèle élément fini (72 × 40 éléments)

Pour qualifier la structure de notre propulseur à monoergol on applique une pression quatre fois la pression opérationnelle c'est-à-dire 88 bar ( $8.8 \text{ N/mm}^2$ ). Lors de l'étude thermoélastique on applique une température de 1000 K. La structure a été fixée à une extrémité (opposée au jet) par six vis de diamètre 1mm.

Une analyse par éléments finis commence par la définition des propriétés des matériaux utilisés et de la géométrie du propulseur ainsi que les chargements appliqués sur notre modèle. Le type d'approximation ou d'éléments choisi dans notre étude c'est porté sur le QUAD 4 qui est justifier comme étant largement suffisant pour un chargement de température et de pression sur une géométrie relativement simple du propulseur. Le maillage est comme présenté dans la figure 5.11, il est constitué de  $72 \times 42$  éléments avec un resserrement au niveau du col où il existe un fort gradient de contrainte d'où la nécessité de disposer d'un nombre d'éléments suffisamment important pour prédire la distribution des contraintes. La zone de fixation est modélisée par des éléments triangulaires TRIAN 3 pour épouser au mieux le disque de fixation ces six trous.

Les analyses montrent que la contrainte maximale se trouve sur le convergent de la tuyère (voir la figure 5.12) où sa valeur est approximativement égale à 95 MPa, mais ceci reste faible devant la contrainte à la rupture de l'acier inoxydable qui est 280 MPa. Dans la chambre de combustion la contrainte est de  $\sim 48$  MPa, on peut vérifier ceci par un calcul simple où la contrainte est calculée par la formule ( $\sigma = P.d / 2.t$ ),  $d$  et  $t$  sont respectivement le diamètre et l'épaisseur de la chambre de combustion. On trouve une contrainte égale à 48.4 MPa. Les figures 5.13 et 5.14 illustrent la répartition des contraintes dans la direction X et Y respectivement.

L'analyse thermoélastique sur notre modèle en appliquant une température de 1000 K à partir d'une température de référence de 273 K soit un  $\Delta T$  de 727 K montre une déformation maximale suivant l'axe X de 0,395 mm (voir la figure 5.15). Théoriquement, ce déplacement ( $\Delta L$ ) peut être calculé par la formule ( $\Delta L = \alpha_t \cdot \Delta T \cdot L$ ), avec :  
 $\alpha_t$  le coefficient de dilatation thermique de l'acier inoxydable qui est égale à  $17,3 \cdot 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ ,  
 $\Delta T$  la différence entre la température appliquée et la température de référence,  
 $L$  la longueur du propulseur monoergol ( $L = 31,45$  mm). Donc  $\Delta L$  théorique égale à 0,3955 mm ce qui est très proche de la valeur obtenue par simulation. Les déformations selon Y et Z sont très faibles (figure 5.16, 5.17), donc la répartition des déformation totale (figure 5.18) est proche à celle de l'axe X soit 0,399mm. On a analysé aussi les déformations sous l'effet d'une pression de 88 bars (figure 5.19), et sous l'effet d'une pression (88 bars) et une température (1000 K) en même temps (figure 5.20). On remarque que la pression induit une déformation par compression sur le propulseur, mais ceci reste très faible devant la déformation thermoélastique.

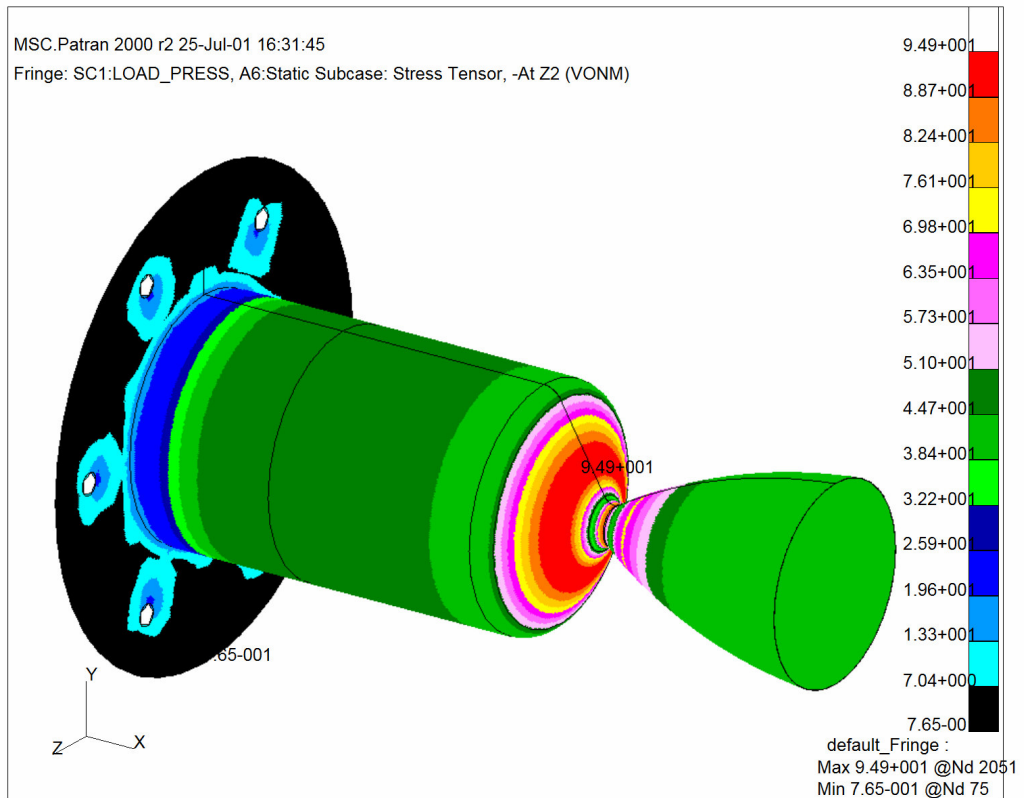


Figure 5.12 : La répartition des contraintes

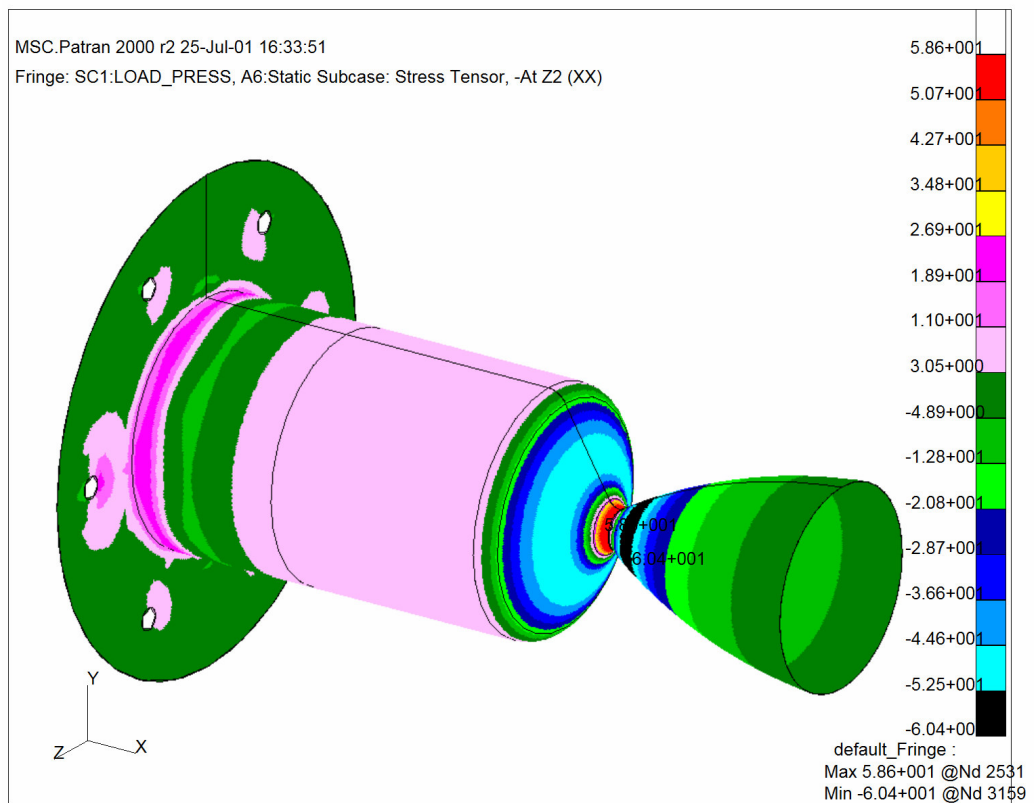


Figure 5.13 : La répartition des contraintes suivant X ( $\sigma_{xx}$ )

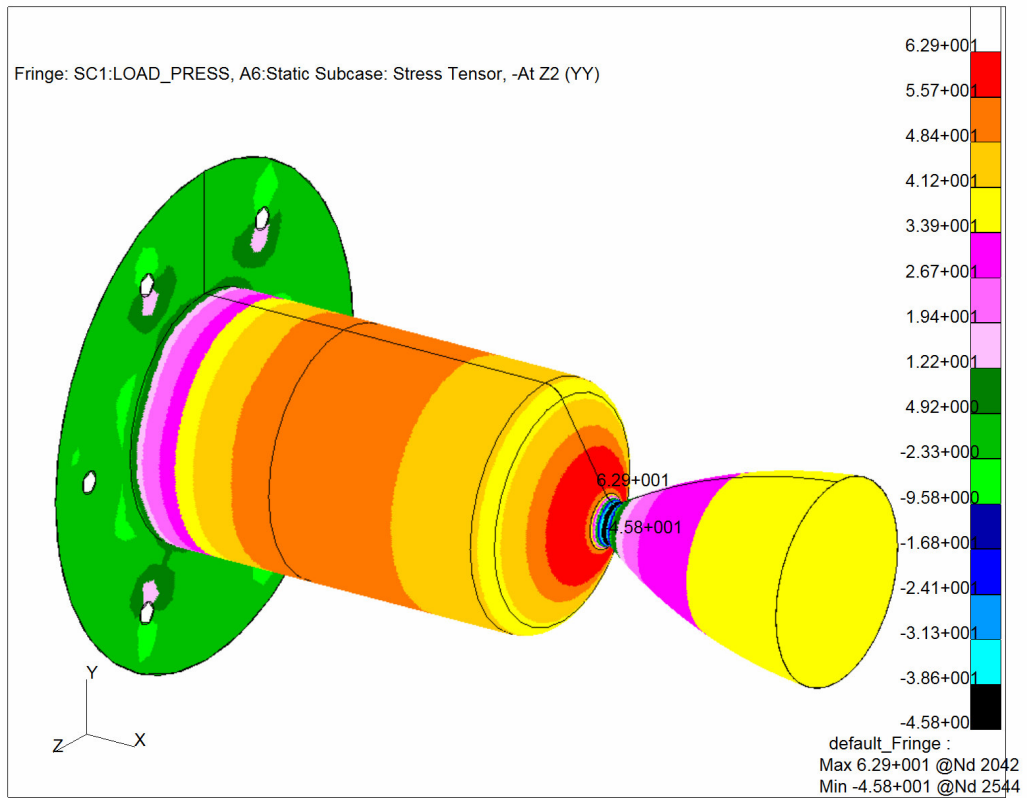


Figure 5.14 : La répartition des contraintes suivant Y ( $\sigma_{yy}$ )

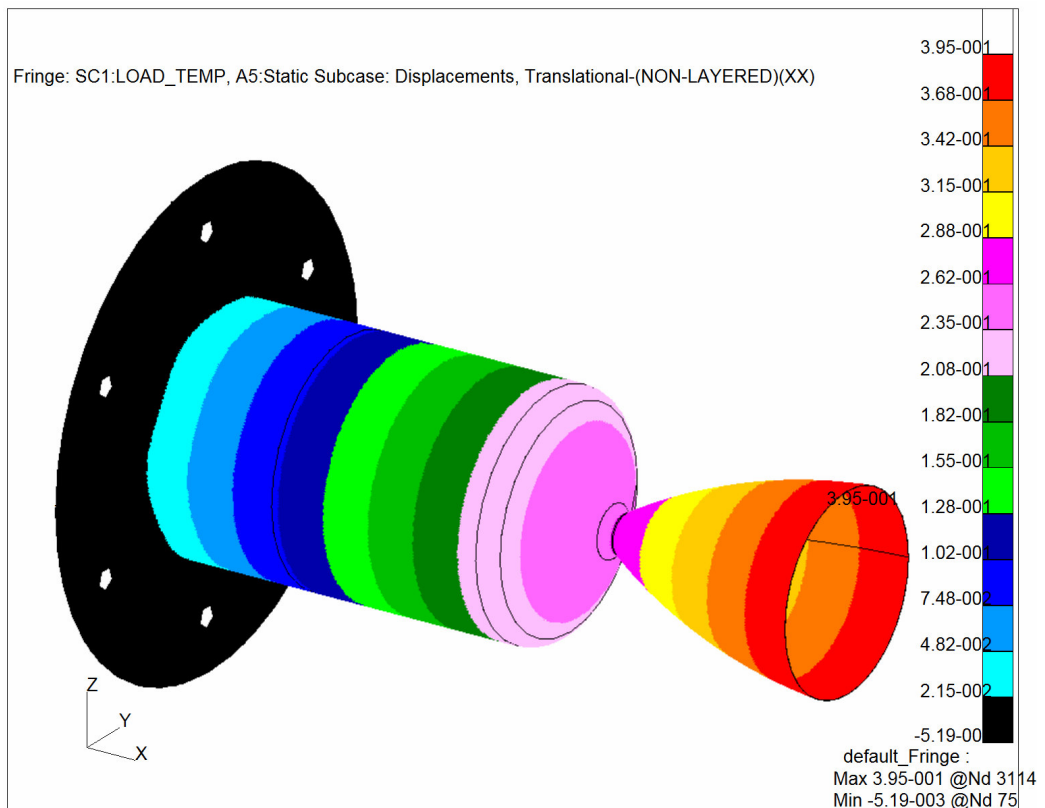


Figure 5.15 : Analyse thermoélastique (la déformation suivant X)



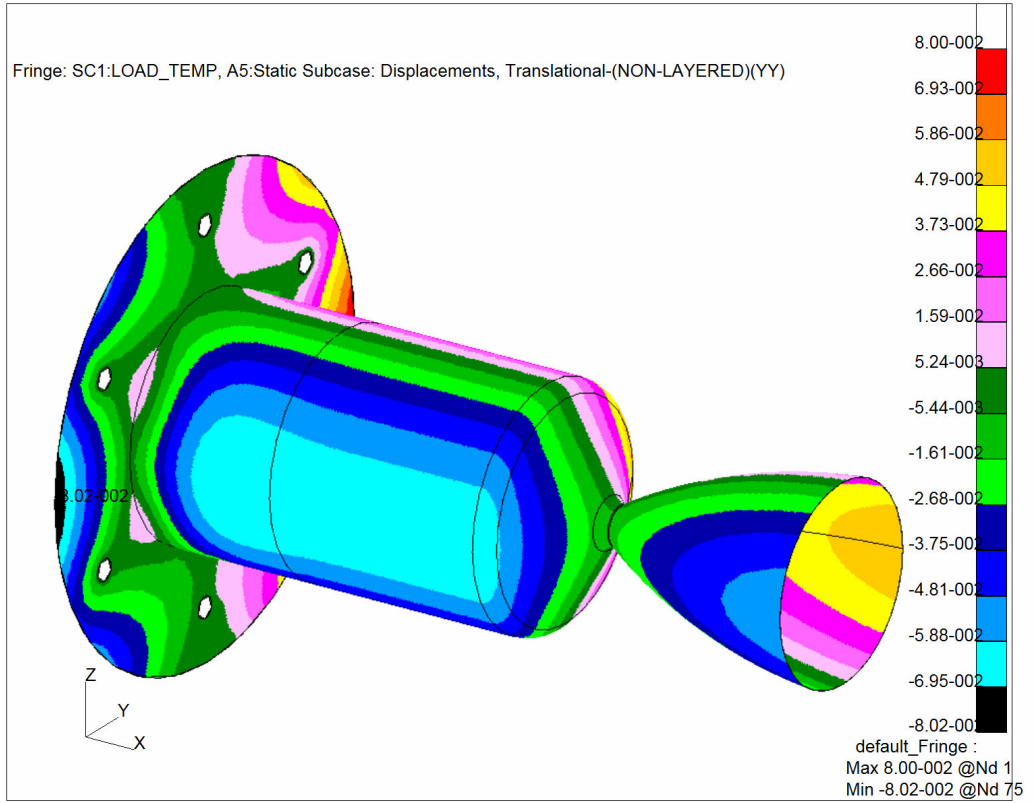


Figure 5.16 : Analyse thermoélastique (la déformation suivant Y )

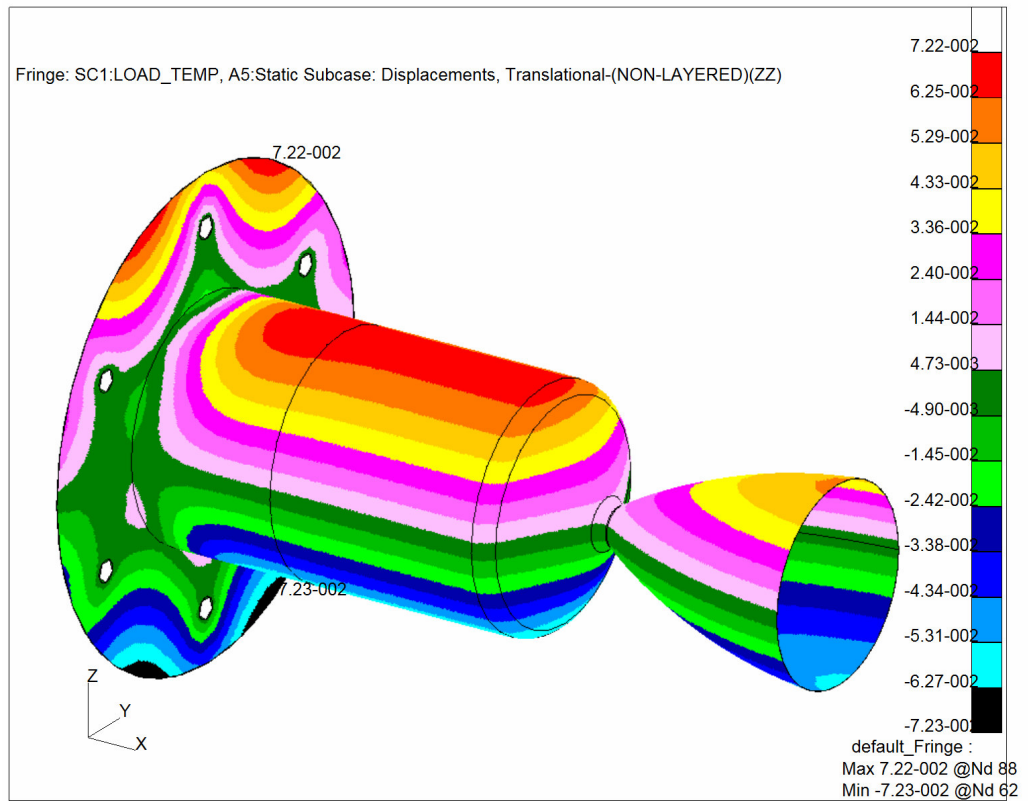


Figure 5.17: Analyse thermoélastique (la déformation suivant Z)

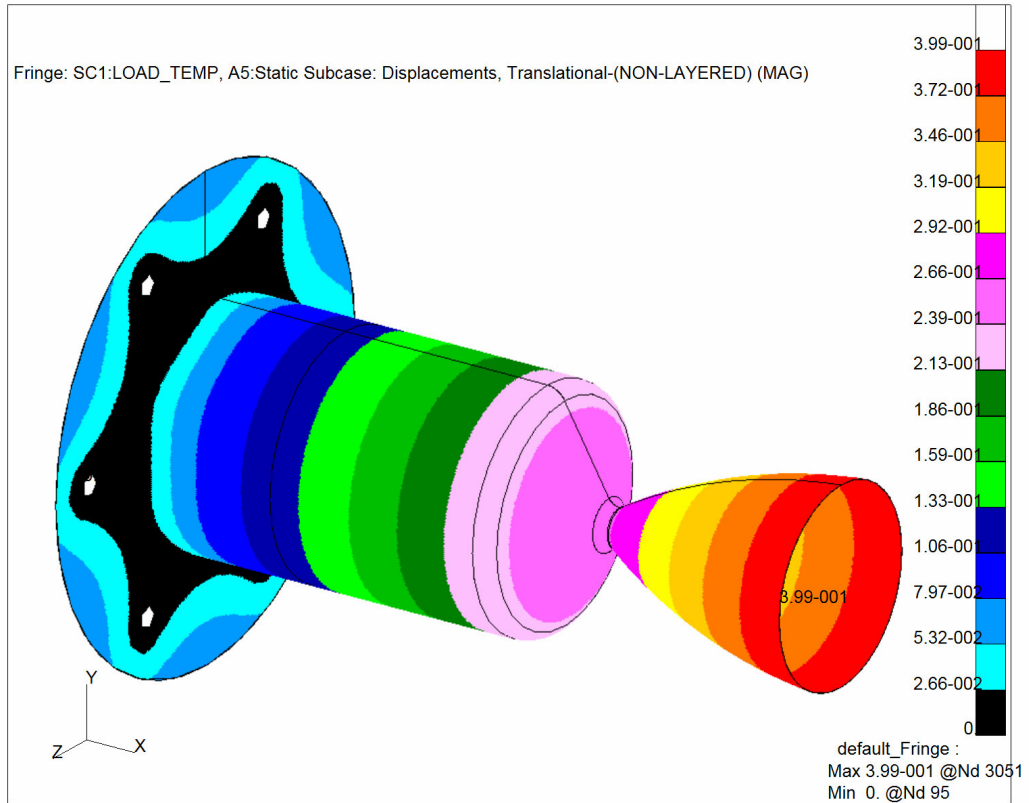


Figure 5.18 : Analyse thermoélastique (la déformation totale)

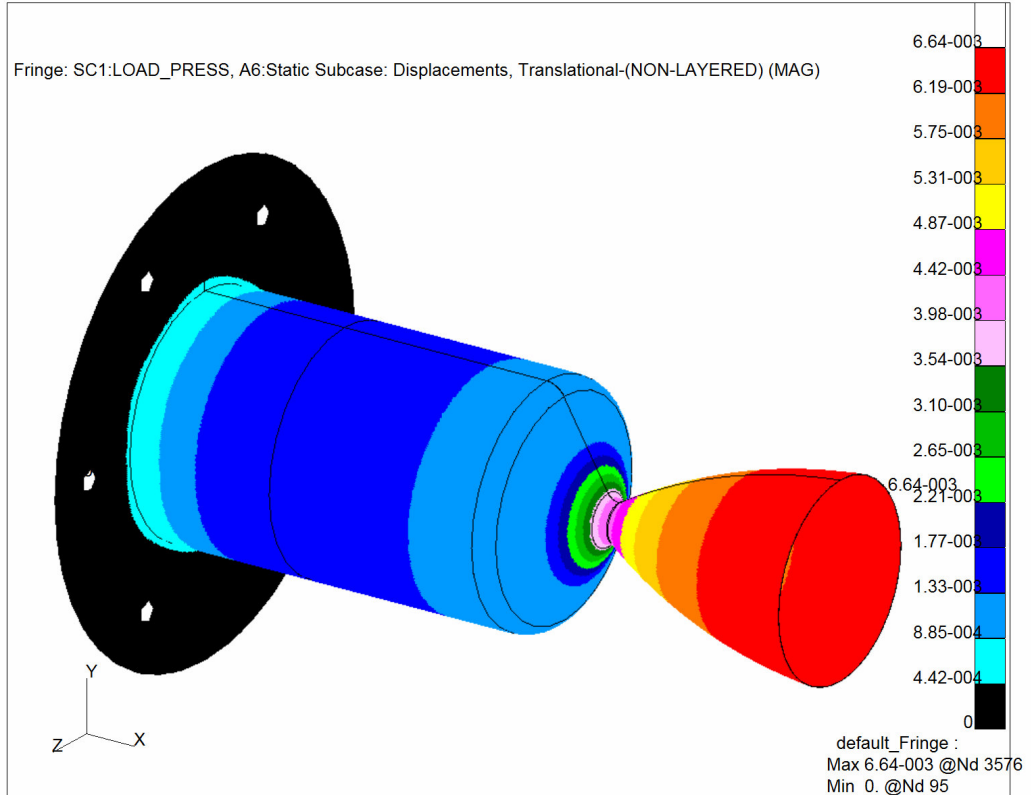


Figure 5.19 : Déformation par une pression de 88 bars

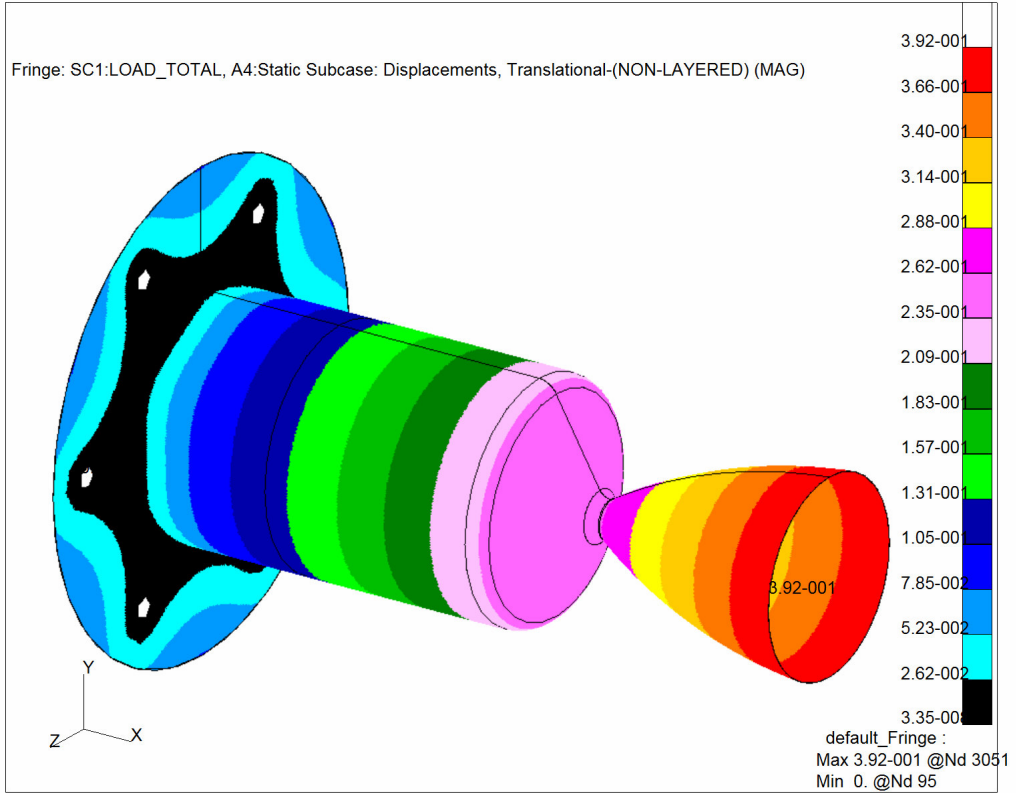


Figure 5.20 : Déformation par une pression de 88 bars et une température de 1000 K

#### 5.4. Conclusion

Dans ce chapitre, on a présenté un exemple de conception d'un propulseur utilisé pour les corrections d'orbite des satellites. La conception a été commencée par des exigences, comme la masse de satellite, son orbite, son volume, le Delta V, la température opérationnelle ainsi que la puissance disponible dans le satellite. Ensuite, on a fait la sélection de l'ergol le plus approprié de cette mission. Dans ce cadre, le monoergol de peroxyde d'hydrogène a été choisi avec une poussée d'un newton à une pression moyenne opérationnelle de 11 bars.

A l'aide des études théoriques, des précédents travaux et des essais sur le peroxyde d'hydrogène  $H_2O_2$ , les différentes parties du propulseur ont été dimensionnées. Après le choix du matériau (acier inoxydable), des analyses structurales et thermoélastiques ont été effectuées en utilisant un logiciel très connu (PATRAN/ NASTRAN) et ceci pour la qualification de la structure de notre propulseur.

## CONCLUSION

Le propulseur est la partie la plus importante dans un système propulsif. Ce système comporte aussi les réservoirs, les vannes de remplissage et vidage, les vannes pour l'ouverture et de fermeture de système, la tuyauterie, les filtres, ...etc. La majorité de ces derniers équipements est fabriquée par des sociétés spécialisées et qualifiées pour la production des pièces employées dans le domaine spatial. Le présent travail est consacré au développement d'un logiciel pour la conception des propulseurs, ce dernier a été utilisé pour illustrer un exemple de conception pour les petits satellites. Ce mémoire est composé de cinq parties. Dans la première partie, l'on traite des composantes d'un système spatial suivi d'une description générale du satellite et de ses constituants.

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

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

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

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

La quatrième partie a pour but de valider les résultats des programmes décrits dans le chapitre précédent. Dans ce cadre, ces résultats ont été comparés avec ceux obtenus par d'autres codes de calcul ou se trouvant dans la littérature. On constate que les méthodes numériques utilisées donnent des résultats avec une bonne précision. Les résultats présentés montrent que l'utilisation des biergols donne des performances meilleures que celles des monoergols, ceci s'explique par le fait que l'enthalpie des réactions de combustion est plus élevée que l'enthalpie des réactions de décomposition. Théoriquement, la propulsion électrique présente le cas optimal en terme de performance, mais au prix d'une consommation électrique importante (plusieurs kilowatts). En pratique, les performances sont faibles comparativement à la propulsion chimique étant donné que ce type de système est employé sur des satellites disposant d'une puissance très limitée.

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

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

Dans la cinquième partie, on a présenté un exemple de la conception d'un propulseur pour la correction orbitale. Cette conception est basée sur des études théoriques en utilisant le logiciel développé et des résultats expérimentaux. Une qualification structurale de notre propulseur a été faite à l'aide du logiciel PATRAN/ NASTRAN.

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

## APPENDICE A

## LISTE DES SYMBOLES ET DES ABREVIATIONS

$a_0$	: La vitesse du son
$A$	: Demi grand axe de l'ellipse
$A_c$	: La section au col de la tuyère
$A_t$	: La section au col de la tuyère
$A_e$	: La section de sortie de la tuyère
$A_s$	: La section de sortie de la tuyère
$b$	: Demi petit axe de l'ellipse
$C^*$	: La vitesse caractéristique
$C_f$	: Le coefficient de la force de poussée
$C_p$	: Chaleur spécifique à pression constante
$D$	: Diamètre de la chambre de combustion
$d_c$	: Diamètre au col de la tuyère
$e$	: Excentricité
$E$	: Anomalie excentrique
$E_a$	: Rapport des sections de la tuyère
$F$	: La force de poussée
$H$	: L'enthalpie
$H_p^\circ$	: L'enthalpie des produits
$H_{pi}^\circ$	: L'enthalpie de formation molaire de l'élément produits $i$
$H_r^\circ$	: L'enthalpie des réactifs
$H_{ri}^\circ$	: L'enthalpie de formation molaire de l'élément réactif $i$
$I$	: Inclinaison
$I_{sp}$	: L'impulsion spécifique
$I_T$	: L'impulsion totale
$K_p$	: Le constante d'équilibre
GEO	: Geosynchronous Orbit
GTO	: Geosynchronous Transfer Orbit



LEO	: Low Earth Orbit
LF	: Facteur de charge
$m^*$	: Le débit de masse
M	: Masse molaire
$M_c$	: Nombre de mach
MEO	: Mean Earth Orbit
$M_p$	: La masse propulsive
n	: Le nombre de mole
$n_{ri}$	: Le nombre de mole de l'élément réactif i
P	: Paramètre de l'ellipse
$P_0$	: La pression totale
$P_a$	: La pression ambiante
$P_c$	: La pression dans la chambre de combustion
$P_e$	: La pression de gaz à la sortie de la tuyère
$P_t$	: La pression au col de la tuyère
Q	: L'énergie électrique pour le chauffage
r	: Rayon vecteur du satellite
R	: Constante universelle de gaz parfaits
$r_c$	: Rapport de mélange (oxydant/combustible)
$T_0$	: Température totale
$T_c$	: Température de combustion
$T_d$	: Température de décomposition
$T_e$	: Température à la sortie de la tuyère
$u$ et $v$	: Composantes de la vitesse
$V_e$	: La vitesse des gaz d'injection
$V_t$	: La vitesse au col de la tuyère
$\mu$	: Constante gravitationnelle
$\omega$	: Argument du périégée
$\Omega$	: Ascension droite
$\nu$	: Anomalie vraie
$\Delta V$	: Incrément de vitesse
$\lambda$	: Le coefficient de divergence

$\theta_E$	: Demi-angle du divergent de la tuyère
$\gamma$	: Le rapport de la chaleur spécifique
$\rho_t$	: La densité au col de la tuyère
$\beta$	: Demi-angle du convergent de la tuyère
$\alpha$	: Le coefficient stœchiométrique
$\Delta L$	: Le déplacement
$\Delta H^\circ$	: L'enthalpie de réaction

## APPENDICE B

### L'ORGANIGRAMME

- La figure B.1 illustre les notations utilisées dans l'organigramme.
- La figure B.2 illustre l'organigramme de l'étude des systèmes propulsifs.

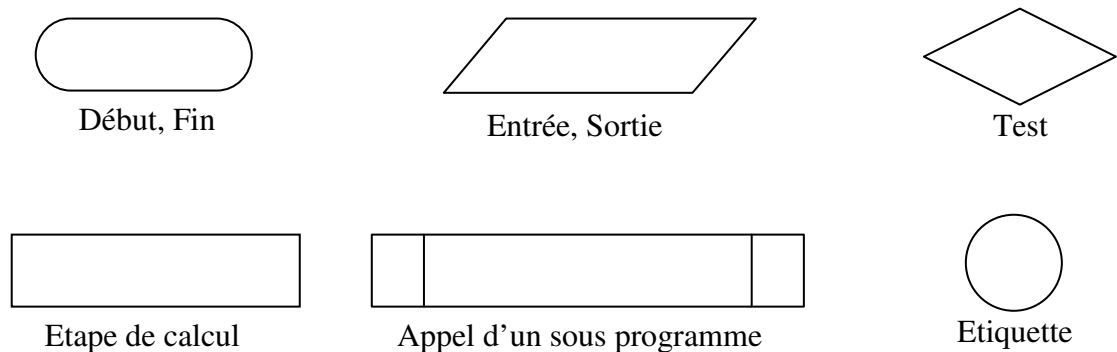


Figure B.1 : Signification des notations utilisées dans l'organigramme

Les sous programmes utilisés :

Phase (T,P, Pw) : permet de déterminer la phase de l'ergol avant et après le chauffage.

Enthalpie (T,Xi) : permet de calculer l'enthalpie pour une température et des fractions molaires connues.

Eclmt(T,P,Pa,T2, $\gamma$ ,M,Cp) : sous programme pour l'étude d'un écoulement unidimensionnel et permet de calculer le nombre de mach, pression, température ,densité et la vitesse pour chaque point dans le propulseur.

Géométrie(L,D, $\beta$ ,d<sub>c</sub>,E<sub>a</sub>) : permet de générer le maillage et déterminer les coordonnées des nœuds.

EquilibreKp(T) : sous programme qui calcule la constante d'équilibre (Kp) pour une température connue.

Lieberstein (Tc , r<sub>c</sub> , P , Kp) : sous programme du calcul permet de résoudre un système d'équations non linéaires par la méthode de LIEBERSTEIN.

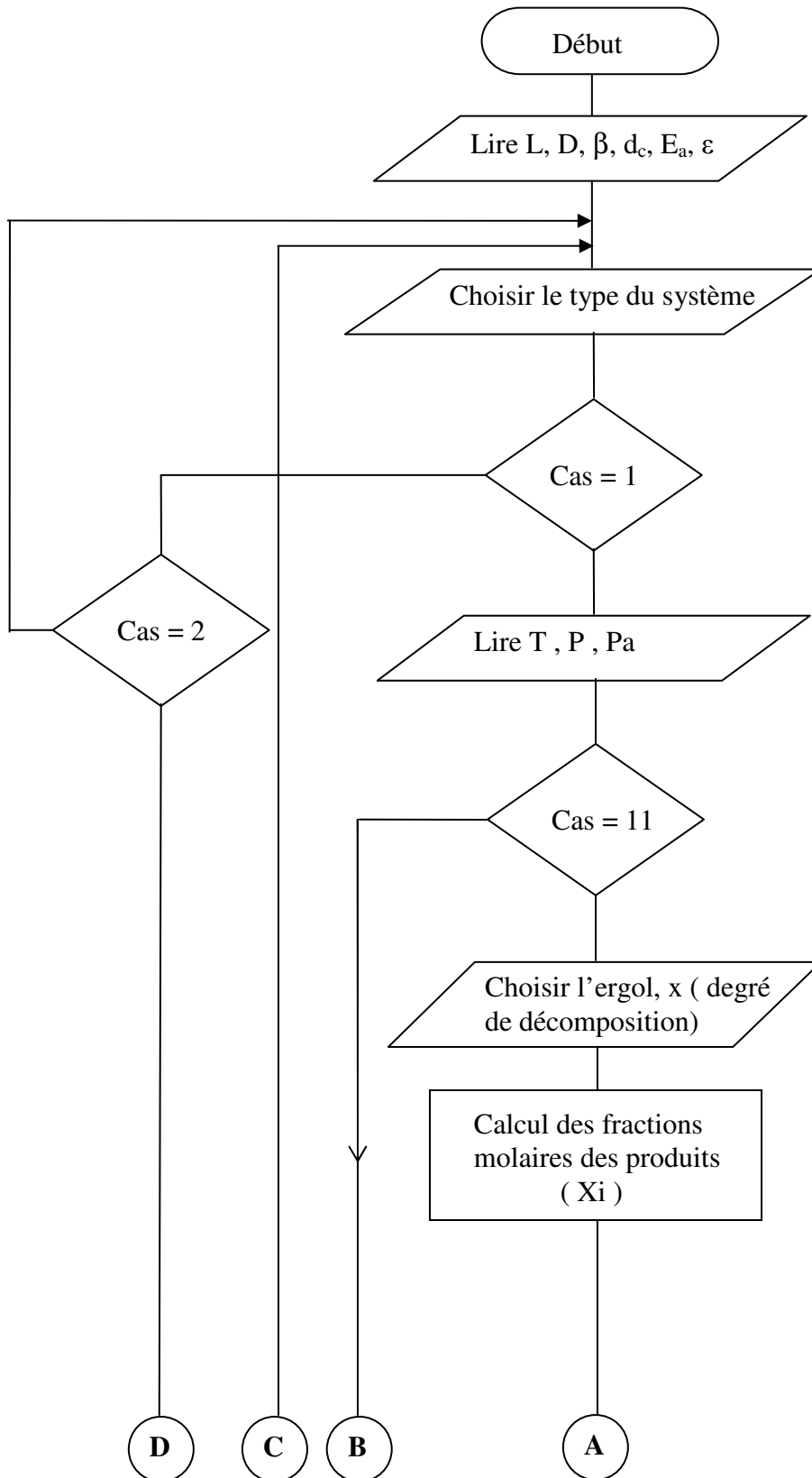
Cas = 1 : signifie le cas d'un système de propulsion liquide chimique.

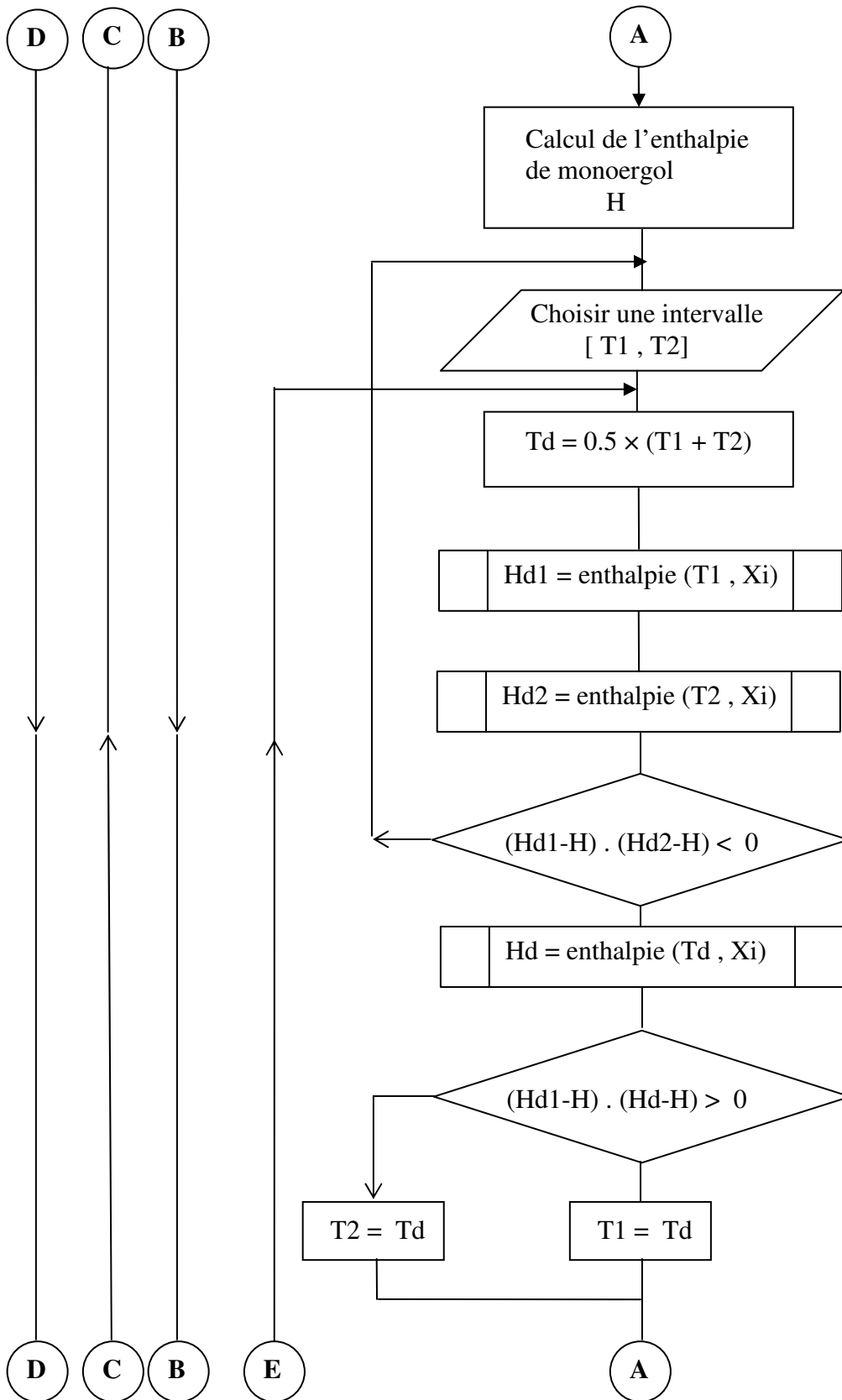
Cas = 11 : signifie le cas d'un système de propulsion liquide chimique monoergol.

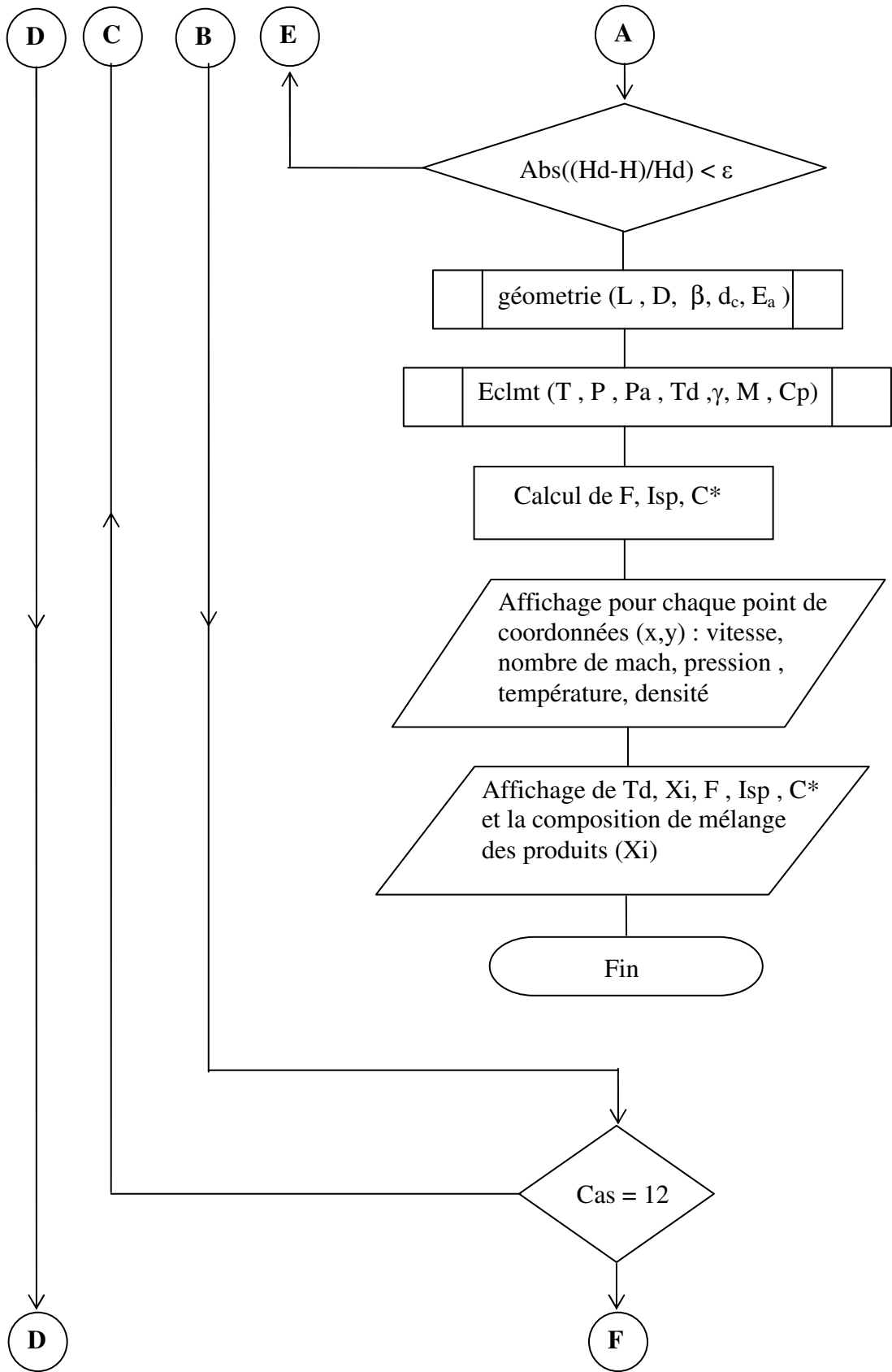
Cas = 12 : signifie le cas d'un système de propulsion liquide chimique biergol.

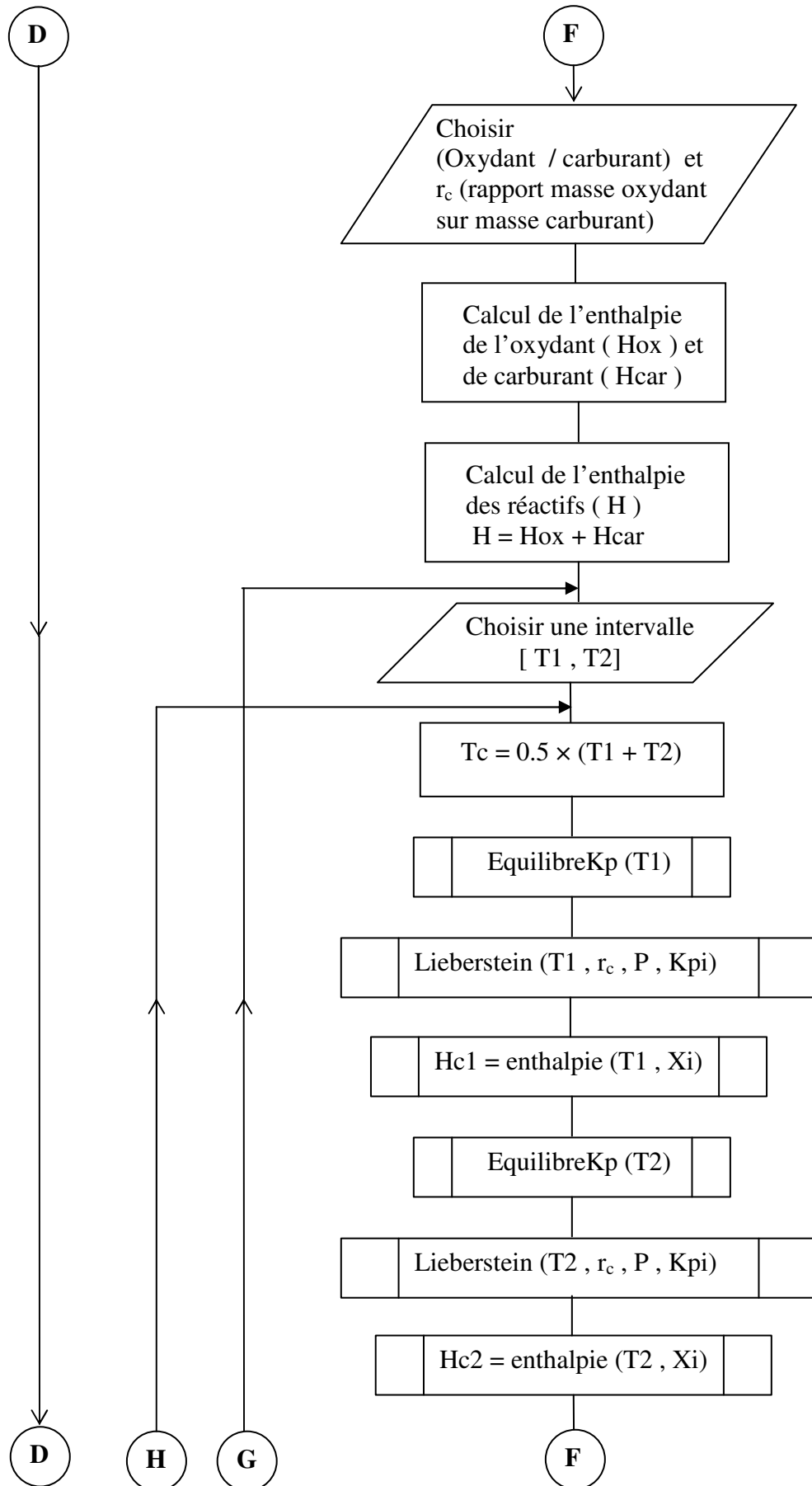
Cas = 2 : signifie le cas d'un système de propulsion électrique.

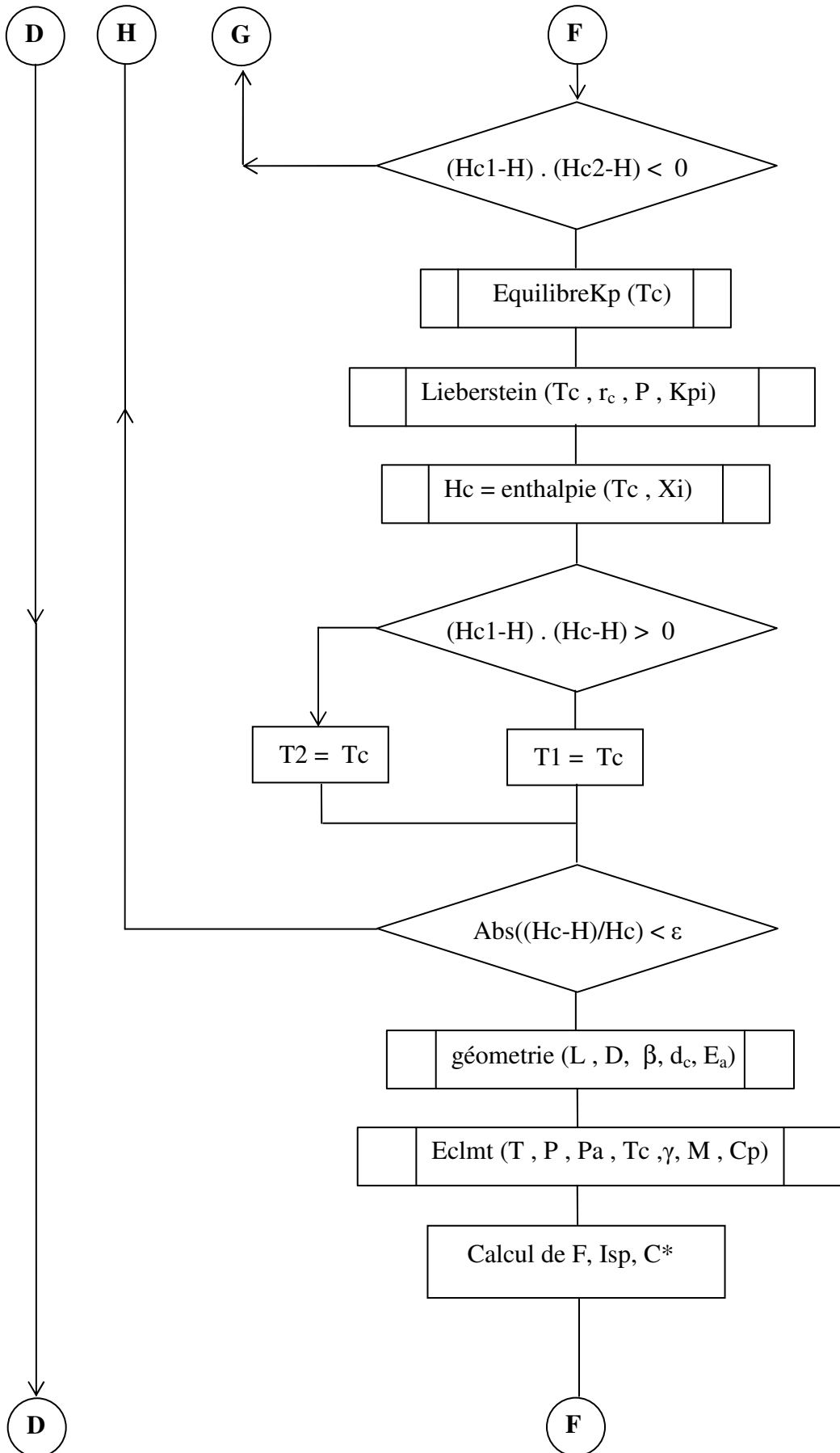
Etat = 1 : signifie le cas d'un ergol en état gazeux et ceci après l'application d'un échauffement électrique.



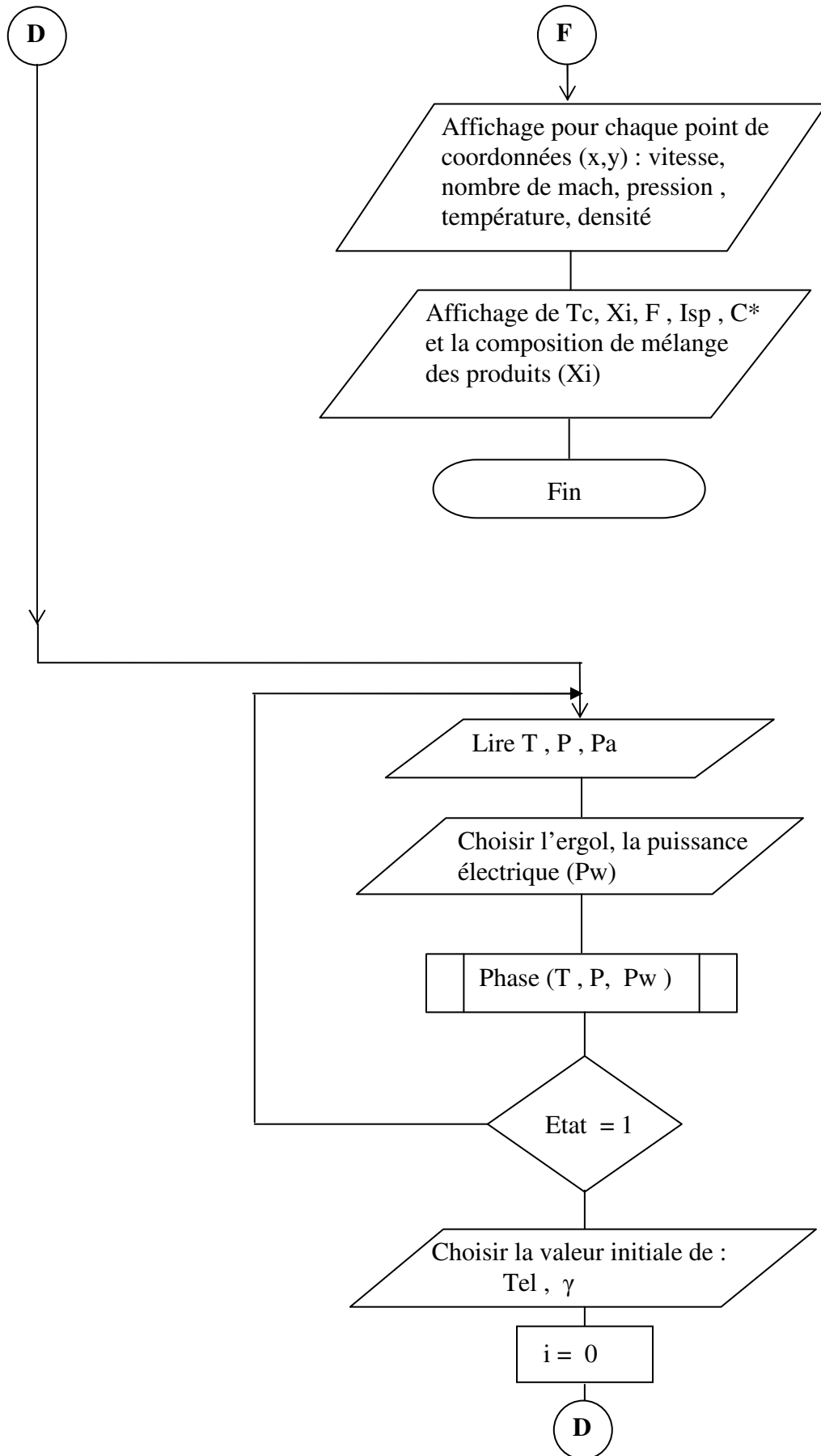


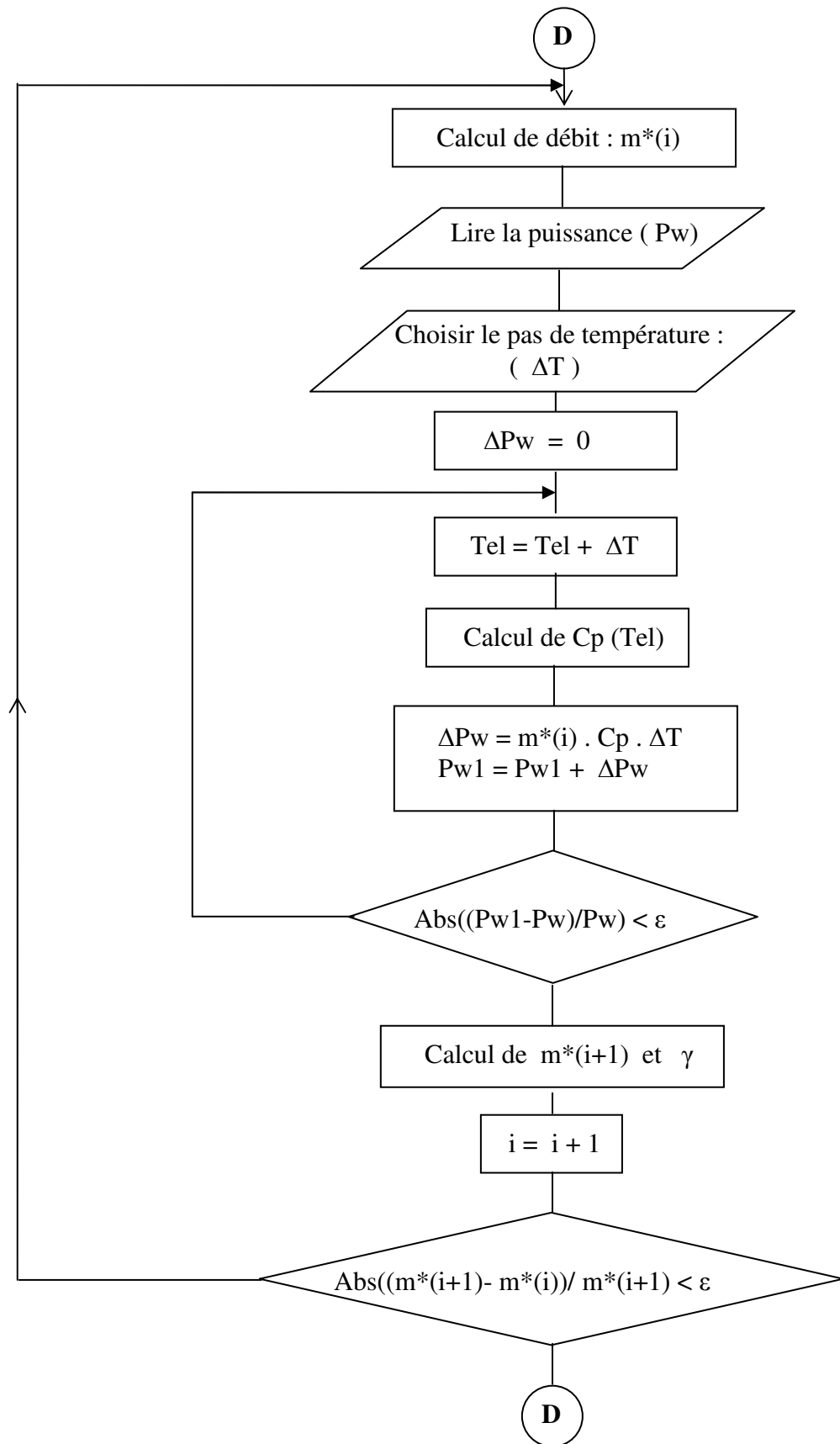












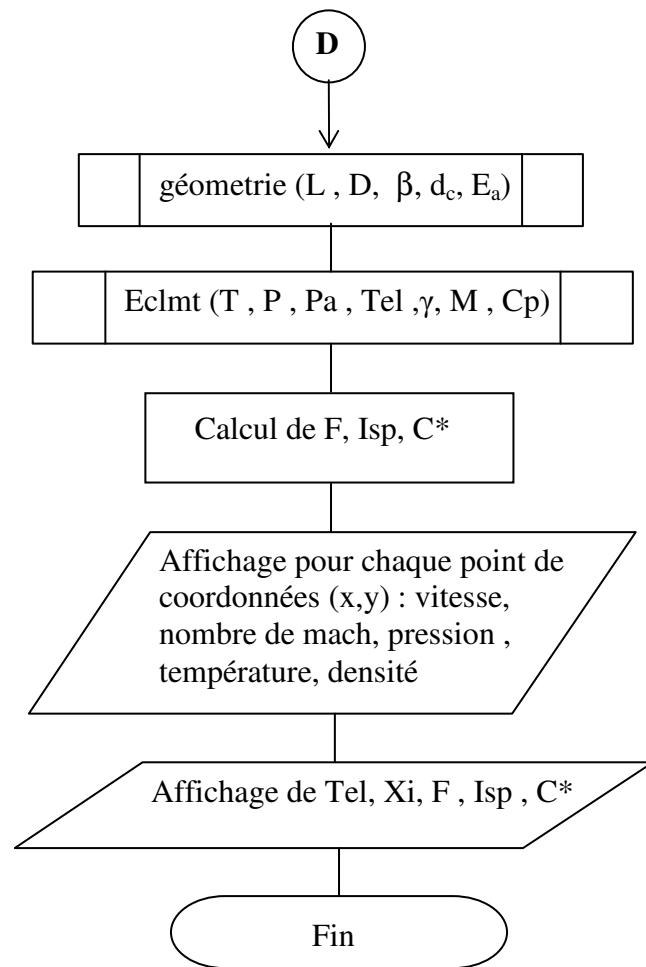


Figure B.2 : L'organigramme

APPENDICE C

LES PERFORMANCES DES DIFFERENTES OPTIONS DE LA PROPULSION ELECTRIQUE @ 20 WATTS DE PUISSANCE

C.1 La force de poussée

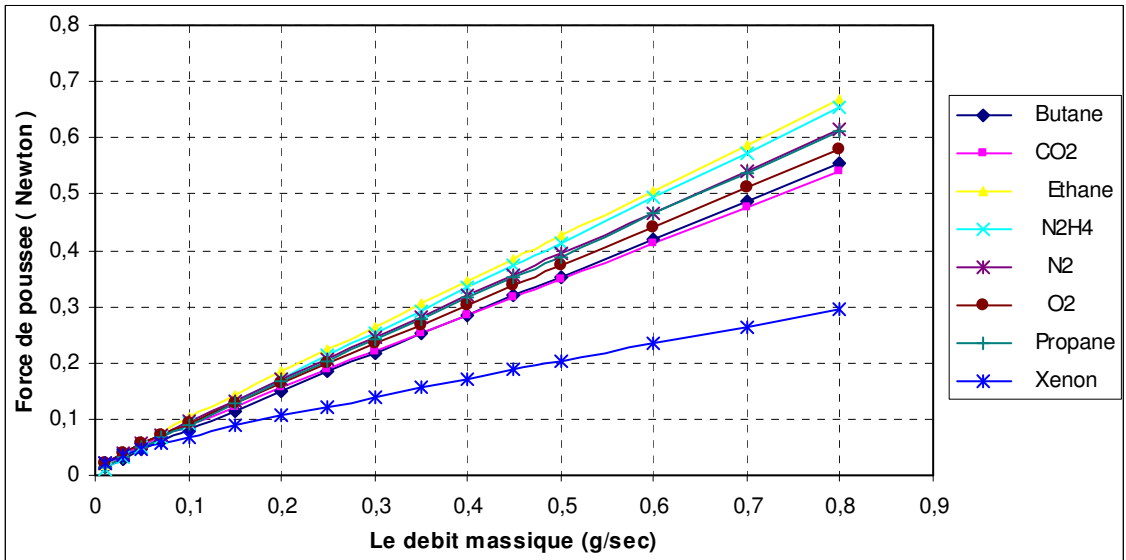


Figure C.1(a) : La variation de la force de poussée avec le débit massique @ puissance électrique de 20 watts

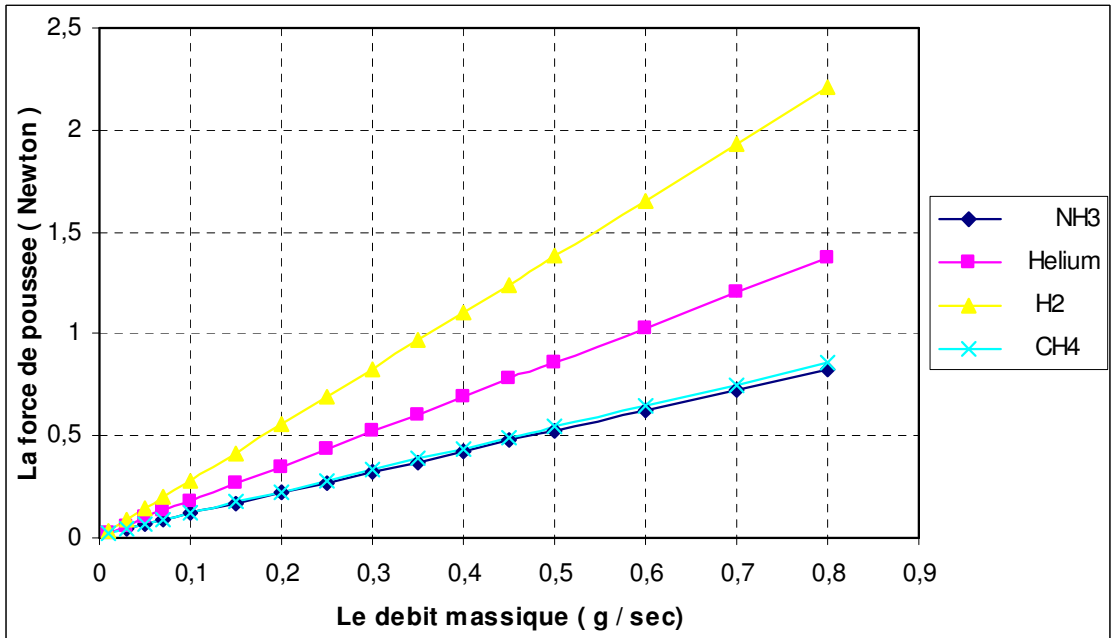


Figure C.1(b) : La variation de la force de poussée avec le débit massique @ puissance électrique de 20 watts

C.2 Impulsion spécifique

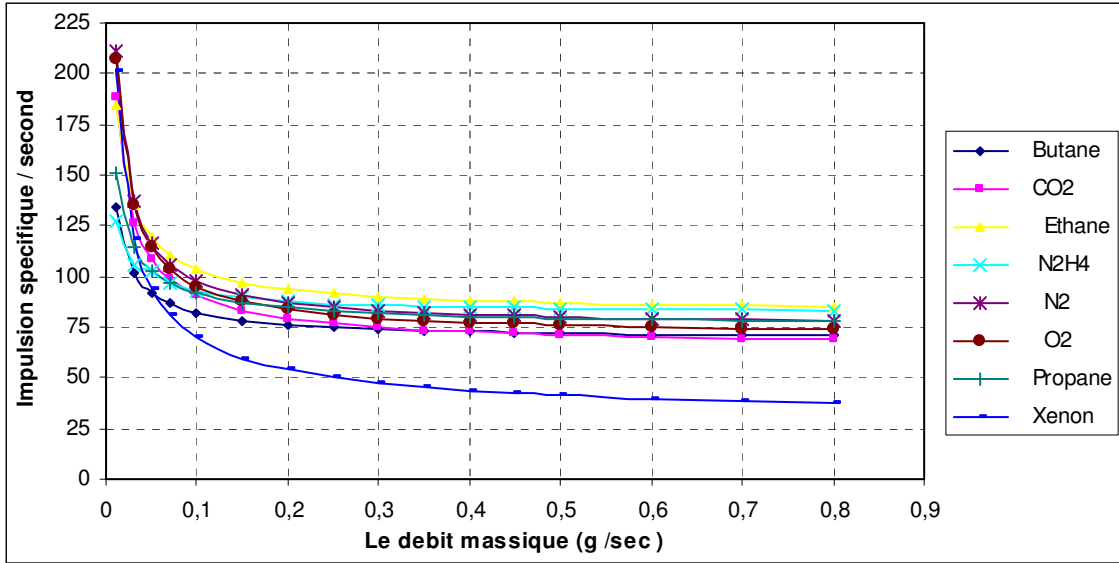


Figure C.2(a) : La variation de l'impulsion spécifique avec le débit massique @ puissance électrique de 20 watts

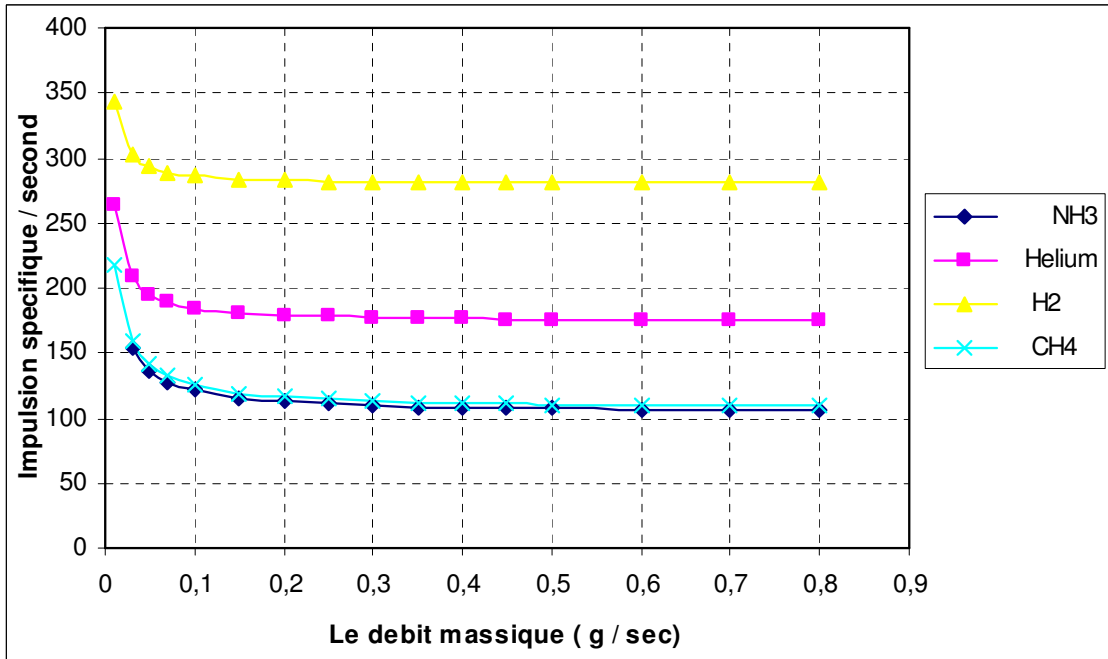


Figure C.2(b) : La variation de l'impulsion spécifique avec le débit massique @ puissance électrique de 20 watts

## REFERENCES

1. V.A. Zakirov., “Investigation into Nitrous Oxide Propulsion Option for Small Satellite Applications” Thèse Doctorat, Université de Surrey, UK, 2001.
2. Gary. S. Haag., “Alternative geometry Hybrid Rockets for Spacecraft Orbit Transfer” Thèse Doctorat, Université de Surrey,UK, 2001.
3. Jerry Jon Sellers., “Investigation into Low-Cost Propulsion Systems for Small Satellites” ,Thèse Doctorat, Thesis, Université de Surrey,UK, 1996.
4. D. Gibbon, J Ward, and N.Kay., “The Design, Development and Testing of a Propulsion System for the SNAP-1 Nanosatellite” , Proceedings of the 14<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, the United States, 21-24, August 2000.
5. S.A.Frolik, B.L.Austin, J.J. Rusek, S.D.Heister., “Development of HYPERGOLIC Liquid fuels for use with Hydrogen Peroxide& LPFR” , AIAA Paper 2000-3684, Alabama, 2000.
6. G.J. Van Wylen., “Fundamentals of classical thermodynamics” , John Wiley and Sons,Inc, 1973.
7. Y.Sillard & J.P. Poitevin., “Telecommunications Spatiales” Agence Française de L’espace, CNES.
8. R. Joseph Cassady.,“Overview of Major U.S Industrial Programs in Electric Propulsion” AIAA Paper 2001-3226, Utah, 2001.
9. J.J. SELLERS., “Understanding space” McGRAW HILL Companies,Inc, 2000.
10. D.M.Gibbon, M.F.Paul, T.Lawrence., “The design, Development and In-flight qualification of a low cost Resistojet” AIAA-2000-3541 paper, 2000.
11. W.J. Larson & J.R. Wertz., “Space mission analysis and design” , Second edition W.J Larson and Microcosm, Inc, 1997
12. A.J. Fortini, J.R. Babcock.,“High Temperature Catalyst Beds for Advanced Monopropellants” , AIAA Paper 2001-3393, Utah, 2001.
13. Daniel. Marty., “La conception de véhicules spatiaux” , MASSON, Paris, 1986.
14. D.Gibbon, M.Paul, P.Jolley., “Energetic Green Propulsion for Small Spacecraft” , AIAA Paper 2001-3247, Utah, 2001.
15. L. Amtout., “Cours d’Analyse Numériques” , Année Théorique de la Post-Graduation en Aeronautique 2004-2005.

16. O.A.Gorshkov, A.S. Koroteev., “Overview of Russian Activities in Electric Propulsion” AIAA Paper 2001-3229, Utah, 2001.
17. Ronald W.Humble,Gary N. Henry,Willey J. Larson., “Space Propulsion Analysis And Design”,McGraw-Hill Companies,1995.
18. P. Markopoulos, T. Abel., “Development and Testing of a Hydrogen Peroxide Hybrid Upper Stage Propulsion System”, AIAA Paper 2001-3243, Utah, 2001.
19. George P. Sutton “Rocket Propulsion Elements” sixth edition, California,1992.
20. Matthew R. Long, John. Rusek., “The characterization of the Propulsive Decomposition Of Hydrogen Peroxide” , AIAA Paper 2000-3683, Alabama, 2000.
21. Ian Coxhill., “Investigation into HTP/Kerosene Bi-Propellant Rocket Engines for Small Satellites”, rapport PhD , February 2001.
22. D.Gibbon, M.Paul, P.Smith, R.M<sup>c</sup> Lellan., “The use of Liquified Gases in Small Satellite Propulsion Systems”, AIAA Paper 2001-3246, Utah, 2001.
23. Daniel J. Moser., “High Performance, Non Toxic Spacecraft Propulsion System Development”, AIAA Paper 2001-3248, Utah, 2001.
24. Matheson Gas Data Book, 4th Edition, Matheson,1966.
25. A. Gotz, C. Mading, L. Brummer, D. Haeseler., “Application of Non Toxic Propellants for Future Advanced Launcher Vehicles”, AIAA Paper 2001-3546, Utah, 2001.
26. P. Fortescue & J. Stark.,“Spacecraft systems engineering” ,Second edition John Wiley and Sons,Inc, 1995.
27. William.Braker & Allen L. Mossman., “Matheson gas data book ”, Sixth edition Matheson division Searle medical Products USA Inc.
28. Michel Courtois., “Techniques et technologies des véhicules spatiaux”, Tome I, Agence Française de L’espace, CNES
29. Debbi. M, kacedali.B.,“Elaboration d’un programme de calcul de la température de combustion ”, Université de Blida, Institut d’aeronautique, thèsed’ingéniorat, 2004
30. Gibbon, D., Underwood, C., Sweeting, M., Amri, R.,“Cost Effective Propulsion Systems For Small Satellites Using Butane Propellant”, Acta Astronautica (Journal of the International Academy of Astronautics), ISSN: 0094-5765, Vol. 51, No. 1-9, pp. 145-152, 2002.