

**République Algérienne Démocratique et Populaire**  
**Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche**  
**Scientifique**



*UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA*

*Faculté de Technologie*

*Département de Mécanique*

**Projet de Fin d'Etudes**  
Pour l'obtention du diplôme de  
**Master en Optimisation des systèmes énergétiques**  
*Thème*

**ETUDE DES PERFORMANCES THEORIQUES D'UNE**  
**CHAMBRE THERMOPROPULSIVE A PROPERGOL**  
**LIQUIDE**

**Dirigé par:**

**Pr.B.BOUMEDDANE**

**Réalisé par:**

**Mlle. ASSEB Zineb**

**Promotion: 2016/2017**

## DEDICACE

*Je dédie ce modeste travail à :*

- *Ma très chère mère, et mon très cher père, à leur grand sacrifice et le dévouement pour mon bonheur.*
  
- *Mes sœur, et toute ma famille.*
  
- *A mes amis et toute personne qui m'a aidé de loin ou de près.*
  
- *Mes camarades de la promotion 16/17.*

*ASSEB ZINEB*

## REMERCIEMENTS

Je remercie tout d'abord, Allah qui nous a donné la force et le courage afin de parvenir à élaborer ce modeste travail.

Je remercie profondément notre promoteur Mr B.BOUMEDDANE, pour avoir proposé un sujet de recherche passionnant, pour son aide, son encouragement, ses remarques, ses conseils, et ses critiques pertinentes et constructives. Qu'il trouve ici l'expression de nos profondes gratitudee.

Mes remerciements les plus vifs s'adressent aussi aux messieurs le président et les membres de jury d'avoir accepté d'examiner et d'évaluer notre travail.

Sans oublier enfin, tous mes amis et camarades de la promotion et tous les membres de la famille administrative de l'institut de Génie Mécanique.

## ملخص

دفع صاروخ يتضمن مجال واسع يحتوي على تطبيقات متعددة. الهدف من هذا العمل هو القيام بدراسة شاملة حول تغيير الأداء النظري للدوافع السائلة انطلاقا من حجرة الاحتراق إلى غاية منفذ الفوهة. إضافة إلى دراسة حول الإعدادات المختلفة المتعلقة بهذا الأخير . من أجل تحقيق هذه الدراسات استعملنا برنامج EES. كلمات مفتاحيه : الدوافع السائلة، درجة حرارة الاحتراق، أداء دوافع الفوهة.

## SUMMARY

Rocket propulsion includes a vast field with an unimaginable number of applications.

The goal of this work is to make a complete study on the evolution of the theoretical performances of liquid propellants from the combustion chamber up to the exit of the nozzle and a study on the various parameters concerning combustion.

We have used the EES program to realize these studies.

**Key words:** liquid propellants, combustion temperature, nozzle, propellant performance.

## RESUME

La propulsion par fusée inclut un vaste domaine avec un nombre inimaginable d'applications.

Le but de ce travail est de faire une étude complète sur l'évolution des performances théoriques des propergols liquides à partir de la chambre de combustion jusqu'à la sortie de la tuyère ainsi une étude sur les différents paramètres concernant la combustion.

Nous avons utilisé le programme EES pour réaliser ces études.

**Mot -clés:** propergols liquide, température de combustion, tuyère, performances des propergols.

## NOTATION ET SYMBOLES

Symbole	Définition	Unité
$A_s$	Surface de passage dans la section de sortie.	$m^2$
$A_t$	L'aire au col de la tuyère.	$m^2$
$C^*$	Vitesse caractéristique.	m/s
$C_D$	Coefficient de débit.	----
$C_F$	Coefficient de poussé.	----

Csp	Consommation spécifique.	Kg/t.s
Cp	Chaleur spécifique globale à P constante.	Cal/mole K
Cv	Chaleur spécifique globale à V constante.	Cal/mole K
F	Poussée d'un moteur –fusée.	N(Tonne)
Gamma	Rapport des chaleurs spécifiques.	----
$\Delta H$	Variation d'enthalpie totale du mélange.	Kcal/mole
$\Delta H_f$	Variation d'enthalpie de formation.	Kcal/mole
Isp	Impulsion spécifique.	s
M	Masse molaire des produits de combustion.	Kg/mole
MMH	Monométhylhydrazine.	----
N	Nombre de mole.	mole
P	Pression de combustion.	atm
Pa	Pression du fluide ambiant.	atm
Ps	Pression de sortie.	atm
Pc	Pression de chambre.	atm
Pt	Pression critique.	atm
Q	Energie libérée par la combustion.	Kcal/mole
R	Constante des gaz parfait.	Cal/Kg.K
$\vec{R}$	Résultante générale des efforts.	----
S(T)	Entropie molaire.	Cal/mole K
Tc	Température de combustion.	K
Ts	Température de sortie.	K
To	Température ambiante.	K
Tt	Température critique.	K
UDMH	Diméthylhydrazine.	----
V	Vitesse locale.	m/s
Vs	Vitesse d'éjection des produits de combustion ou vitesse de sortie.	m/s

Symbole	Définition	Unité
Vsr	Vitesse d'éjection réelle.	m/s
a	Vitesse du son.	m/s
a <sub>t</sub>	Vitesse du son au col.	m/s
$\dot{m}$	Débit massique des produits combustion.	Kg/s
n	Nombre total de moles gazeux.	mole
r <sub>m</sub>	Rapport de mélange.	----
r <sub>g</sub>	Constant des gaz relative à l'unité de masse.	Cal/Kg.K
$\rho$	Masse volumique.	Kg/m <sup>3</sup>

$\rho_g$	Masse spécifique de l'ensemble du fluide.	$\text{Kg/m}^3$
$\gamma$	Coefficient de détente isentropique.	----
$\eta$	Efficacité de performance de combustion.	----
$\eta^*$	Efficacité de vitesse caractéristique.	----
$\eta_F$	Efficacité de coefficient de poussée.	----

## LES INDICES

c: Dans la chambre de combustion.

a : Milieu ambiante.

t : Au col

s : Section de sortie.

int : à l'intérieur

ext : à l'extérieur.

# LISTE DES TABLEAUX

<i>Tableau 2. 1- ORDERS DE GRANDEURS DES PARAMTERES POUR DIFFERENTS TYPES DE PROPULSEURS [8] .....</i>	<i>7</i>
<i>Tableau 3. 1- CARACTERISTIQUES PHISQUES DES OXYDANTS [7] .....</i>	<i>14</i>
<i>Tableau 3. 2- CARACTIRISTIQUES PHISQUES DES COMBUSTIBLES [7] .....</i>	<i>16</i>
<i>Tableau 3. 3- PERFORMANCES THEORIQUES DES PRINCIPAUX PROPERGOLS LIQUIDES. [7].....</i>	<i>17</i>
<i>Tableau 4. 1- EQUATIONS DES DIFFERENTS EQUILIBRES UTILISE .....</i>	<i>31</i>
<i>Tableau 6- 1 : Performances de quelques propergols calcules par le programme. ....</i>	<i>57</i>

## LISTE DES FIGURES

<i>Figure 6- 1:Evolution de température en fonction de la richesse pour plusieurs propergols.</i>	50
Figure 6- 2 : Evolution d'impulsion spécifique en fonction de la richesse pour plusieurs propergols.....	51
Figure 6- 3 : Evolution de coefficient de poussé en fonction de la richesse pour plusieurs propergols.....	52
Figure 6- 4 : Evolution de la consommation spécifique en fonction de la richesse pour plusieurs propergols. ....	53
Figure 6- 5 : Evolution de rapport de chaleur spécifique en fonction de la richesse pour plusieurs propergols. ....	54
Figure 6- 6 : Evolution de la masse molaire des produits de combustion en fonction de la richesse pour plusieurs propergols. ....	55
Figure 6- 7 : Evolution de la vitesse caractéristique en fonction de la richesse pour plusieurs propergols.....	56



# TABLE DE MATIERES

DEDICACE.....	i
REMERCIEMENTS.....	i
ملخص.....	ii
SUMMARY .....	iii
RESUME.....	iii
NOTATION ET SYMBOLES .....	iii
LISTE DES TABLEAUX.....	vi
LISTE DES FIGURES .....	vii
TABLE DE MATIERES.....	viii
INTRODUCTION GENERALE.....	1

## CHAPITRE 1: HISTORIQUE

HISTORIQUE DES ROQUETTES .....	2
--------------------------------	---

## CHAPITRE 2: PROPULSION PAR REACTION

PROPULSION PAR REACTION .....	5
2.1. INTRODUCTION .....	5
2.2. CLASSIFICATION PAR PROPULSEUR .....	5
2.2.1. Moteurs Aérobie :.....	6
2.2.2 Moteurs Anaérobies .....	6
2.3. CALSSIFICATION BASEE SUR L'ENERGIE .....	6
2.3. CALSSIFICATION SUIVANTE CHAMP D'APPLICATION .....	8
2.3.1. PROPULSEURS DE MISSILES.....	8
2.3.2. PROPUISEURS DE VEHICULES SPATIAUX.....	8
2.3.3. PROPULSEURS AUXILIAIRES .....	8
CONCLUSION .....	8

## CHAPITRE 3: LES PROPERGOLS

LES PROPERGOLS .....	9
3.1. INTRODUCTION .....	9

3.2. CRITERES DE CHOIX D'UN PROPERGOLS .....	9
3.2.1. PROBLEMES ECONOMIQUES ET FINANCIERS :.....	9
3.2.2. MANIPULATION ET STOCKAGE : .....	10
3.2.3. PROBLEMES LIES AU FONCTIONNEMENT INTERNE :.....	10
3.3. TYPES DES PROPERGOLS .....	11
3.3.1. PROPERGOL SOLIDE :.....	11
3.3.2. PROPERGOL HYBRIDE OU LITHERGOLS :.....	11
3.3.3. PROPERGOLS LIQUIDES :.....	11
3.4. PROPERGOLS LIQUIDES .....	12
3.4.1. OXYDANTS LIQUIDES : .....	12
3.4.2. COMBUSTIBLES LIQUIDES :.....	15
<b>CHAPITRE 4: ETUDE DE LA COMBUSTION</b>	
ETUDE DE LA COMBUSTION.....	22
4.1. INTRODUCTION .....	22
4.2. PROCESSUS DE COMBUSTION .....	22
4.2.1. PULVERISATION .....	22
4.2.2. MELANGE .....	22
4.2.3. VAPORISATION .....	22
4.2.4. COMBUSTION .....	23
4.2.5. ETUDE DE LA COMBUSTION .....	23
4.2.7. CARACTERISTIQUES PHYSIQUES DES PRODUITS DE COMBUSTIN .....	32
<b>CHAPITRE 5:LA DETENTE</b>	
LA DETENTE.....	34
5.1. INTRODUCTION .....	34
5.2. POUSSEE D'UN MOTEUR FUSEE.....	34
5.3. CARACTERISTIQUES ENERGETIQUES .....	36
5.3.1. Vitesse d'éjection, Impulsion spécifique .....	36
5.3.2. Coefficient de débit, Coefficient de poussée .....	38
5.4. EVALUATION THEORIQUE DES CARACTERISTIQUES ENERGETIQUES DES PROPERGOLS.....	39
5.4.1. Le schéma idéal.....	39
5.4.2. Etude de la détente .....	40

5.4.3. Résolution et expressions analytiques.....	41
5.5. ECARTS ENTRE LES PERFERMANCES THERIQUES ET LES PERFERMANCES REELLES .....	47
<b>CHAPITRE 6: RESULTATS ET COMMENTAIRES</b>	
RESULTATS ET COMMENTAIRES .....	48
6.1. INTERPRETATION DES GRAPHES .....	48
6.1.1. Influence de la richesse sur les performances théoriques des propergols liquides .	48
6.1.2. Performances optimales d'un propergol .....	48
6.1.3. Comparaison des performances théoriques des propergols liquides .....	49
CONCLUSION GENERALE .....	58
ANNEXE .....	59
BIBLIOGRAPHIE .....	63

# INTRODUCTION GENERALE

L'une des réalisations les plus spectaculaire de ces dernières décennies est l'apparition des engins à réaction, ce qui a engendré un développement considérable dans la construction des engins propulsés.

Les performances de ces moteurs sont directement liées d'une part à la nature de propergol et d'autre part au choix optimum des conditions de fonctionnement.

Dans ce travail, on a fait donc une étude comparative des performances théoriques du quelque propergol liquide.

La recherche des propergols les plus intéressants la connaissance de caractéristiques énergétiques bien définies permettant de chiffrer la valeur intrinsèque de chaque système en vue d'établir des comparaisons significatives entre eux et évaluation théorique de ces caractéristiques.

En effet le rapport de mélange optimal est choisi à partir d'un meilleur compromis entre les paramètres de performance tel que  $I_{sp}$ ,  $C_s$  et  $C_F$ .

Notre travail prendra le cheminement suivant :

- Différents types de propulsion par réaction.
- Les propergols.
- Etude de la combustion.
- Etude de la détente.
- Présentation du programme de calcul.
- Résultats et commentaires

Et enfin conclusion générale.

## HISTORIQUE DES ROQUETTES

L'histoire des roquettes n'est qu'un chapitre de l'histoire du vol ou des voyages dans l'espace. Certes l'utilisation d'un jet pour la propulsion est une idée fort ancienne puisqu'on peut la faire remonter au « pigeon volant » d'Archytas (vers 360 avant Jésus Christ), mais les premières roquettes, dont une chronique ait gardé trace, sont les « flèches à feu volant », qu'au début du XIII<sup>ème</sup> siècle les défenseurs chinois de la ville de Kai-fung-fu (Pien-King) tirèrent sans appareil de lancement sur les assiégeants mongols, conduits par le fils de Gengis Khan, et le premier voyageur de l'espace aurait été, selon un récit qui n'est peut-être qu'une légende un chinois téméraire, Van Hoo, qui vers 1500 après Jésus Christ imagina de se faire transporter par un cerf-volant comportant un siège en son centre et équipait de quarante-sept fusées, que des coolies devaient allumer simultanément à un signal donné. Après l'allumage, le chinois et son « aéroplane » disparurent dans un nuage de fumée noire.

Les roquettes, grâce surtout aux Arabes, se répandirent rapidement en Europe et en Asie aux cours de différents conflits militaires du moyen Age, où elles intervinrent en compétition avec des canons apparus au XIV<sup>ème</sup> siècle sur les champs de bataille, mais surclassées par les armes à feu malgré les améliorations qui leur étaient apportées, les roquettes restèrent pratiquement une curiosité dans le domaine militaire jusque vers la fin du XVIII<sup>ème</sup> siècle, cependant que dans un domaine plus populaire, celui des feux d'artifice, elles conduisaient à des fusées de réjouissance, dont la technologie s'affirmait, encore que l'on n'ait pas d'idées bien nettes sur leur fonctionnement.

XIV<sup>e</sup> siècle, en Angleterre, le moine Roger Bacon travailla sur des poudres et améliora la portée des fusées.

En Allemagne, au XVI<sup>ème</sup> siècle, Johann Schmidlap conçut une fusée en escalier. Une première fusée de grande taille (premier étage) emportait une fusée plus petite (deuxième étage). Lorsque la grande fusée s'était consumée, la petite continuait et gagnait l'espace.

XVIII<sup>e</sup> siècle, Isaac Newton posa les fondements scientifiques de la fuséologie. Il organisa les résultats de ses recherches en 3 lois (principe d'inertie, principe fondamental de la dynamique, principe des actions réciproques). Le dernier principe a énoncé qu'il de l'action et de la réaction qui repose sur une loi naturelle. Ce principe signifie qu'à toute action correspond une réaction égale et de sens opposé.

Une fusée en astronautique est un véhicule qui se déplace dans l'espace grâce à un moteur-fusée en emportant à la fois le combustible et le comburant nécessaires à son fonctionnement.

Une fusée comprend plusieurs étages pour maximiser sa capacité d'emport. La fusée moderne s'est nourrie de plusieurs siècles d'imagination. La science des fusées a été théorisée par le Russe Constantin Tsiolkovski à la fin du XIXe siècle et mise en pratique peu avant la Seconde Guerre mondiale par les chercheurs allemands à des fins militaires.

En 1898, le Russe Constantin Tsiolkovski suggéra d'explorer l'espace à l'aide des fusées. Il a suggéré dans un écrit d'utiliser des carburants liquides pour améliorer la portée des fusées. Il fut d'ailleurs surnommé le "père de l'astronautique moderne".

16 mars 1926 : Première fusée à propergol liquide. Le physicien américain Robert Hutchings Goddard réalise le lancement d'une fusée propulsée par un mélange d'essence et d'oxygène liquide. L'engin atteint une altitude de 12,50 mètres et une vitesse de 100 km/h. Ce premier essai encouragea Goddard à perfectionner son système de propulsion. Il déposera 214 brevets d'inventions qui joueront une importance capitale dans la conquête spatiale.

Après 1945, Aux Etats-Unis comme en Russie, les travaux sur les roquettes se développèrent en faisant largement appel, aux moins durant les premières années, aux scientifiques allemands faits prisonniers et à leurs connaissances technologiques dans ce domaine. Les lanceurs à plusieurs étages russes (SPUTNIC) et américains (EXPLORER) au cours de l'année géophysique internationale 1957-1958 devaient constituer les premiers résultats spectaculaires de programmes intensifs de recherches, qui ont conduits depuis la production d'innombrables satellites, roquettes interplanétaires, fusées d'exploration et missiles militaires.

À compter de la fin des années 1950, les fusées ont été utilisées pour mettre en orbite des satellites à des fins commerciales ou de recherche (l'URSS en 1957, les USA un an plus tard, la France en 1965), envoyer des sondes spatiales vers les autres planètes du système solaire et envoyer des hommes dans l'espace. La technologie des fusées n'évolue pratiquement plus depuis les années 1970. Les fusées Ariane illustrent bien la volonté de conquête spatiale de l'Europe.

9 avril 1968 : Premier lancement à Kourou. Le centre spatial français de Kourou en Guyane est inauguré avec le lancement de la fusée-sonde « Véronique » (étude de la haute atmosphère et projet FAUST).

24 décembre 1979 : Naissance de la fusée Ariane. La première fusée Ariane est lancée à Kourou, ce fut une réussite. Ce lancement marque l'entrée de l'Europe dans la course aux étoiles aux côtés des américains et des soviétiques.

À partir de 1981, des lancements commerciaux Ariane débutent.

30 octobre 1997 : Lancement réussi pour Ariane V. Le deuxième tir d'Ariane V est un véritable succès. Cette réussite permet dès alors de mettre en orbite des satellites de télécommunication lourds et volumineux.

Certes, jamais les défenseurs de Pien King n'auraient pu imaginer que les roquettes grossières qu'ils faisaient entre dans l'histoire évolueraient à un point tel que, quelques siècles plus tard, elles entraîneraient un remodelage de la civilisation.

# PROPULSION PAR REACTION

## 2.1. INTRODUCTION

Dans le domaine de la propulsion par réaction d'un engin est obtenu par un effort dirigé dans le sens de la vitesse de l'engin, cet effort pouvant être obtenu de différents manières.

Un moteur à réaction est un moteur destiné à la propulsion d'un véhicule et reposant sur la projection d'un gaz à grande vitesse vers l'arrière c'est l'action. Une force de réaction, la poussée, se manifeste alors en sens inverse de l'éjection des gaz.

Le principe de base a été formulé par Isaac Newton selon la loi de l'action et de la réaction. *« Toute action s'accompagne par une réaction égale en module et a pour direction le sens opposé de l'action ».*

Nous allons étudier, les systèmes propulsion à réaction pure ou l'effort propulsif ou poussée est obtenu par une variation de la quantité de mouvement du système lui-même.

Il est donc de fonctionnement autonome être utilise pour la propulsion d'un engin dans le vide. Du fait que le domaine de la propulsion par fusée est vaste, trois classifications des systèmes propulsifs peuvent avoir lieu : selon le système de propulseur ; selon la nature de l'énergie qui assure la propulsion ; l'autre selon le champ d'application.

Il faut note que les trois classifications ne sont pas vraiment indépendantes, car même le fait d'envisager un domaine d'application pour propulseur, l'énergie qui assure sa propulsion doit être choisie de façon à assure la mission avec un maximum d'efficacité et un coût minimum.

## 2.2. CLASSIFICATION PAR PROPULSEUR

Les systèmes propulsifs peuvent être classés en deux catégories, suivant la nature du fluide moteur : air ou ergol. Le système sera donc aérobie ou anaérobie. Dans ces deux cas de figures, la propulsion se fait par réaction directe (fusée, turbo et stato réacteur), c'est-à-dire par poussée des gaz éjectés dans la tuyère, soit par réaction indirecte (turbopropulseur, turbine d'hélicoptère), c'est-à-dire par action motrice sur une hélice.



### 2.2.1. Moteurs Aérobie :

Les moteurs aérobie utilisent l'oxygène de l'air comme comburant ou oxydant dans une réaction chimique. Ils ne peuvent être utilisés que dans l'atmosphère terrestre. Dans cette catégorie on trouve :

- Les statoréacteurs.
- Les pulsoréacteurs.
- Les turboréacteurs.
- Turbopropulseurs.

### 2.2.2 Moteurs Anaérobies

Les moteurs anaérobies emportent le comburant et le carburant de la réaction chimique. Cela leur permet ainsi de pouvoir fonctionner en dehors de toute atmosphère. Dans cette catégorie figurent :

- Les propulseurs à carburant solide : les propulseurs à poudre, utilisés dans les boosters de certaines fusées.
- Les propulseurs à carburant liquide : les moteurs fusées, utilisés, comme leur nom l'indique, dans les fusées, mais aussi dans les missiles, les lanceurs spatiaux, ainsi que dans les satellites et certaines des sondes spatiales.
- 

## 2.3. CALSSIFICATION BASEE SUR L'ENERGIE

Actuellement, la plupart des propulseurs fusés utilisent comme source d'énergie, une réaction chimique exothermique. Les composés chimiques alimentant cette réaction sont appelés « propergols ». L'utilisation de l'énergie nucléaire ou encore l'énergie électrique permet d'augmenter la température d'un fluide moteur appelé « fluide propulsif ».

On peut classer les systèmes propulsifs en trois catégories, suivant le mode d'apport d'énergie :

- Système à propulsion chimique.
- Système à propulsion électrique.
- Système à propulsion nucléaire.

En outre, les systèmes de propulsion envisagés étant de type à réaction, il est nécessaire de transformer ces énergies en énergies cinétiques. Cette transformation est obtenue de différentes manières :

-Transformation thermodynamique avec détente des gaz chauds.

-Transformation thermodynamique, avec effet magnétohydrodynamique obtenu en provoquant au préalable l'ionisation de la masse gazeuse et en accélération le plasma ainsi obtenu dans un champ magnétique.

-Accélération de particules chargées électriquement, dans un champ électrique.

\_ Libération de l'énergie par fusion du fluide moteur, et détente des gaz chauds dans la tuyère.

Les systèmes propulsifs, basés sur la séparation de la source d'énergie et de la masse éjection.

En effet, ils posent le problème de la construction d'une source d'énergie ayant un rapport /puissance suffisamment faible. C'est un système de propulsion dérivant son énergie de la combustion de composés chimiques, ou propergols.

Types d'énergie	Impulsion spécifique (sec)	Température Max (°C)	Rapport poussée/poids	Durée de fonction	Puissance spécifique (KW/Kg)	Fluides généralement utilisées
Prop.chim (liquide ou solide)	200-480	2500-4300	$10^{-2}$ - 100	Quelque dizaine de sec	$10^{-1}$ - $10^2$	H2 ou O2 ou Hydocar
Monergol liquide	180-240	1000-1300	$10^{-1}$ - $10^2$	qqles sec jusqu'à qqles min	0.02- 200	½ H4
Nucléaire	500-1100	2700	$10^{-2}$ - 30	//	$10^{-1}$ - $10^3$	H2
Arc électrique	400-2000	5500	$10^{-4}$ - $10^{-2}$	Quelques jours	$10^{-3}$ - 1	H2
Magnéto-plasma	3000-15000	/	$10^{-5}$ - $10^3$	Quelques semaines	$10^{-3}$ - 1	H2
Propuls à ions	4000-25000	/	$10^{-5}$ - $10^3$	Quelques mois	$10^{-3}$ - 1	Cs (césium)
Energie Solaire	400-700	1300	$10^{-3}$ - $10^{-2}$	Quelques jours	$10^{-2}$ - 1	H2

Tableau 2. 1- ORDERS DE GRANDEURS DES PARAMETRES POUR DIFFERENTS TYPES DE PROPULSEURS [8]

### 2.3. CLASSIFICATION SUIVANTE CHAMP D'APPLICATION

La propulsion par fusées couvre un grand domaine d'application, et de ce fait plusieurs types de propulseurs peuvent être définis :

#### 2.3.1. PROPULSEURS DE MISSILES

On distingue les engins qui doivent porter une charge utile d'un point à un autre de la terre, ou à une certaine altitude.

C'est le cas des engins balistiques, et des fusées sondes ainsi que les lanceurs de satellites.

#### 2.3.2. PROPULSEURS DE VEHICULES SPATIAUX

Pour des missions spatiales, on a recours actuellement aux propulseurs développant une faible poussée et ayant un grand temps de fonctionnement, ceci paraît évident car la plus grande partie de leur temps de vol a lieu en milieu stellaire dépourvu de toute résistance au mouvement.

#### 2.3.3. PROPULSEURS AUXILIAIRES

Ce sont des propulseurs de faible puissance, utilisant soit l'énergie chimique soit des gaz comprimés ou des substances stockées sous forme condensée, qui se gazéifient au moment de l'emploi.

Ce genre de propulseurs est utilisé pour la correction des divergences relatives aux trajectoires nominales prescrites par les lois de commande.

### CONCLUSION

Deux problèmes principaux concernent la propulsion par réaction, à savoir l'énergie et la matière ; en effet un propulseur a toujours besoin d'énergie, cela découle des lois les plus élémentaires de la physique, cependant en plus il a besoin de matière pour pouvoir fonctionner. Jusqu'à présent le problème de l'énergie a été maîtrisé grâce à l'introduction de techniques de plus en plus avancées, toutefois la matière demeure un obstacle pour le développement des systèmes de propulsion, des recherches sont actuellement dirigées dans ce sens.

# LES PROPERGOLS

## 3.1. INTRODUCTION

La réalisation d'un propergol correspond, dans le cas général, à l'association de deux ou plusieurs constituants, les ergols, de nature différente (un comburant et un combustible), dans le but d'obtenir un mélange susceptible de donner une réaction de décomposition fortement exothermique, avec formation de produits gazeux.

Le rôle du chimiste sera de sélectionner des composés qui, une fois mis en présence et mis à feu d'une manière adaptée, donneront naissance à ce gaz. Cela fait, il devra déterminer, pour des composés donnés, la composition pondérale qui donnera au propergol les meilleures performances.

La mise à feu pourra, en fonction de la nature des composés et de leur forme physique, être nécessaire ou non. Nous y reviendrons en passant sommairement en revue les formes physiques que peuvent revêtir les propergols.

## 3.2. CRITERES DE CHOIX D'UN PROPERGOLS

Le choix du propergol est basé sur le fait que la réaction engendrée doit libérer le maximum d'énergie disponible.

Le propergol envisagé doit être fabriqué, livré et stocké aussi facilement que possible.

Il doit s'allumer et brûler dans des conditions compatibles avec le bon fonctionnement du moteur. Dans le choix d'un propergol, interviennent donc, des problèmes d'ordre économique de manipulation, stockage et fonctionnement interne de la fusée.

### 3.2.1. PROBLEMES ECONOMIQUES ET FINANCIERS :

Les réacteurs fusés, ayant une consommation spécifique élevée, le prix du propergol et sa disponibilité jouent un rôle important dans le choix, il sera souhaitable de choisir un propergol bon marché et disponible en grande quantité.

### 3.2.2. MANIPULATION ET STOCKAGE :

Ce sont en fait les critères les plus importants avec ceux définissent les qualités énergétiques.

Le stockage est le plus important, car les problèmes de manipulation peuvent à la rigueur être résolus en prenant les mesures de sécurité adéquates. Le propergol doit pouvoir être emmagasiné dans réservoir de stockage et dans ceux de l'engin.

La stockabilité est même à la base d'une classification des propergols liquides en stockables et non-stockables.

Il conviendra, pour définir les conditions de manipulation et de stockabilité d'examiner les propriétés suivantes des propergols considérés :

**Corrosion** : compatibilité avec les matériaux métalliques et plastiques.

**Danger d'explosion et d'incendie** : instabilité naturelle sous l'influence d'impuretés, d'élévation de température, de chocs.....

**Toxicité** : action sur les voies respiratoires et les tissus organiques des eux-mêmes ou des produits de combustion.

**Propriétés physiques** : point de congélation, point d'ébullition, tension de vapeur.....

**Propriétés chimiques** : réaction avec l'air ambiant, stabilité chimique en fonction du temps, influence de l'humidité.....

### 3.2.3. PROBLEMES LIES AU FONCTIONNEMENT INTERNE :

Ces problèmes sont généralement spécifiques aux propergols liquides, et concernent principalement le système d'alimentation de la chambre propulsive, le refroidissement de la tuyère, l'allumage et la combustion.

D'une façon générale, le choix du propergol adéquat, se ramène à sélectionner la paire d'ergols qui donne les meilleures performances, telles que l'impulsion spécifique, la température de fin combustion.

### 3.3. TYPES DES PROPERGOLS

#### 3.3.1. PROPERGOL SOLIDE :

Les propergols solide sont constitués par des mélanges comportant, un comburant et un combustible, capables de brûler des que l'on procède à leur inflammation.

Les composants du mélange sont intimement mélangés et présents sous la forme d'un pain dans la chambre de combustion à l'état prémélangé. L'allumage doit toujours être provoqué par un dispositif annexe.

Nous pouvons citer comme constituant des poudre homogènes :

- la nitrocellulose.
- la nitroglycérine.
- La dinitrate de diéthylinéglcyol.
- la nitroguaniidine.

#### 3.3.2. PROPERGOL HYBRIDE OU LITHERGOLS :

Les composants sont séparés l'un, solide est fixé dans la chambre, l'autre, liquide, est stocké dans un réservoir et introduit par des injecteurs placés en tête de chambre de combustion. L'allumage peut se produire soit spontanément, lorsque le liquide injecté arrive au contact du pain (nous avons alors un lithergol hypergolique), soit en actionnant un dispositif d'allumage qui peut faire appel à une petite quantité de liquide présentant un caractère hypergolique en présence de la charge solide ou faire appel à un allumage classique qui est actionné après le début de l'injection du liquide.

#### 3.3.3. PROPERGOLS LIQUIDES :

Notre travail portera essentiellement sur ce type de fusée, les composants sont stockés séparément sont injectés à l'état liquide dans la chambre de combustion où se réalisent leur dispersion, leur mélange et leur réaction.

Dans la pratique actuelle, la plupart des engins sont équipés de fusées, et plus précisément de fusées à propulsion chimique.

Les engins civils destinés essentiellement à des applications spatiales, sont propulsés par des fusées à propergols liquides qui permettent d'atteindre des performances plus élevés que les fusées à poudre, et de réaliser des durées de fonctionnement beaucoup plus importantes.

Les fusées à propergols solides caractérisées par leur simplicité et leur disponibilité immédiate, sont préférées pour les applications militaires. La totalité de la charge propulsive est en effet emmagasinée dans la chambre de combustion et les engins peuvent être stockés et manipulés prêts à l'emploi, ce qui n'est pas toujours le cas des fusées à propergols liquides.

Le choix d'un des types de propergols cités sera dicté par le profil de mission de l'engin que le moteur doit équiper, et aussi, par des conditions technico-économiques.

### 3.4. PROPERGOLS LIQUIDES

La plupart des propergols liquide sont des diergols, combinaisons d'un oxydant et d'un combustible, car les monergols en général, sont d'autant plus instables. Ces instabilités sont, le plus souvent liées à des problèmes d'amorçages, de détonation, de sensibilité au choc et à la chaleur ainsi que la sensibilité à la compression adiabatique. Elles peuvent limiter ou même interdire l'emploi des monergols.

Les diergols peuvent être classés en se basant sur l'énergie disponible avant la combustion, car l'énergie fournie par le système, utilisant une réaction de combustion, est égale à la différence des enthalpies de formation entre substances initiales et finales. Les propergols le plus performants sont ceux qui possèdent l'enthalpie de formation, à l'état initial, la plus élevée.

#### 3.4.1. OXYDANTS LIQUIDES :

Les éléments oxydants les plus énergétiques sont l'oxygène, le fluor, et les composés porteurs du fluor et oxygène. On distingue alors, parmi les oxydants les plus importants :

##### 3.4.1.1. L'Oxygène :

Sous forme liquide, il a une couleur bleutée et est obtenu par distillation de l'air liquide ; pour produire 1 kg d'oxygène liquide on dépense environ 1 KW/h d'énergie électrique. L'oxygène liquide est très énergétique, surtout lorsqu'il est employé avec des hydrocarbures ou de l'hydrogène liquide. Sa chaleur spécifique  $C_p$  est 0.406 Kcal/Kg.K, sa température d'ébullition est 90K et son enthalpie de vaporisation est de l'ordre de 213KJ/Kg.

L'oxygène liquide présente l'avantage d'être ni toxique ni corrosif sauf que ses effets sur la peau sont comparable à des brûlures.

### 3.4.1.2. Le Fluor :

Sous forme liquide ou gazeuse, il a une couleur jaunâtre. Il est obtenu par électrolyse d'un mélange HF ou KF, d'où son prix de revient assez élevé. Le fluor présente le grand avantage d'être le plus énergétique de tous les oxydants généralement utilisés.

Bien que stable au choc et la chaleur, sa manipulation et son stockage sont très difficiles, car il réagit pratiquement avec tous les matériaux métalliques et plastique. Cette intense corrosion impose un stockage dans des réservoirs à triple paroi recouverts par des fluorures protecteurs. Le fluor, est très toxique et une concentration élevée conduit à la mort en moins d'une demi-heure. Le contact avec la peau provoque de sévères brûlures.

### 3.4.1.3. Tetraoxyde d'Azote (ou Peroxyde d'Azote) N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>:

Sous forme liquide, il est de couleur jaune ; le solide et le gaz sont incolores. Il est préparé par oxydation de l'ammoniac. Cette pratique est devenu courante en industrie lui permet d'être peu coûteux. Ses qualités énergétiques et cinétiques étant moyennes.

Lorsqu'il est pur et sec, son action sur les métaux est très faible, donc il peut être stocké avec des moyens classiques. Cependant lorsqu'il est humide, il est beaucoup plus corrosif. Le peroxyde d'azote est un composé très toxique et peut être dangereux lorsqu'il est utilisé à grandes concentrations.

### 3.4.1.4. Acide nitrique :

A l'état liquide, il est incolore et est préparé par hydratation du peroxyde d'azote. Sa manipulation exige plusieurs précaution à cause des brûlures graves qu'il provoque au contact de la peau ainsi que sa toxicité et son pouvoir très corrosif.

Son prix de revient compétitif favorise son emploi pour des engins utilisant une grande masse propergol. Les dispositifs visant à réduire la corrosion et les autres risques entraînent une augmentation de la masse de l'engin, mais sans toutefois influencer le prix de revient de l'engin.

### 3.4.1.5. Eau oxygénée (Peroxyde d'hydrogène) :

Sous forme liquide, c'est un produit incolore, les moyens de production sont très nombreux.

Malgré la facilité de production, il présente des problèmes de stockage, de corrosion et stabilité. Cependant, un certain nombre de précautions permet d'obtenir de bons résultats. De plus, ce composé s'enflamme facilement sous l'effet de certaines poussières.



Le peroxyde d'hydrogène n'est pas toxique mais peut provoquer des brûlures sur la peau et les voies respiratoires.

OXYDANT	Température d'ébullition (K)	Masse volumique (Kg/m <sup>3</sup> )	Conductivité thermique (W/m°C)	Chaleur de vaporisation (J/Kg)	Viscosité (poises)	Chaleur Spécifique Cp (J/Kg°C)
OXYGENE LO <sub>2</sub>	90	1144	0.15	2.13 10 <sup>5</sup>	19 10 <sup>-4</sup> (90 °C)	1697
FLUOR LF <sub>2</sub>	85	1505	-----	1.72 10 <sup>5</sup>	24 10 <sup>-4</sup> (85 °C)	1534
TETROXYDE D'AZOTE N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	294	1434	0.14	4.14 10 <sup>5</sup>	39.310 <sup>-4</sup> (25 °C)	1547
ACIDE NITRIQUE NO <sub>3</sub> H	357	1504	0.23	5.68 10 <sup>5</sup>	74.610 <sup>-4</sup> (25°C)	1743
EAU OXYGENEE H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	423	1450	-----	1.39 10 <sup>5</sup>	116 10 <sup>-4</sup> (25°C)	1120

Tableau 3. 1- CARACTERISTIQUES PHYSIQUES DES OXYDANTS [7]

### 3.4.2. COMBUSTIBLES LIQUIDES :

Les combustibles sont des composés réducteurs qui, après oxydation, libèrent une grande énergie. On dénombre beaucoup de combustibles liquides utilisables tels que l'hydrogène et les composés porteurs d'hydrogène, composés hydrogénés du carbone, de l'azote ou du bore. On peut classer de la manière suivante :

#### 3.4.2.1. Hydrogène liquide :

Il donne des impulsions spécifiques les plus élevés mais sa très faible densité et sa très basse température en limitent l'emploi.

C'est un liquide incolore, dont la production et la liquéfaction ont atteint un niveau industriel. Le fait que l'hydrogène liquide soit cryogénique, impose la conception de réservoirs et de canalisations, tenant compte du problème d'isolation thermique. Le plus souvent ces dispositifs sont encombrants et lourds.

L'hydrogène liquide est très peu toxique, donc sa manipulation ne présente pas de danger, à condition de bien ventiler les zones de travail. L'utilisation de basses température pour un stockage améliore les caractéristiques mécanique des matériaux métalliques utilisés, mais augmente leur fragilité.

En plus de ces qualités, l'hydrogène liquide possède une très grande qualité énergétique. Cette dernière fait qu'il est un excellent réfrigérant pour la chambre propulsive.

#### 3.4.2.2. L'hydrazine (N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>) :

C'est un liquide clair. Légèrement blanc. L'hydrazine est surtout utilisée en Europe, notamment pour le programme ARIANE, où elle a été développée avec ses dérivés. Tels que le monométhylhydrazine (MMH) ainsi que le diméthylhydrazine (UDMH). De ces trois composés, l'hydrazine est le plus performant, mais présente un haut point de congélation (1.5 °C).

Sa manipulation et son stockage nécessitent certaines précautions. Stable à froid, l'hydrazine se décompose sous l'effet de la température et des impuretés. Il en résulte que l'hydrazine est un excellent monergol en présence de certains additifs catalyseurs tels que les oxydes métalliques. Sa vapeur forme avec l'air des mélanges explosifs qui constituent un danger lors de la manipulation, d'autres part, l'hydrazine attaque les tissus vivants, elle est donc toxique.

### 3.4.2.3. Propergols cryogéniques :

Les deux combinaisons les plus utilisées sont :

a) Oxygène-hydrogène liquides :

C'est une combinaison à haut énergie dont l'impulsion spécifique théorique standard est de 391 s et la densité moyenne faible, voisine de 0.3. Son emploi est intéressant pour les étages supérieurs de lanceurs spatiaux (CENTAUR, SATURN I et V, 3<sup>ème</sup> étage d'ARIANE) et pour les systèmes récupérables (Navette spatiale). Il se développera sans risque la concurrence du diergol le plus énergétique, Fluor-hydrogène (Isp théorique standard 410 s, densité 0.45) à cause de la toxicité et de la grande agressivité du fluor.

b) Oxygène liquide-kérosène :

C'est un propergol bon marché de bonne performance, son impulsion spécifique théorique standard est de 300 s et sa densité est de 1. Son utilisation est très fréquente en étages inférieurs des lanceurs.

CARBURANT	Température d'ébullition (K)	Masse volumique (Kg/m <sup>3</sup> )	Conductivité thermique (W/m°C)	Chaleur de vaporisation (J/Kg)	Viscosité (poises)	Chaleur Spécifique Cp (J/Kg°C)
HYDROGENE LH2	20.2	71	0.12	4.51 10 <sup>5</sup>	1.3 10 <sup>-4</sup> (20 K)	9365
UDMH N2H2(CH3)2	3.36	785	0.204	5.81 10 <sup>5</sup> (25°C)	0.5 10 <sup>-2</sup> (25 °C)	2725
HYDRAZINE N2H4	386.5	1004	0.50	1.25 10 <sup>6</sup>	0.9 10 <sup>-2</sup> (25 °C)	3080
MMH N2H3(CH3)	360.5	874	0.50	1.26 10 <sup>6</sup>	0.8 10 <sup>-2</sup> (25°C)	2925
KEROSENE C10H20	distillation des 180°C	800	0.15	2.45 10 <sup>5</sup>	1.86 10 <sup>-2</sup> (25°C)	1965

Tableau 3. 2- CARACTÉRISTIQUES PHYSIQUES DES COMBUSTIBLES [7]

Tableau 3. 3- PERFORMANCES THEORIQUES DES PRINCIPAUX PROPERGOLS LIQUIDES. [7]

OXYDANT	COMBUSTIBLE	r	$\rho$ kg/m <sup>3</sup>	T <sub>0</sub> k	M g/mole	C* m/s	Isp s
OXYGENE	HYDROGENE	4.02	280	2995	10	2435	391
	UDMH	1.65	980	3590	21.30	1865	310
	KEROSENE	2.56	1020	3670	23.30	1805	300
	MMH	1.50	1015	3581	21.27	----	311
TETROXYDE D'AZOTE	HYDRAZINE	1.34	1220	3245	20.90	1780	292
	UDMH*	2.61	1180	3410	23.60	1720	285
	KEROSENE	4.04	1250	3445	25.70	1660	276
	MMH*	2.16	1200	3386	----	1743	288
EAU OXYGENEE	HYDRAZINE*	2.17	1260	2850	19.50	1725	282
	UDMH*	4.54	1240	2920	21.70	1685	278
	KEROSENE	7.35	1300	2910	22.10	1645	273
ACIDE NITRIQUE	HYDRAZINE*	1.47	1280	3080	20.80	1735	283
	UDMH*	2.99	1260	3220	23.70	1675	276
	KEROZENE	4.80	1350	3225	25.80	1610	268
FLUOR	HYDROGENE*	7.60	450	3865	11.80	2550	410
	HYDRAZINE*	2.30	1310	4670	19.40	2210	363

\* : réaction hypergolique

Condition de références :

r : rapport de mélange

(mélange en équilibre)

(oxydant/combustible)

-Pression de combustion

$\rho$  : masse volumique

P<sub>c</sub>=6.9 Mpa

T<sub>0</sub> : température de combustion

-Rapport de détente

M : masse moléculaire moyenne

P<sub>c</sub>/P<sub>s</sub>=68/1

des gaz de combustion

-Tuyère adaptée

C\* : vitesse caractéristique

Isp : impulsion spécifique (valeur moyenne de  $\gamma=C_p/C_v$  des produits de combustion entre 1.2 et 1.3).

# ETUDE DE LA COMBUSTION

## 4.1. INTRODUCTION

La chambre de combustion a pour rôle de générer de l'énergie à des pressions et températures assez élevées. Dans cette chambre, la combustion doit être aussi complète que possible, pour cela il faut que la chambre ait un volume suffisant pour le bon déroulement de différentes phases précédant la réaction de combustion.

## 4.2. PROCESSUS DE COMBUSTION

### 4.2.1. PULVERISATION

La pulvérisation ou l'atomisation est assurée par les injecteurs qui réduisent les jets d'ergols en fines gouttelettes dont le diamètre moyen varie de 70  $\mu\text{m}$  à 240  $\mu\text{m}$  et si le combustible et l'oxydant n'ont pas d'affinités chimiques l'un autre, il est préférable de réaliser une pulvérisation en très petites gouttelettes. Ceci a pour avantage de réduire la longueur de la chambre.

### 4.2.2. MELANGE

Pour faire réagir les deux ergols, il faut le mélange est assuré par la tête des injecteur, il est important de connaître la répartition du combustible et d'oxydant, pour cela on définit le rapport du mélange par :

$$r_m = \frac{\text{masse d'oxydant}}{\text{masse de combustible}} \quad (4.1)$$

### 4.2.3. VAPORISATION

C'est la phase la plus importante dans le processus de combustion, car elle constitue la majeure partie de ce processus en termes de longueur et de temps nécessaire à son déroulement. Les gouttelettes qui entrent dans le foyer s'évaporent sous l'effet de la chaleur reçue par convection et par rayonnement du front des flammes et des parois de la chambre.

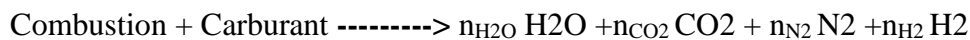
### 4.2.4. COMBUSTION

La combustion est généralement une réaction d'oxydation d'un combustible par un réactif appelé comburant.

Pour notre cas, les réactifs sont formés par les éléments chimiques suivants :

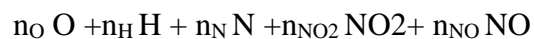
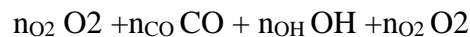
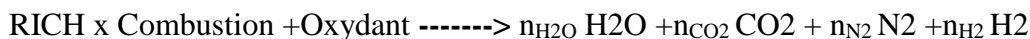
- Carbone C
- Hydrogène H
- Oxygène O
- Azote N

La réaction stœchiométrique de combustion peut être écrite à la température de référence  $T^*=298.15$  K, sous la forme :



En réalité cette réaction s'effectue à une température tellement élevée qu'elle favoriserait la dissociation des molécules  $\text{CO}_2$ ,  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{N}_2$ ,  $\text{H}_2$  pour donner les produits de dissociation qui sont généralement :  $\text{OH}$ ,  $\text{CO}$ ,  $\text{H}$ ,  $\text{O}$ ,  $\text{O}_2$ ,  $\text{NO}_2$ ,  $\text{NO}$ ,  $\text{N}$ .

La réaction devient :



RICH: est la richesse du mélange.

$n_i$  : ( $i=1, 12$ ) est le nombre de moles du  $i^{\text{ème}}$  composé.

### 4.2.5. ETUDE DE LA COMBUSTION

#### 4.2.5.1. Hypothèse:

Dans le cas d'une chambre bien dimensionnée, les produits de combustion sont supposés en équilibre thermodynamique, et le mélange issu est supposé figé. Cela permettra le calcul de la tuyère à  $\gamma$  et masse molaire moyenne constants. L'un des paramètres ; c'est gaz brûlés ; les plus importants est l'enthalpie du mélange, dont le calcul n'est possible que si l'on connaît la composition de ce mélange. Cette dernière ne peut être calculée que si l'on pose certaines hypothèses :

- i) La combustion est supposée adiabatique.
- ii) Les produits de combustion à l'état gazeux, sont supposés des gaz parfaits.
- iii) A la pression donnée et à la température de fin de combustion, les produits sont supposés en équilibre chimique, thermique, thermodynamique et mécanique.

#### 4.2.5.2. Position du problème :

Connaissant les différents réactifs qui entrent dans la réaction et les proportions dans lesquels ils se trouvent, on se propose de déterminer, pour une pression de combustion  $P_0$  donnée, la température de fin de combustion, la composition et les paramètres thermodynamiques des produits de combustion.

Le calcul de la température de flamme résulte de l'application de bilan d'énergie total. En effet, à partir de la pression de combustion  $P_0$ , on calcule la composition du mélange des gaz brûlés en fonction d'une température  $T$  quelconque, on obtient alors l'enthalpie de ces gaz en fonction de  $T$ , ce qui permet de déduire la fonction  $h=f(T)$ . Par la suite une interpolation avec l'enthalpie des réactifs permet de déterminer la température de combustion.

La combustion dans le foyer d'un moteur « fusée » à propergol liquide, est quasiment isobare. De ce fait, le premier principe de la thermodynamique s'écrit :

$$dh = \frac{dp}{\rho} + dq = 0 \quad (4.2)$$

L'évolution est adiabatique ( $dq=0$ )  $\implies dh=0$

Il y a conservation de l'énergie entre le propergol frais injecté et les produits de combustion (on admet une même température de référence  $T=298.15$  K pour le propergol injecté et pour les gaz brûlés).

Les enthalpies du comburant et du combustible seront :

$$\text{-Pour le comburant : } H_{ox} = ( Q_F^{T^*} + H_{inj} )_{ox} \quad (4.3)$$

$$\text{-Pour le combustible : } H_c = ( Q_F^{T^*} + H_{inj} )_c \quad (4.4)$$

Où  $Q_F^{T^*}$  : la chaleur de formation dans l'état où se trouve l'ergol à la température  $T^*$ .

$H_{inj}$  : l'enthalpie d'injection.

$$H_{inj} = -(L_v + \int_{T_v}^{T^*} C_p dT) \quad (4.5)$$

Où  $L_v$  : la chaleur latente de vaporisation.

$C_p$  : la chaleur spécifique à pression constante.

$T_v$  : la température de vaporisation.

L'enthalpie totale du propergol frais est l'enthalpie moyenne, qui dépend du rapport du mélange utilisée et s'exprime par :

$$H_T = \frac{rm \cdot H_{ox} + H_c}{rm + 1} \quad (4.6)$$

D'autre part l'enthalpie des gaz brûlés à la température de fin de combustion, est donnée par:

$$H_{comb} = \sum_{i=1}^N n_i \left\{ Q_f^{T^*} + \int_{T^*}^{T_c} C_p dT \right\}_i \quad (4.7)$$

Où  $n_i$  est le nombre de moles de l'espèce  $i$ .

L'équation (4.7) sera donc écrite sous la forme :

$$\frac{rm \cdot H_{ox} + H_c}{rm + 1} = \sum_{i=1}^N n_i \left\{ Q_f^{T^*} + \int_{T^*}^{T_c} C_p dT \right\}_i \quad (4.8)$$

#### 4.2.6. CALCUL DE LA COMPOSITION DU MELANGE

La détermination de la composition des produits de fin de combustion à l'équilibre, nécessite la connaissance d'au moins deux variables d'état : la pression et la température.

##### 4.2.6.1. Position du problème :

Le calcul de la composition d'équilibre, est basé sur deux types d'équilibre :

- La loi de conservation de la masse, où de l'espèce chimique.

a) Equation de conservation de la masse :



Elle traduit la conservation des  $L$  éléments chimiques présentes dans la réaction. Dans le cas le plus général  $L=4$ , puisque les éléments chimiques en présence sont : le carbone, l'oxygène, l'hydrogène et l'azote.

Désignons  $d_j$ , le nombre d'atomes-grammes de l'élément  $j$  contenu dans l'unité de masse du fluide réactif. La conservation de la masse s'écrit :

$$d_j = \sum_{i=1}^N a_{ij} \cdot n_i \quad j=\overline{1, L} \quad (4.9)$$

$n_i$  : nombre de moles de la molécule  $i$ .

$N$  : nombre de molécules contenues dans le mélange.

$a_{ij}$  : nombre d'atomes  $j$  contenus dans l'élément  $i$ .

l'évaluation de  $d_j$  se fait à partir de la formule brute du propergol :

on a  $C_x H_y O_z N_t \rightarrow$

$dH = y$

$dC = x$

$dO = z$

$dN = t$

compte tenu de la composition suppose, le système devient:

$dH = 2 n_{H_2O} + n_{OH} + 2n_{H_2} + n_H$

$dC = n_{CO_2} + n_{CO}$

$dO = n_{H_2O} + 2n_{CO_2} + 2n_{O_2} + n_{OH} + n_{CO} + n_{NO} + 2n_{NO_2} + n_O$

$dN = n_{NO_2} + n_{NO} + 2n_{N_2} + n_N$

(4.10)

on a 12 inconnues et 4 équations.

Dans la plupart des cas, les réactions chimiques d'équilibre sont fictives du point de vue cinétique chimique. Ces équilibres constituent en fait un modèle mathématique avec lequel on peut déterminer la composition à l'équilibre la plus probable ; d'une façon générale, nous avons l'équilibre suivant :

Espèce  $\leftrightarrow$  espèce contenue dans le gaz brûle mais ne faisant pas partie de la  
Composition de base.

Ces équilibre sont au nombre de (N-L), c'est-à-dire huit dans le cas général, et ils sont traduits par équation suivantes :

$$y_k = - \frac{\partial G}{\partial \lambda_k} \quad \text{avec } k=1, \overline{N-L} \quad (4.11)$$

$y_k$  : l'affinité chimique de la réaction k.

G : l'enthalpie libre (ou fonction de Gibbs) du composé contenu dans mélange de gaz parfait.

$\lambda_k$  : le degré d'avancement de la réaction d'équilibre k.

La fonction de Gibbs est donnée par la formule :

$$G = \sum_{i=1}^N n_i \mu_i \quad (4.12)$$

$n_i$  : Nombre de moles du ième composé.

$\mu_i$  : Potentiel chimique du ième composé contenu dans le mélange.

$$\mu_i = G_i^\circ(T) + RT \ln(P_i) \quad (4.13)$$

$G_i^\circ$  : Enthalpie libre du composé i, lorsqu'il est seul

$P_i$  : pression partielle du ième composé contenu dans le mélange.

$$P_i = \frac{n_i}{n_t} P_0 \quad (4.14)$$

$n_t$  : Nombre de moles total

$$n_t = \sum_{i=1}^N n_i \quad (4.15)$$

L'équation (4.13) devient :

$$\mu_i = G_i^\circ(T) + RT \ln(P_0) + RT \ln\left(\frac{n_i}{nt}\right) \quad (4.16)$$

$n_{ik}$  : le coefficient stœchiométrique du ième composé dans l'équilibre k, nous obtenons le système d'équation suivant :

$$y_k = -\frac{\partial G}{\partial \lambda_k} = -\sum_{i=1}^N n_{ik} \mu_{ik} \quad (4.17)$$

L'équilibre est atteint lorsque  $y_k = 0$ .

#### 4.2.6.2. Méthode de résolution :

Pour le calcul de la composition d'un mélange, nous sommes obligés de résoudre un système d'équations non linéaires très complexes ; pour la résolution, plusieurs méthodes ont été proposées. Parmi lesquelles, ont cité :

- Méthode de BRINKLEY faisant intervenir les fractions molaires.
- Méthode de HUFF, qui linéarise toutes les concentrations.
- Méthode de WHITE, qui consiste à chercher l'extrémum de la fonction G, du système par la méthode des multiplicateurs de LAGRANGE.
- Méthode simplifiée, qui calcule dans un premier temps les produits prédominants et calcule par la suite les autres produits.
- Méthode de OLIVIER HEUZE, qui détermine la composition de mélange gazeux en équilibre.

Pour notre cas, on a utilisé un nouveau logiciel qui s'appelle EES (Engineering Equation Solver) de résoudre le système.

**Présentation de logiciel (EES): [16]**

Il existe plusieurs différences majeures entre les EES et d'autres programmes de résolution d'équations.

- ✓ EES permet d'entrer des équations dans n'importe quel ordre avec des variables inconnues placées n'importe où dans les équations;
- ✓ EES réorganise automatiquement les équations pour une solution efficace. Deuxièmement,
- ✓ EES fournit de nombreuses fonctionnalités intégrées de propriétés mathématiques et thermo physiques utiles pour les calculs d'ingénierie.
- ✓ Par exemple, les tables de vapeur à haute précision sont mises en œuvre de telle sorte que toute propriété thermodynamique puisse être obtenue à partir d'un appel de fonction intégré en fonction de deux autres propriétés.
- ✓ Une capacité similaire est fournie pour la plupart des réfrigérants, de l'ammoniac, du méthane, du dioxyde de carbone et de nombreux autres fluides.
- ✓ Les tables d'air sont intégrées, ainsi que les fonctions psychrométriques, les données JANAF pour plus de 1200 substances et les données de propriété pour des centaines de solides et de liquides incompressibles, y compris les fluides de transfert de chaleur et les solutions de saumure.
- ✓ Les propriétés de transport sont également prévues pour toutes les substances.
- ✓ Une vaste bibliothèque de transfert de chaleur, développée en conjonction avec le livre Heat Transfer, est fournie en plus de la bibliothèque intégrée de fonctions de propriété mathématique et thermo physique.

EES permet également à l'utilisateur d'ajouter des fonctions de trois façons.

- Tout d'abord, une installation pour entrer et interpoler des données tabulaires est fournie de sorte que les données tabulaires puissent être directement utilisées dans la solution du jeu d'équations.
- Deuxièmement, le langage EES prend en charge les fonctions, les procédures, les modules et les sous-programmes écrits par l'utilisateur. Les fonctions et les procédures sont semblables à celles de Pascal et FORTRAN dans lesquelles les déclarations d'affectation plutôt que les égalités sont employées. Les modules EES et les sous-programmes sont des routines EES appelables qui utilisent des égalités. Les fonctions, les procédures, les modules et les sous-programmes peuvent être enregistrés dans des fichiers de bibliothèque qui sont automatiquement lus lorsqu'EES est démarré.
- Troisièmement, les fonctions et les procédures compilées, écrites dans un langage de haut niveau tel que Pascal, C ou FORTRAN, peuvent être liées de manière dynamique avec EES. Ces trois méthodes d'ajout de relations fonctionnelles fournissent des moyens très puissants pour étendre les capacités d'EES.

EES est particulièrement utile pour les problèmes de conception dans lesquels les effets d'un ou plusieurs paramètres doivent être déterminés. Le programme fournit cette fonctionnalité avec sa table paramétrique, qui est similaire à une feuille de calcul. L'utilisateur identifie les variables indépendantes en saisissant leurs valeurs dans les cellules du tableau. EES calculera les valeurs des variables dépendantes dans le tableau. La fonctionnalité de traçage est fournie pour afficher la relation entre deux variables quelconques dans le tableau.

On a choisi cette méthode pour le cas d'un propergol liquide ; le propergol ayant une formule brute globale :



Les produits de combustion sont formés des espèces: CO<sub>2</sub>, CO, H<sub>2</sub>O, OH, H<sub>2</sub>, H, O<sub>2</sub>, O, N<sub>2</sub>, N, NO<sub>2</sub> et NO.

a) Equations utiles :

Le système des équations définissant la composition du mélange résiduel en équilibre peut s'écrire sous la forme suivante :

1°- les équations de conservation de la masse :

$$\begin{aligned} y &= 2 n_{H_2O} + n_{OH} + 2n_{H_2} + n_H \\ x &= n_{CO_2} + n_{CO} \\ z &= n_{H_2O} + 2n_{CO_2} + 2n_{O_2} + n_{OH} + n_{CO} + n_{NO} + 2n_{NO_2} + n_O \\ t &= n_{NO_2} + n_{NO} + 2n_{N_2} + n_N \end{aligned} \quad (4.18)$$

2°-l'équation traduisant l'équilibre du gaz à l'eau :

$$K_1 = \frac{n_{CO_2} n_{H_2}}{n_{CO} n_{H_2O}} \quad (4.19)$$

3°-les équations qui traduisent les équilibres chimiques de dissociation sont données par le tableau suivant:

Equilibre	Equation traduisant l'équilibre
$\text{CO} + \text{H}_2\text{O} \rightleftharpoons \text{CO}_2 + \text{H}_2$ Equilibre du gaz à l'eau	$K_1 = \frac{n_{\text{CO}_2} n_{\text{H}_2}}{n_{\text{CO}} n_{\text{H}_2\text{O}}}$
$\text{H}_2\text{O} \rightleftharpoons \text{OH} + 1/2\text{H}_2$	$K_2 = \frac{n_{\text{OH}} (n_{\text{H}_2}/nt)^{1/2}}{n_{\text{H}_2\text{O}}}$
$\text{H}_2\text{O} \rightleftharpoons \text{O} + \text{H}_2$	$K_3 = \frac{n_{\text{O}} n_{\text{H}_2}}{n_{\text{H}_2\text{O}}}$
$2\text{H}_2\text{O} \rightleftharpoons \text{O}_2 + 2\text{H}_2$	$K_4 = \frac{(n_{\text{O}_2}/nt) (n_{\text{H}_2}/nt)^2}{(n_{\text{H}_2\text{O}}/nt)^2}$
$\text{H} \rightleftharpoons 1/2\text{H}_2$	$K_5 = \frac{(n_{\text{H}_2}/nt)^{1/2}}{(n_{\text{H}}/nt)}$
$1/2\text{N}_2 \rightleftharpoons \text{N}$	$K_6 = \frac{(n_{\text{N}}/nt)}{(n_{\text{N}_2}/nt)^{1/2}}$
$2\text{H}_2\text{O} + 1/2\text{N}_2 \rightleftharpoons \text{NO}_2 + 2\text{H}_2$	$K_7 = \frac{(\frac{n_{\text{NO}_2}}{nt})(n_{\text{H}_2}/nt)^2}{(n_{\text{H}_2\text{O}}/nt)^2 (n_{\text{N}_2}/nt)^{1/2}}$
$\text{H}_2\text{O} + 1/2\text{N}_2 \rightleftharpoons \text{NO} + \text{H}_2$	$K_8 = \frac{(\frac{n_{\text{NO}}}{nt})(\frac{n_{\text{H}_2}}{nt})}{(n_{\text{H}_2\text{O}}/nt) (n_{\text{N}_2}/nt)^{1/2}}$

Tableau 4. 1- EQUATIONS DES DIFFERENTS EQUILIBRES UTILISE[4]

L'enthalpie libre  $G^\circ(T)$  étant définie par :

$$G^\circ = H^\circ - S^\circ \cdot T \quad (4.20)$$

La constante d'équilibre  $K_p$  est définie par :

$$K_p = \text{EXP}(-\Delta G(T)/RT) \quad (4.21)$$

b) Calcul de la température de combustion :

Pour déterminer la température de fin de combustion, il faut calculer le zéro de la fonction (4.8), on devrait donc rechercher le zéro de cette fonction d'une grandeur calculée numériquement, pour cela on a plusieurs méthodes de résolution :

- Méthode de Newton : elle n'est pas adaptée.
- Méthode par dichotomie : trop lente.
- Méthode de la sécante : rapide pour des fonctions monotones.

Nous choisissons le programme EES qui calcule la température de fin de combustion et autre paramètre à condition d'entrer toutes les équations qui sont dans ce chapitre, il faut que le nombre des équations égale le nombre d'inconnues.

#### 4.2.7. CARACTERISTIQUES PHYSIQUES DES PRODUITS DE COMBUSTION

Les produits de combustion forment un mélange de gaz qui peut être traité comme un gaz parfait. La chaleur spécifique, la masse moléculaire, le rapport de chaleur spécifique  $\gamma$ , peuvent être déterminés à partir de la composition du mélange et des caractéristiques des produits constitutifs.

1- Masse moléculaire moyenne du mélange :

$$M = 1 / \left( \sum \left( \frac{Y_i}{M_i} \right) \right) \quad (4.22)$$

$M_i$  : la masse moléculaire du composant  $i$ .

$Y_i$  : la fraction massique du composant  $i$ .

2- La constante du gaz :

$$r = \frac{R}{M} \quad (4.23)$$

R : la constante universelle des gaz parfaits  $R=8.3143$  j/kmol.

3- la chaleur spécifique molaire :

$$Cp = \sum xi Cp_i \quad (4.24)$$

$Cp_i$  : la chaleur spécifique du composant i.

$xi$  : la fraction molaire du composant i.

4- Le rapport des chaleurs spécifiques :

$$\gamma = \frac{Cp}{Cv} = \frac{Cp}{Cp - R} \quad (4.25)$$

5- La masse volumique :

d'après la loi des gaz parfait on a :

$$\rho_0 = \frac{Pc}{r Tc} \quad (4.26)$$

$Pc$  : Pression de la chambre.

$Tc$  : Température de fin de combustion.



# LA DETENTE

## 5.1. INTRODUCTION

La détente est le phénomène physique selon lequel les produits de combustion évoluent dans la tuyère en gagnant de l'énergie cinétique et en cédant de l'énergie calorifique.

Le moteur-fusée est un dispositif dont le but est de communiquer à l'engin qu'il équipe, une force de propulsion : la poussée. Il est donc naturel de caractériser du point de vue énergétique, le propergol utilisé par son aptitude à créer cet effet utile ; plus précisément, on qualifie un propergol par le rapport de la poussée obtenue au débit de matière consommée.

Connaissant la composition chimique, la température et les caractéristiques des produits de la combustion à la pression considérée, il est possible d'étudier la détente à travers la tuyère, qui fait suite à la chambre de combustion.

En premier lieu ; nous nous attacherons donc à introduire la définition des caractéristiques énergétiques d'un propergol liées à la poussée.

## 5.2. POUSSEE D'UN MOTEUR FUSEE

La poussée est résultante des pressions exercées sur les surfaces intérieure et extérieure de l'engin par les gaz de combustion et l'atmosphère ambiante.

Les surfaces intérieures et extérieures sont délimitées par la section de sortie de la tuyère. Soit  $\vec{n}$  le vecteur unitaire porté par la normale à l'élément de surface « ds » de l'engin ou de la section de sortie de la tuyère, la normale étant orientée vers l'intérieur comme indique sur le schéma de la figure (5.1) et « P » la pression locale du fluide au contact de l'élément de paroi ds.

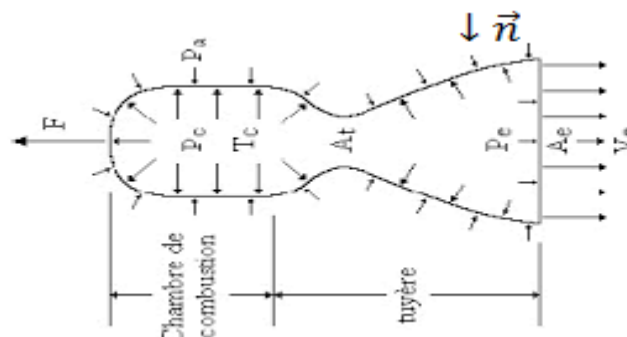


FIGURE (4.1)

Cette équation qui traduit la loi de Newton de conservation de la quantité de mouvement, s'établit aisément en faisant le bilan des forces qui agissent sur le propulseur. Négligeant les actions à distance (pesanteur, ...) la résultante générale des efforts de pression sur toute la surface du corps de l'engin est évidemment donnée par l'intégrale :

$$\vec{R} = \int P \vec{n} ds \quad (5.1)$$

Pour évaluer cette intégrale il est commode de traiter séparément la surface externe « ext » du propulseur et la surface interne « int » qui comprend tout ce qui canalise les différents fluides en mouvement à l'intérieur du propulseur (chambre de combustion et tuyère, mais également réservoirs et canalisations d'injection des propergols). Les deux surfaces ext et int se rejoignent à la périphérie de la section de sortie de la tuyère ; on a donc :

$$\vec{F} = \int_{\text{int}} P \vec{n} ds + \int_{\text{ext}} P \vec{n} ds \quad (5.2)$$

La pression sur la surface extérieure étant égale à la pression atmosphérique « Pa » on a :

$$\vec{F} = \int_{\text{int}} P \vec{n} ds + \int_{\text{ext}} P_a \vec{n} ds \quad (5.3)$$

Application le théorème d'Euler à la masse de gaz contenue dans le propulseur à l'instant « t », il exprime qu'en régime permanent, le débit de quantité de mouvement sortant du volume considéré est égal à la résultante des force extérieurs appliquées soit :

$$\dot{m} \vec{V}_s = P_s \vec{n} A_s - \int_{\text{int}} P \vec{n} ds \quad (5.4)$$

$\dot{m}$  : représente le débit massique des produits de combustion du propergol éjectés par la tuyère.

Nous avons d'autre part que l'intégrale d'une pression constante sur une surface fermée est nulle :

$$\int_{\text{ext}} P_a \vec{n} ds + P_s \vec{n} A_s = 0 \quad (5.5)$$

En portant dans (5.3) les expressions de  $\int_{\text{int}} P \vec{n} ds$  et  $\int_{\text{ext}} P \vec{n} ds$  tirées de (5.4) on obtient :

$$\vec{F} = \vec{n} [\dot{m} V_s + A_s (P_s - P_a)] \quad (5.6)$$

donc la poussée d'un moteur fusée est donnée par l'expression classique :

$$F = \dot{m} V_s + A_s (P_s - P_a) \quad (5.7)$$

expression dans laquelle

- $\dot{m}$  : représente le débit massique des produits de combustion du propergol éjectés par la tuyère.
- $V_s$  : la vitesse d'éjection de ces produits dans la section de sortie, vitesse supposée identique pour toutes les espèces et en tous les points, et parallèle à l'axe de la tuyère.
- $A_s$  : la surface de passage dans la section de sortie de la tuyère où règne la pression locale homogène  $P_s$ .
- $P_a$  : la pression du fluide ambiant dans lequel se déplace l'engin.

On voit que pour un propulseur donné :

- \_ Poussée maximale dans le vide ( $P_a = 0$ ).
- \_ pour  $P_a$  non nulle :  $F$  maxi si tuyère adaptée ( $P_s = P_a$ ).

### 5.3. CARACTERISTIQUES ENERGETIQUES

#### 5.3.1. Vitesse d'éjection, Impulsion spécifique

Il résulte des formules fondamentales que nous venons de rappeler, que pour un débit massique  $\dot{m}$  donné, c'est-à-dire pour une consommation en propergol déterminée, le propulseur fournit une poussée d'autant plus importante que la vitesse d'éjection des produits de combustion dans la section de sortie  $V_s$  est plus élevée.

La vitesse d'éjection peut donc servir à caractériser le propergol, c'est une caractéristique significative de la qualité énergétique d'un propergol est le rapport de la poussée délivrée par le propulseur au débit massique de propergol consommé ; en évaluant cette caractéristique sur un intervalle de temps  $\Delta t$  fini ; elle représente également le rapport de l'impulsion  $F\Delta t$  communiquée par le propulseur à la masse de propergol consommé  $\dot{m}\Delta t$ .

cette caractéristique qui a les dimensions d'une vitesse est désignée généralement sous le terme de « vitesse d'éjection », ou pour la distinguer de la vitesse physique des produits de combustion dans la section de sortie, sous celui de « Vitesse d'éjection efficace » ou « Vitesse d'éjection réelle ». La désignant  $V_{sr}$ , on a évidemment :

$$V_{sr} = \frac{F}{\dot{m}} = \frac{A_s(P_s - P_a)}{\dot{m}} \quad (5.8)$$

Dans le cas où la tuyère du propulseur est adaptée ( $P_s = P_a$ ),  $V_{sr}$  s'identifie à la vitesse d'éjection des produits de combustion dans la section de sortie. Dans le cas général elle n'a aucune signification physique, mais représente la vitesse d'éjection qui existerait si le

propulseur fonctionnait avec une tuyère adaptée, en fournissant la même poussée et en consommant la même quantité de propergol.

L'impulsion spécifique a une définition très proche, puisqu'elle s'obtient en rapportant la poussée du moteur la poussée du moteur au débit poids de propergol consommé, ou sur intervalle de temps  $\Delta t$  fini, l'impulsion communiquée par le propulseur, au poids de propergol utilisé :

$$Isp = \frac{F}{\dot{m} g} = \frac{V_s}{g} + \frac{A_s (P_s - P_a)}{\dot{m} g} = \frac{V_{sr}}{g} \quad (5.9)$$

L'impulsion spécifique a les dimensions d'un temps. C'est la raison qui fait qu'on préfère généralement utiliser l'impulsion spécifique, plutôt que la vitesse d'éjection efficace pour caractériser un propergol, bien que ces deux paramètres soient pratiquement équivalents. En effet, la plupart des systèmes d'unités usuels ont la même unité fondamentale de temps : la seconde, et l'impulsion spécifique a une valeur pratiquement indépendante du système employé.

On introduit quelquefois la consommation spécifique qui est l'inverse de l'impulsion spécifique.

$$Csp = \frac{\dot{m} g}{F} = \frac{g}{V_s} \quad (5.10)$$

Elle s'exprime généralement en kilogrammes par tonne et par seconde de telle sorte qu'on a la relation :

$$Csp = \frac{1000}{Isp} \quad (5.10bis)$$

L'impulsion spécifique permet de chiffrer, la valeur énergétique d'un propergol, mais elle dépend considérablement des conditions d'utilisation et en particulier de pression de combustion  $P_c$  et du rapport de détente assuré par la tuyère. Aussi toute comparaison doit-elle être effectuée sur caractéristiques évaluées pour des paramètres de fonctionnement identique. Dans pratique on adapte les conditions idéales d'adaptation ( $P_s = P_a$ ) et condition de fonctionnement (pression de chambre  $P_c$ , et rapport de détente  $P_c/P_s$ ).

Pour la comparaison des propergols il faut ramener l'impulsion spécifique aux mêmes conditions de référence.

- $P_c = 69$  bars.

-Rapport de détente  $\frac{P_c}{P_s} = \frac{69}{1}$

-Tuyère adaptée assurant une détente jusqu'à l'atmosphère (1.013 bar).

### 5.3.2. Coefficient de débit, Coefficient de poussée

D'autres caractéristiques peuvent être utilisées qui permettent justement de dissocier l'influence des deux principaux paramètres de fonctionnement cités ; ce sont la vitesse caractéristique ou le coefficient de débit, et le coefficient de poussée.

Le débit d'une tuyère est évidemment toutes choses égales par ailleurs, proportionnel à l'aire au col  $A_t$ . Il est par ailleurs fonction croissante de la pression  $P_c$  régnant dans la chambre de combustion et peut en première approximation être considéré comme proportionnel au produit  $P_c A_t$ . Le coefficient de proportionnalité est appelé coefficient de débit ; il est donc défini par la relation :

$$\dot{m} = C_D P_c A_t \quad (5.11)$$

Ce coefficient a les dimensions de l'inverse d'une vitesse ; aussi utilise-t-on très souvent le paramètre vitesse caractéristique défini par la relation :

$$C^* = \frac{1}{C_D} = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (5.12)$$

La vitesse caractéristique ou le coefficient de débit dépendent peu de la pression de fonctionnement ; ils ne sont par contre, pas du tout influencés par les conditions de détente réalisées par la tuyère puisque le débit massique et la pression de chambre en sont indépendants. Ils caractérisent donc l'efficacité avec laquelle la réaction de combustion du propergol produit les gaz à haut température et haut pression.

Le coefficient de poussée se définit en introduisant une relation entre la poussée  $F$ , la pression de chambre  $P_c$  et l'aire au col  $A_t$ , semblable à la relation (5.11) on pose :

$$F = C_F P_c A_t \quad (5.13)$$

soit :

$$C_F = \frac{F}{P_c A_t} \quad (5.14)$$

C'est un paramètre sans dimensions qui dépend fortement des conditions de détente assurées par la tuyère. Il caractérise en quelque sorte l'efficacité de la transformation de l'énergie de pression et de température, en énergie cinétique pour une détente donnée.

En combinant les équations (5.9), (5.11) et (5.13), on établit la relation :

$$Isp = \frac{1}{g} C_F C^* = \frac{1}{g C_D} C_F \quad (5.15)$$

Qui montre que l'introduction des deux derniers paramètres énergétiques que nous venons de définir, permet de substituer à l'impulsion spécifique qui caractérise globalement le propergol, deux grandeurs qui qualifient séparément l'énergie potentielle contenue dans le

propergol (la vitesse caractéristique) et la fraction de cette énergie effectivement utilisable (le coefficient de poussée).

Soulignons l'intérêt que présente cette distinction dans l'interprétation de résultats expérimentaux. La comparaison des valeurs mesurées aux valeurs théoriques permet en effet de juger la qualité du propulseurs ; mais tandis que l'impulsion spécifique ne permet de porter qu'un jugement d'ensemble, la vitesse caractéristique et le coefficient de poussée donnent la possibilité de définir des indices de qualité portant respectivement sur la combustion et sur la détente. Ils lui permettent ainsi d'orienter les recherches d'amélioration soit sur la chambre de combustion, soit sur la tuyère.

## 5.4. EVALUATION THEORIQUE DES CARACTERISTIQUES ENERGETIQUES DES PROPERGOLS

Le calcul théorique des caractéristiques énergétiques des propergols a fait l'objet de très nombreux travaux. La combustion dans les moteurs fusée et la détente des produits de combustion, sont des transformations complexes mettant en jeu des phénomènes très divers (réactions chimiques, écoulement, transfert de chaleur, etc...).

L'étude théorique complète et rigoureuse du phénomène ne paraît pas à la portée des possibilités actuelles des théoriciens (chimistes, physiciens ou aérodynamiciens) qui sont capables de traiter séparément chaque aspect du phénomène, mais ne peuvent pas traiter en bloc le problème le plus général la démarche adaptée consiste donc à retenir un schéma simple, puis à évaluer les différences apportées par les écarts entre le phénomène réel et le schéma sous forme de correction. L'effet de ces écarts se traduit toujours par une perte, aussi cette façon de procéder permet-elle de calculer une valeur maximale théorique des caractéristiques recherchées (performances idéales), puis l'importance de divers facteurs de pertes.

### 5.4.1. Le schéma idéal

La première simplification consiste à admettre que la combustion et la détente constituent deux phénomènes distincts localisés respectivement dans la chambre de combustion et dans la tuyère. Comme par ailleurs on néglige également les pertes de chaleur à travers les parois, le phénomène est donc ramené à une combustion adiabatique supposée totale dans la chambre, conduisant à un mélange de produits de combustion en équilibre chimique, suivie d'une détente adiabatique.

La seconde hypothèse consiste à admettre que les produits de combustion se comportent comme un mélange de gaz thermiquement parfaits. Cette hypothèse est largement valable pour les gaz dans les domaines de pressions et de températures rencontrées.

Enfin, concernant l'écoulement, nous négligerons toute cause d'irréversibilité (viscosité, réactions chimiques autres que celles résultant des équilibres ....etc). La détente qui est supposée adiabatique et réversible est donc une détente isentropique.

### 5.4.2. Etude de la détente

Après avoir calculé la composition chimique du propergol dans le chapitre 4. On passe à l'évaluation des performances d'un propergol qui consiste comme nous l'avons dit à étudier la détente. Dans le cadre des hypothèses exposées au paragraphe précédent, cette étude est relativement aisée. Elle s'effectue à l'aide des quatre équations de base.

#### a) L'équation d'état des fluides

Les différentes contributions à la phase gazeuse étant considérées comme thermiquement parfaites, l'équation d'état de l'ensemble des gaz s'écrit :

$$P = \rho_g r_g T \quad (5.16)$$

$r_g$  : étant la constante des gaz relative à l'unité de masse et  $\rho_g$  la masse spécifique de la phase gazeuse. En introduisant la masse spécifique  $\rho$  de l'ensemble du fluide, cette équation devient, si l'on tient compte des particules condensées dans le cadre des hypothèses faites :

$$P = \rho n R T \quad (5.17)$$

$n$  : étant le nombre total de moles gazeuses pour l'unité de masse des produits de combustion.

#### b) L'équation de conservation de la masse

Ou de continuité, est obtenue directement sous forme intégrée :

$$\rho V A = \text{cte} \quad (5.18)$$

En écrivant que le débit de matière à travers une section quelconque de la tuyère d'aire  $A$  reste constant ; dans cette expression  $V$  représente la vitesse d'écoulement en ce point.

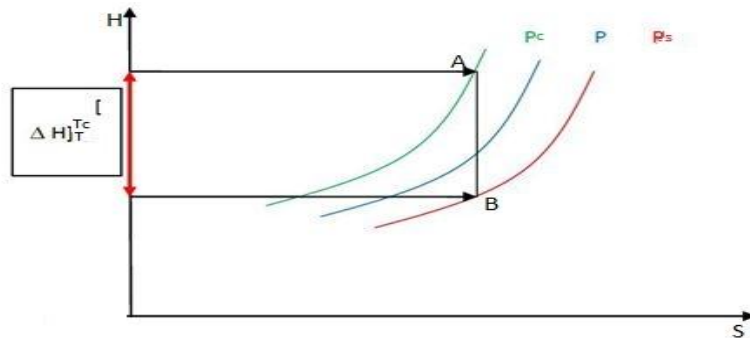
#### c) L'équation de conservation de l'énergie

Les pertes étant négligées, conduit à la relation :

$$V dV + dH = 0 \quad (5.19)$$

H : étant l'enthalpie du mélange, ou sous forme intégrée à partir des conditions de chambre où  $V=0$  et  $T=T_c$ ,

$$V = \sqrt{2[\Delta H]_T^{Tc}} \quad (5.20)$$



$[\Delta H]_T^{Tc}$  : étant la variation d'enthalpie du mélange depuis les conditions de chambre jusqu'aux conditions régnant au point considéré.

#### d) L'équation d'isentropie

$$dS = 0 \quad (5.21)$$

### 5.4.3. Résolution et expressions analytiques

Dans le cas général, la résolution analytique du système des équations (5.17), (5.18), (5.19) et (5.21) n'est pas possible.

Cependant pour un gaz (ou un mélange de gaz) parfait ces équations prennent la forme :

$$P = \rho n R T \quad (5.17)$$

$$\rho V A = \dot{m} = \text{constante} \quad (5.18)$$

$$V dV + C_p dT = 0 \quad (5.19\text{bis})$$

$$\frac{dP}{P} = \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{dT}{T} \quad (5.21\text{bis})$$

expressions dans lesquelles  $\gamma$  représente le coefficient de détente isentropique égal au rapport des chaleurs spécifique sous pression constant  $C_p$  et sous volume constant  $C_v$  du gaz dans les conditions locales de température et de pression :

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} = \frac{C_p}{C_p - R}$$



puisque pour un gaz parfait  $C_p = C_v + R$

avec  $R$  : constante universelle des gaz  $R=8.3143 \text{ J/K.mol}$

Les variations de  $C_p$  et  $\gamma$  avec la température rendent l'intégration difficile. Cependant pour les gaz généralement envisagés, on peut avantageusement adapter une valeur moyenne constante pour  $C_p$  et  $\gamma$  entre les températures dans la chambre  $T_c$  et dans la section de sortie  $T_s$ . Dès lors la quatrième équation du système s'intègre facilement et donne une relation entre les valeurs de la pression et la température dans la section de sortie (indice  $s$ ) et dans la chambre (indice  $c$ ) :

$$\frac{P_s}{P_c} = \left(\frac{T_s}{T_c}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5.22)$$

L'élimination de  $T$  et de  $P$  entre la première, la troisième et la quatrième équation permet de calculer la vitesse locale des gaz dans la section de sortie :

$$V_s = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R}{M} T_c \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]} \quad (5.23)$$

En remarque dans l'équation (5.23) que pour l'obtention de la vitesse d'éjection  $V_s$  il faut connaître  $\gamma$  et  $M$  masse moyenne des gaz brûlés et la température de combustion ; et enfin la pression d'éjection  $P_s$  en le calcul par l'intermédiaire de la relation de l'isentropie.

Enfin la relation d'isentropie :

$$dS = 0$$

Doit être écrite en évaluant l'entropie du mélange par la somme des contributions relatives à la phase gazeuse et aux phases condensées :

$$S(T, P) = \sum_{i=1}^q x_i S_i^0(T) - \sum_{i=1}^q R x_i \log \frac{x_i}{n} P + \sum_{j=1}^s x_j S_j^0(T) \quad (5.24)$$

$\sum_{i=1}^q x_i S_i^0(T)$  : L'ensemble des espèces gazeuses.

$\sum_{j=1}^s x_j S_j^0(T)$  : L'ensemble des espèces condensées.

Dans notre hypothèse il n'est y pas des espèces condensées alors  $\sum_{j=1}^s x_j S_j^0(T)=0$

$S_i^0(T)$  : représentant l'entropie molaire standard (à la pression de référence), à la température  $T$  de l'espèce  $P_i$ .

$x_i$  : la concentration molaire de cette espèce.

$n$  : le nombre total de moles gazeuses.

l'équation (5.24) développe s'écrit sous la forme :

$$S(T, P) = \sum_{i=1}^q x_i S_i^0(T) - \sum_{i=1}^q R x_i \log x_i - R n \log P + R n \log n \quad (5.25)$$

avec  $R=1.98719$  cal/mole.k

En combinant l'équation (5.21bis) avec (4.14) et en appliquant l'équation nouvelle entre deux sections de la tuyère. La section de fin de combustion et une section locale en trouve :

$$\log P = \frac{n}{nc} \log P_c - \frac{\sum x_{ic} S_{ic}(T) \sum x_i S_{ic}(T)}{R n} + \frac{R n c \log(nc) - R n \log n - R \sum x_{ic} \log x_{ic} + R \sum x_i \log x_i}{R n} \quad (5.26)$$

Pour avoir la pression d'éjection il suffit de remplacer  $x_i$ ,  $n$ ,  $T$  par  $x_{is}$ ,  $n_s$ ,  $T_s$  respectivement.

Enfin, concernant l'écoulement, nous négligerons toute cause d'irréversibilité (viscosité, réactions chimiques autres que celles résultant du déplacement des équilibres...).

La détente qui est supposée adiabatique et réversible est donc une détente isentropique.

Dans une section quelconque de la tuyère on pourra établir des relations liant les conditions locales de l'écoulement  $P$ ,  $\rho$ ,  $T$ ,  $V$  et la section de passage  $A$  aux conditions initiales dans la chambre de combustion :

$$\frac{P}{P_c} = \left( \frac{T}{T_c} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left( \frac{\rho}{\rho_c} \right)^{\gamma} \quad (5.27)$$

$$V = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R}{M} T_c \left[ 1 - \left( \frac{P}{P_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} \quad (5.28)$$

$$\frac{\dot{m}}{A} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} P_c \rho_c \left[ \left( \frac{P}{P_c} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left( \frac{P_s}{P_c} \right)^{(\gamma+1)/\gamma} \right]} \quad (5.29)$$

Cette dernière expression montre que le rapport  $\frac{\dot{m}}{A}$  qui s'annule pour  $P=P_c$  et pour  $P=0$ , passe donc par un maximum pour une valeur particulière du rapport  $P/P_c$  appelée valeur

critique. Le débit massique total de la tuyère  $\dot{m}$  étant constant, ce maximum correspond à une valeur minimum de la section de passage A de la tuyère ; la présente donc un col.

La valeur critique du rapport  $P/P_c$  s'obtient en annulant la dérivée  $\frac{\dot{m}}{A}$  par rapport à  $P/P_c$ , elle a pour expression :

$$\frac{P_t}{P_c} = \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\gamma/\gamma-1} \quad (5.30)$$

En ce point, compte tenu des expressions écrites ci-dessus, on a :

$$\frac{T_t}{T_c} = \frac{2}{\gamma+1} \quad (5.31)$$

$$V_t = \sqrt{\gamma \frac{R}{M} T_t} = a \quad (5.32)$$

Ce qui montre que la vitesse des gaz est égale à la vitesse du son dans le fluide. L'écoulement est donc sonique au col de la tuyère.

Si  $\frac{P_s}{P_c} \geq \frac{P_t}{P_c}$  la tuyère est entièrement convergente. la vitesse dans la section de sortie est subsonique ou strictement sonique.

Si  $\frac{P_s}{P_c} < \frac{P_t}{P_c}$  la tuyère doit avoir une section décroissante puis croissante avec un col où se trouvent réalisées les conditions critiques. La vitesse dans la section est supersonique.

### 5.4.3.1. Coefficient de débit, Vitesse caractéristique

Le débit massique de la tuyère  $\dot{m}$  peut s'exprimer en fonction des conditions initiales dans la chambre de combustion et de la section au col  $A_t$  de la tuyère. On a en effet :

$$\dot{m} = \rho_t A_t a_t = \rho_c a_c \left( \frac{\rho_t}{\rho_c} \right) \left( \frac{a_t}{a_c} \right) A_t \quad (5.33)$$

Or dans l'hypothèse où  $\gamma$  reste constant, la vitesse du son est proportionnelle à la racine carrée de la température.

$$\frac{a_t}{a_c} = \sqrt{\frac{T_t}{T_c}} = \sqrt{\frac{2}{\gamma+1}} \quad (5.34)$$

et d'après les équations de l'écoulement données précédemment ; on peut écrire :

$$\frac{\rho t}{\rho c} = \left(\frac{Tt}{Tc}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (5.35)$$

En portant ces valeurs dans l'expression initiale, il vient :

$$\dot{m} = \rho c \, ac \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1} + \frac{1}{2}} \cdot At \quad (5.36)$$

Soit en remplaçant  $ac$  par son expression en fonction de  $\gamma$  et en éliminant  $\rho c$  :

$$\dot{m} = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \frac{Pc}{\sqrt{\frac{R}{M} Tc}}} \cdot At \quad (5.37)$$

La comparaison de cette expression avec l'équation (5.11), montre que le coefficient de débit de la tuyère  $C_D$  prend la valeur :

$$C_D = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \frac{M}{R Tc}} \quad (5.38)$$

On constate sur cette expression ainsi que nous l'avons indiqué, que le coefficient de débit, ou son inverse la vitesse caractéristique, dépendent peu de la pression de fonctionnement, et pas du tout des conditions de détente.

### 5.4.3.2. Rapport de section

L'équation de conservation de la matière (5.18) permet d'écrire en un point quelconque de la tuyère :

$$\dot{m} = \rho V A = \rho t V t At$$

ou encore :

$$\frac{A}{At} = \frac{\rho t V t}{\rho V} = \frac{\rho t}{\rho c} \frac{\rho c}{\rho} \frac{at}{ac} \frac{ac}{V}$$

en portant dans cette relation les valeurs établies pour les divers facteurs du second membre, il vient, toutes substitutions faites,

$$\frac{A}{At} = \frac{\sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}{\left(\frac{P}{Pc}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P}{Pc}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}}} \quad (5.39)$$

qui montre que le rapport de détente  $P/P_i$  ne dépend que du rapport des sections  $A/At$  et réciproquement.

### 5.4.3.3. Poussée, Coefficient de poussée

$$\begin{aligned} F &= \dot{m} V_s + A_s (P_s - P_a) \\ &= C_D P_c A_t V_s + \frac{A_s P_s - P_a}{A_t P_c} P_c A_t \\ F &= \left[ C_D V_s + \frac{A_s P_s - P_a}{A_t P_c} \right] P_c A_t \end{aligned} \quad (5.40)$$

La comparaison de cette expression avec l'équation (5.13), montre que le coefficient de débit de la tuyère  $C_D$  prend la valeur :

$$C_F = C_D V_s + \frac{A_s P_s - P_a}{A_t P_c} \quad (5.41)$$

En substituant dans cette dernière équation les divers grandeurs par les expressions analytiques établies, il vient:

$$C_F = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P}{Pc}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]} + \frac{A_s P_s - P_a}{A_t P_c} \quad (5.42)$$

### 5.4.3.4. Impulsion spécifique

La caractéristique énergétique impulsion spécifique (ou vitesse d'éjection) définie au paragraphe 5.3.10 peut être exprimée analytiquement en substituant dans les équations que nous avons données (5.9), (5.10) ou (5.15) les expressions analytiques établies ci-dessus pour chacun des termes intervenant.

On utilise le plus souvent la relation :

$$Isp = \frac{V_s}{g} = \frac{1}{g} C_F C^* \quad (5.43)$$

## 5.5. ECARTS ENTRE LES PERFORMANCES THEORIQUES ET LES PERFORMANCES REELLES

Les expressions de ces coefficients, établies dans ce chapitre, sont des expressions théoriques et supposent notamment que la combustion complète, l'écoulement isentropique dans la tuyère et parallèle à l'axe dans la section de sortie.

Pratiquement, dans les moteur-fusée réels, il y a des pertes diverses :

- **Dans la combustion** : Celle-ci est incomplète, la masse moléculaire des gaz formée est supérieure à la valeur théorique, la température plus basse, les échanges de chaleur entre les gaz et la paroi ainsi que les frottement ne sont pas négligeables.

La vitesse sera alors plus faible que la valeur théorique et on définit une efficacité de vitesse caractéristique :

$$\eta^* = \frac{C_{réelle}^*}{C_{théorique}^*} \quad (5.44)$$

qui rend compte des pertes dans le foyer.

En pratique :  $0.95 < \eta^* < 0.99$ .

- **Dans la tuyère** : La détente n'est pas isentropique et l'écoulement n'est pas parallèle à l'axe. La vitesse théorique ne sera pas atteinte.

Le coefficient de poussée réel est alors inférieur à la valeur théorique et on définit une efficacité de coefficient de poussée.

$$\eta_F = \frac{C_F \text{ réelle}}{C_F \text{ théorique}} \quad (5.45)$$

En pratique :  $0.95 < \eta_F < 1$ .

" $\eta_F$ " : est l'indice de qualité de la tuyère.

- **Enfin, on utilise l'efficacité de performance** qui rend compte globalement des pertes d'ensemble :

$$\eta = \frac{Isp \text{ réelle}}{Isp \text{ théorique}} \quad (5.46)$$

" $\eta$ " : est l'indice de qualité total.

$$\text{On voit que : } \eta = \eta_F \eta^* \quad (5.47)$$

# RESULTATS ET COMMENTAIRES

## 6.1. INTERPRETATION DES GRAPHES

Pour une meilleure comparaison et visualisation des performances de propergols liquide des graphes étudiés, les résultats obtenus par notre programme de calcul ont été représenté par des graphes.

### 6.1.1. Influence de la richesse sur les performances théoriques des propergols liquides

Pour une pression de combustion donnée égale (69 bar), la température de fin de combustion dépend fortement de la richesse du mélange, puisque la quantité d'oxydant, contenue dans le mélange, doit être suffisante pour brûler la totalité du combustible. Dans le cas contraire c'est tout le schéma réactionnel global qui se trouve modifié, ce qui influe sur la valeur de l'enthalpie et donc sur la température. Celle-ci présente un maximum pour une valeur de richesse voisine de l'unité (mélange stœchiométrique). Voir figure (6-1).

D'une manière analogue l'impulsion spécifique dépend de la richesse du mélange, mais elle présente un maximum dans l'intervalle de richesse] 1-2,5[. Voir figure (6.2).

D'après chapitre 5, la consommation spécifique est inversement proportionnelle à l'impulsion spécifique ce qui justifie l'allure du graphe (6-3).

Le coefficient de poussée caractérise l'évolution des gaz dans la tuyère et la qualité théorique de la tuyère en remarque qu'il dépend de la richesse et présente un maximum pour une valeur de richesse voisine de l'unité. Voir figure (6-4).

La vitesse caractéristique ne dépend que de la nature du mélange et de la température de combustion. Voir graphe (6-7).

Remarquons que la vitesse caractéristique est l'inverse du coefficient de débit  $C_D$  utilisé en aérodynamique.

### 6.1.2. Performances optimales d'un propergol

Comme on à vue dans le paragraphe (6.1.1) toutes les performances d'un propergol dépend de la richesse et chacun prend un maximum a des richesses différents pour cela on cherche des performances optimales, on fait un compromis entre les performances et on cherche la richesse qui assure ce compromis.

Nous avons fait ce travail pour tous les propergols, on a tracé un tableau qui comporte les richesses qui donnent les performances optimales. Voir tableau (6-1).

### **6.1.3. Comparaison des performances théoriques des propergols liquides**

Quand on voit les graphes et le tableau (6-1), on constate facilement que le propergol cryogénique L(H<sub>2</sub>-O<sub>2</sub>) est plus performant ( $I_{SP}=359.1$  s,  $C_{SP}=2.531$  Kg/t.s), une grande impulsion spécifique et une faible consommation spécifique, on trouve en 2<sup>ème</sup> position les propergols L (UDMH-O<sub>2</sub>), L (MMH-O<sub>2</sub>), L (Kérosène-O<sub>2</sub>) et L (UDMH-N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>), en 3<sup>ème</sup> position le reste des propergols.



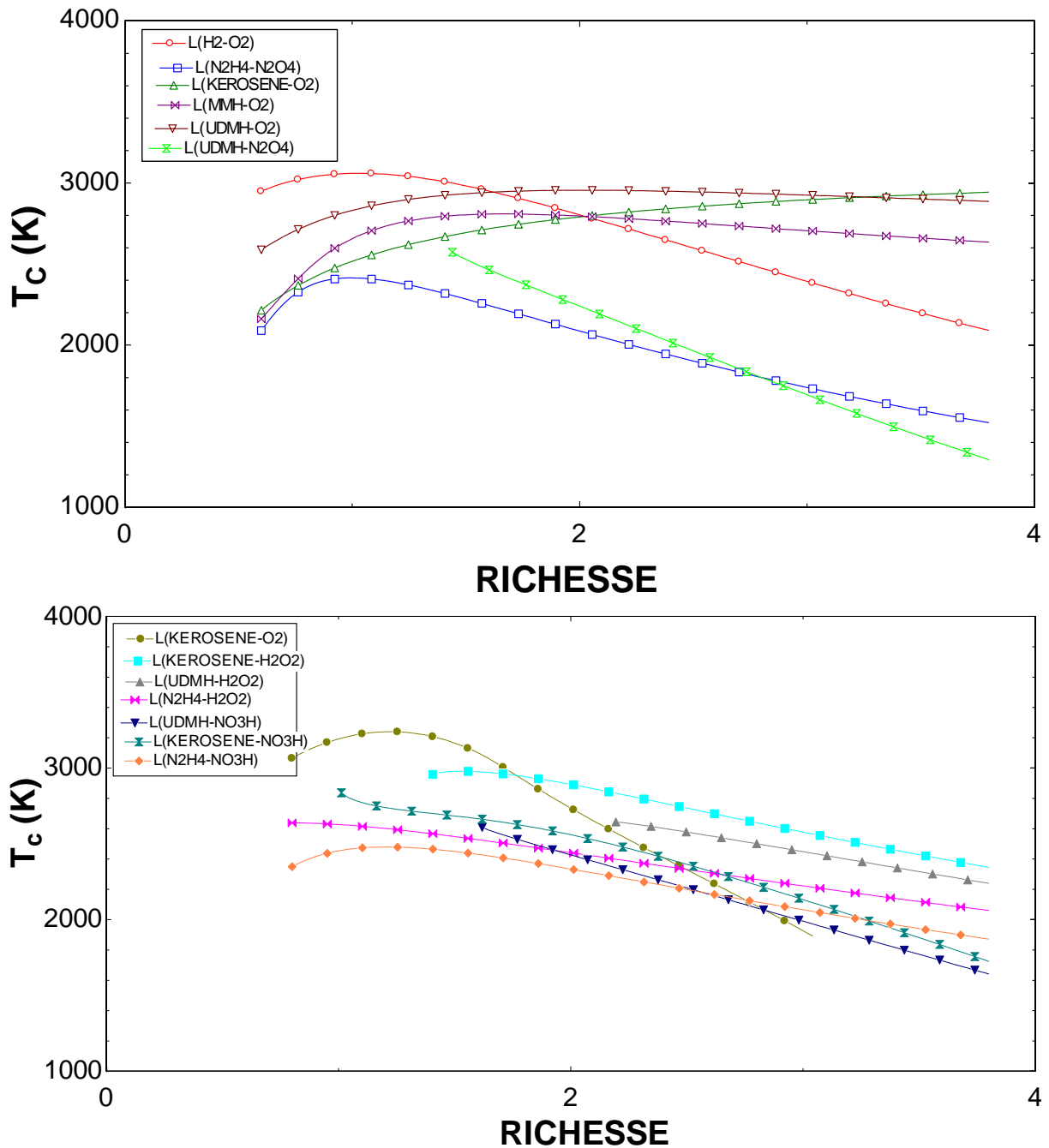


Figure 6- 1: Evolution de température en fonction de la richesse pour plusieurs propergols.

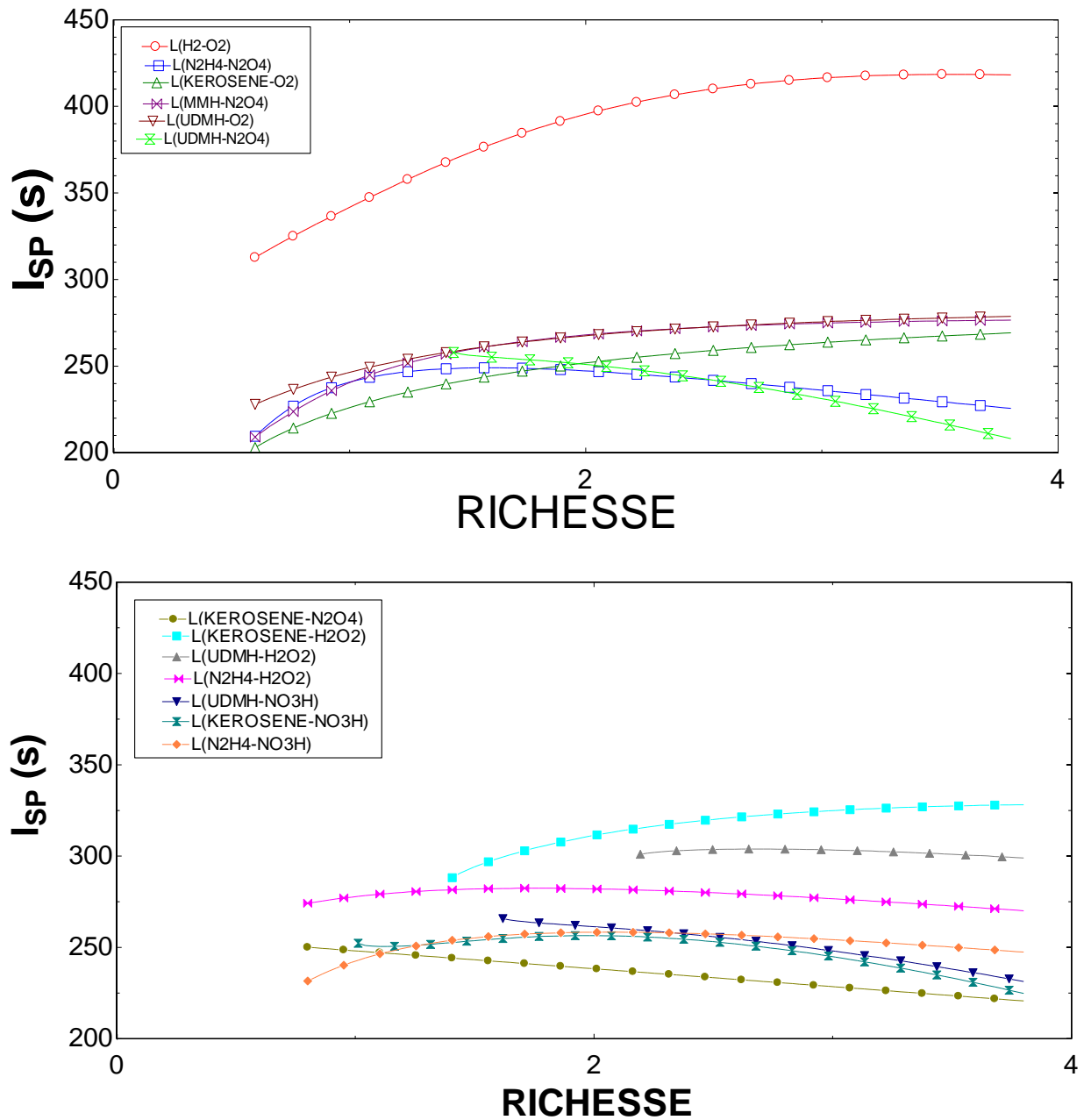


Figure 6- 2 : Evolution d'impulsion spécifique en fonction de la richesse pour plusieurs propergols.

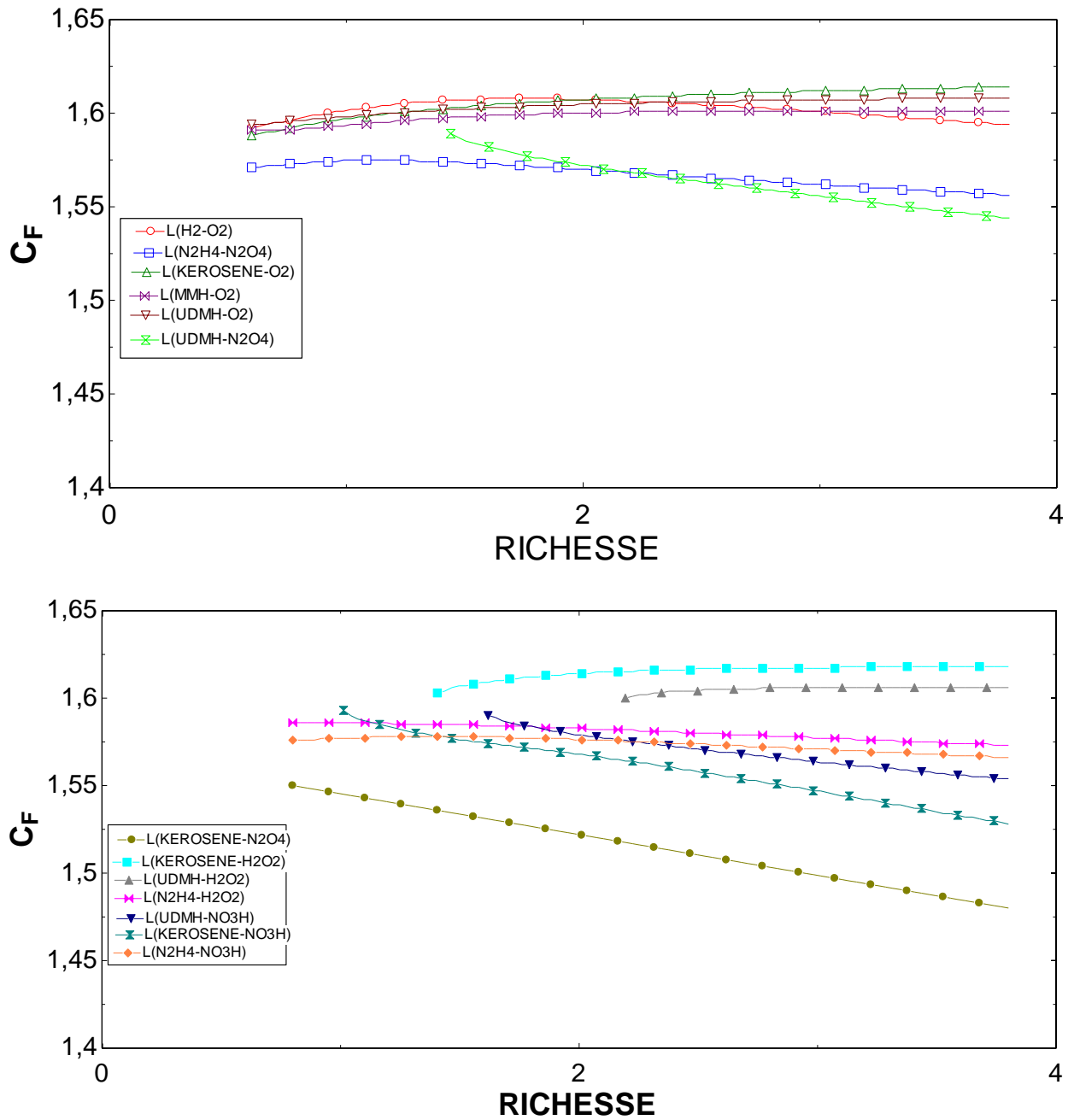


Figure 6- 3 : Evolution de coefficient de poussé en fonction de la richesse pour plusieurs propergols.

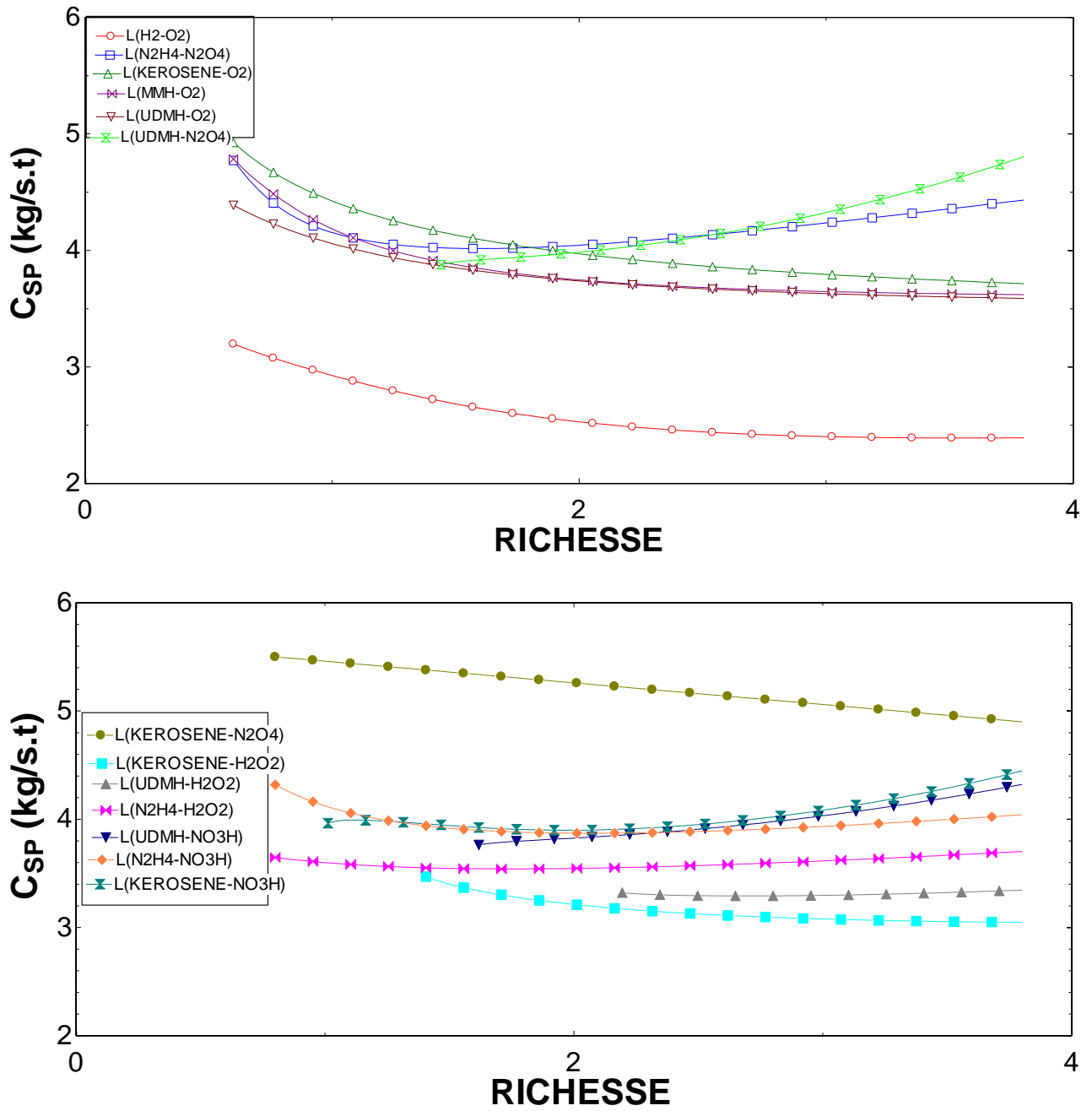


Figure 6- 4 : Evolution de la consommation spécifique en fonction de la richesse pour plusieurs propergols.

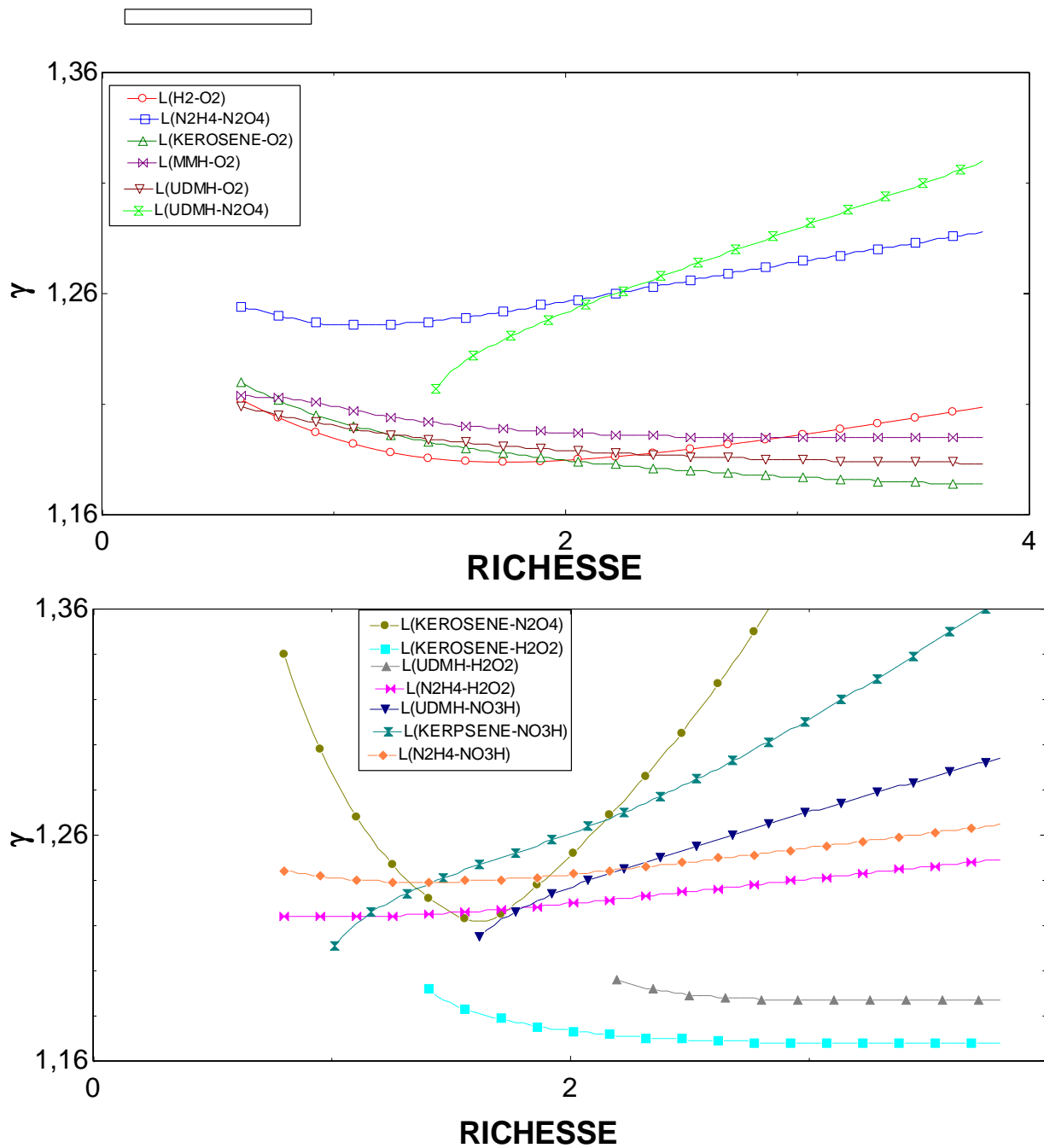


Figure 6- 5 : Evolution de rapport de chaleur spécifique en fonction de la richesse pour plusieurs propergols.

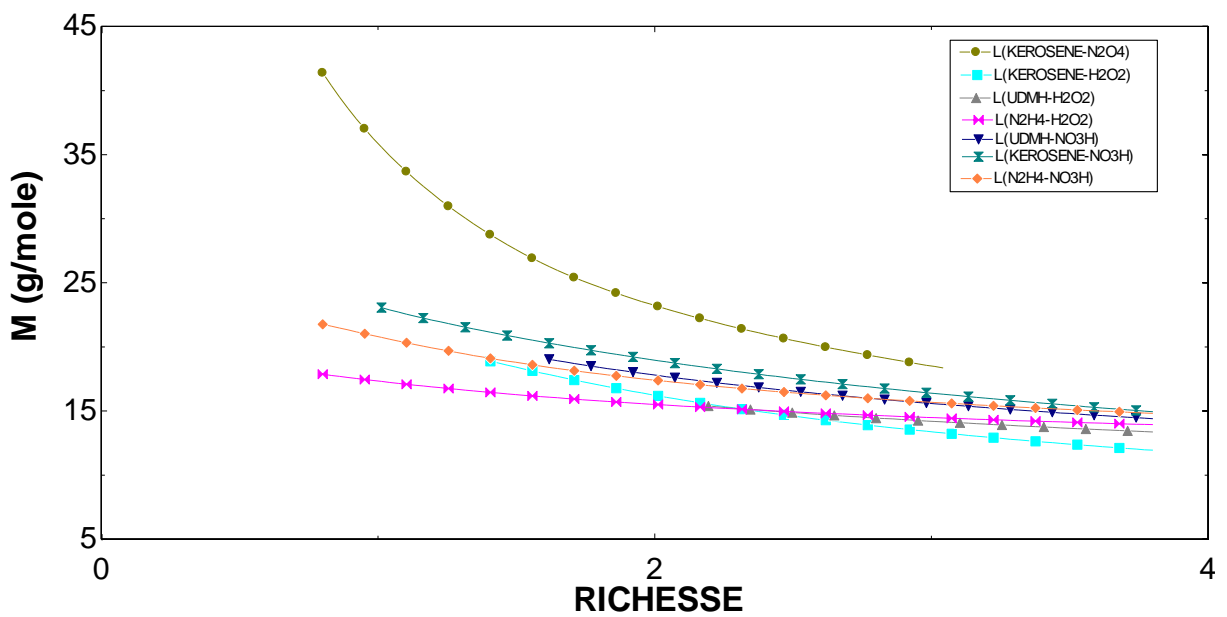
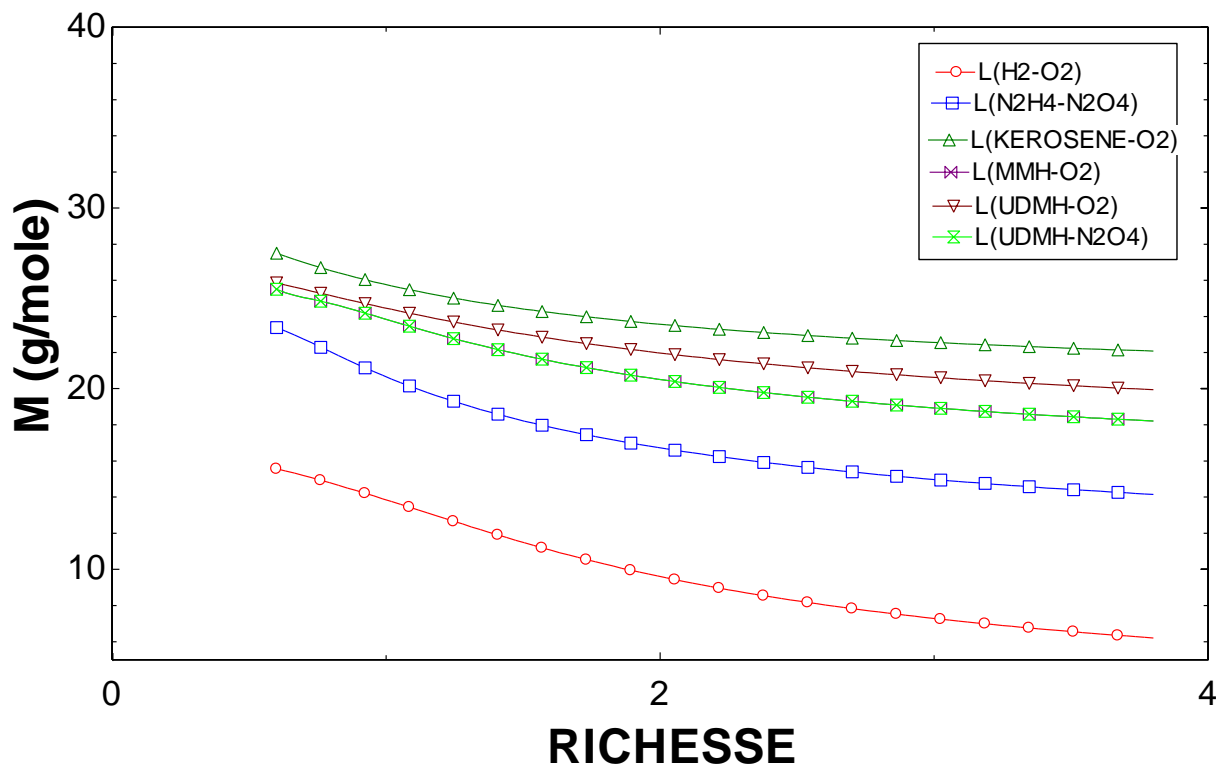


Figure 6- 6 : Evolution de la masse molaire des produits de combustion en fonction de la richesse pour plusieurs propropergols.

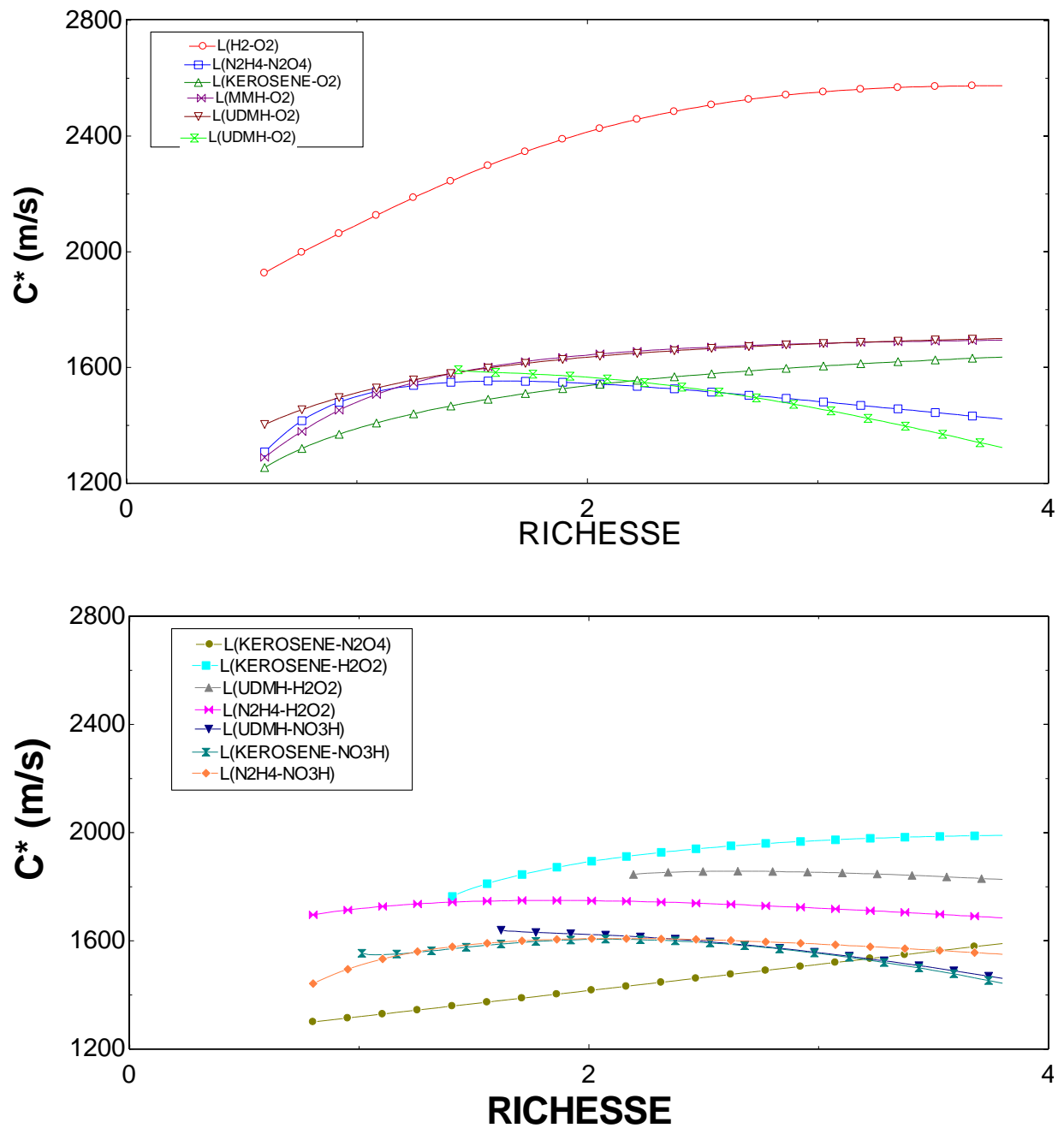


Figure 6- 7 : Evolution de la vitesse caractéristique en fonction de la richesse pour plusieurs propergols.

Combustible	$r_c$	$r_m$	$T_c(K)$	$M(g/mol)$	$C^*(m/s)$	$I_{sp}(s)$	$C_F$	$C_S(Kg/t.s)$
Hydrogène	1.99	4.02	2807	9.631	2412	359.1	1.607	2.531
UDMH	1.29	1.65	2360	23.57	1564	255	1.601	3.220
Kérosène	1.34	2.56	2650	24.76	1457	237.9	1.602	4.204
MMH	1.16	1.5	2738.63	23.12	1527.64	248.56	1.595	4.052
Oxydant : Oxygène								
Hydrazine	1.07	1.34	2409.88	20.23	1514.18	243.5	1.575	4.11
UDMH	1.17	2.61	2857	22.83	1568	254.6	1.593	3.927
Kérosène	1.22	4.04	3215	28.85	1470	235.6	1.573	4.24
Oxydant : Tetroxyde d'azote								
Hydrazine	0.73	2.17	2637	18.07	1686	272.5	1.585	3.669
UDMH	0.56	4.54	2950	19.85	1714	279.3	1.598	3.581
Kérosène	0.51	7.53	3015	20.85	1681	272	1.588	3.676
Oxydante : Eau oxygène								
UDMH	0.99	2.99	2923	21.8	1628	265.3	1.598	3.77
Kérosène	0.95	4.8	2837	23.07	1554	252.3	1.593	3.964
Hydrazine	1.11	1.47	2468	19.24	1574	253.1	1.578	3.952
Oxydant : Acide nitrique								

Tableau 6- 1 : Performances de quelques propergols calculés par le programme.

$r_m$  : Rapport de mélange.

-Pression de la chambre 69 bar.

$r_c$  : Richesse du mélange.

Rapport de détente 69/1.

$C^*$  : Vitesse caractéristique.

Tuyère adaptée au niveau de sol.

$T_c$  : Température de combustion.

$M$  : Masse molaire.

$I_{sp}$  : Impulsion spécifique.

$C_F$  : Coefficient de poussée.

$C_S$  : Consommation spécifique.

Condition de référence :



## CONCLUSION GENERALE

Au terme de l'exposé que nous venons de faire sur la recherche de critères permettant de caractériser les performances des propergols, il convient de rappeler que choix d'un agent propulsif pour une mission donnée ne résulte pas uniquement de considérations énergétiques. Cependant, les performances énergétiques demeurent dans les paramètres que nous avons définis : impulsion, coefficient de débit ou vitesse caractéristique, coefficient de poussée et indices de performances.

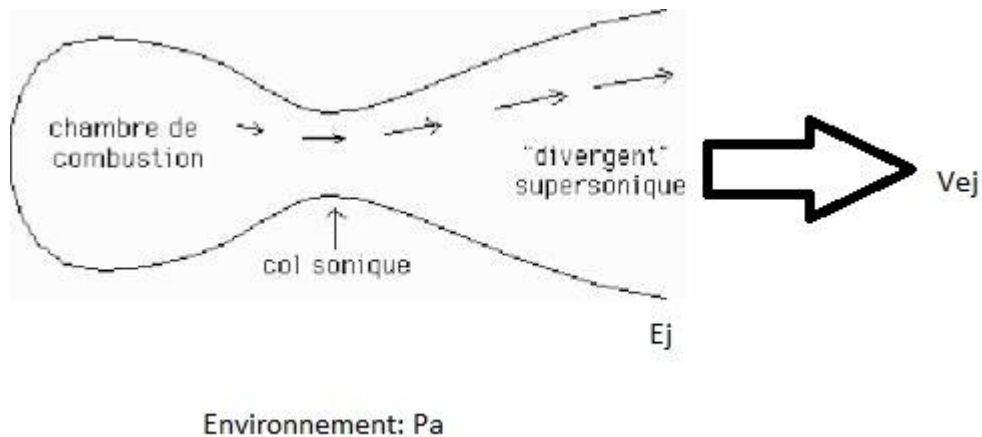
Et il nous a permis aussi d'élaborer un programme de calcul permettant de calculer, la composition des produits de combustions issues de la combustion des propergols liquides, les performances théoriques des propergols dans le cas de la détente figée.

Une étude d'optimisation du choix des propergols utilisés a été fait dans ce travail pour montre d'une part les meilleures conditions de fonctionnement en terme de richesse et d'autre part les meilleures performances obtenues par certains propergols.

## ANNEXE

## RAPPEL DE LA DEFINITION DES PRINCIPAUX PARAMETRES

Nous avons rassemblé, dans cette annexe, les expressions permettant de calculer les principaux paramètres.



## CARACTERISTIQUES LOCALES DE L'ECOULEMENT

Pression locale : est donnée par la relation suivante :

On supposant que la détente est une détente figée la pression de locale égale la pression de l'environnement (tuyère adaptée ou tuyère supersonique).

Détente figée :

$$\text{Log } P = \text{Log } P_c - \frac{\sum x_{ic} S_{io}(T_c) - \sum x_{ic} S_{io}(T_s)}{R n}$$

$R=1.98719$  cal/mole.k avec les unités adaptées pour les autres paramètres ( $S$  est exprimé en Kcal par degré K et par mole,  $x_i$  et  $n$  sont en moles).

Vitesse locale :

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

Rapport des sections :

$$\frac{A_S}{A_t} = \frac{\sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}{\left(\frac{P}{P_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P}{P_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}} .$$

$$\frac{A_S}{A_t} = \frac{1}{M_S} \sqrt{\left[\left(\frac{\gamma+1}{2}\right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_S^2\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}\right]} .$$

avec  $M_S$  le nombre de mach.  $M_S = \frac{V_S}{a_S}$  ;  $a_S = \sqrt{\gamma \frac{R}{M} T_S}$  .

## PARAMETRES DE PERFORMANCES DES PROPERGOLS

Impulsion spécifique :

$$Isp = \frac{V_S}{g} \text{ avec } g=9.81, Isp \text{ est donnée en s si } V_S \text{ est exprimée m/s.}$$

Consommation spécifique :

$$Csp = \frac{1000}{Isp} .$$

Vitesse caractéristique :

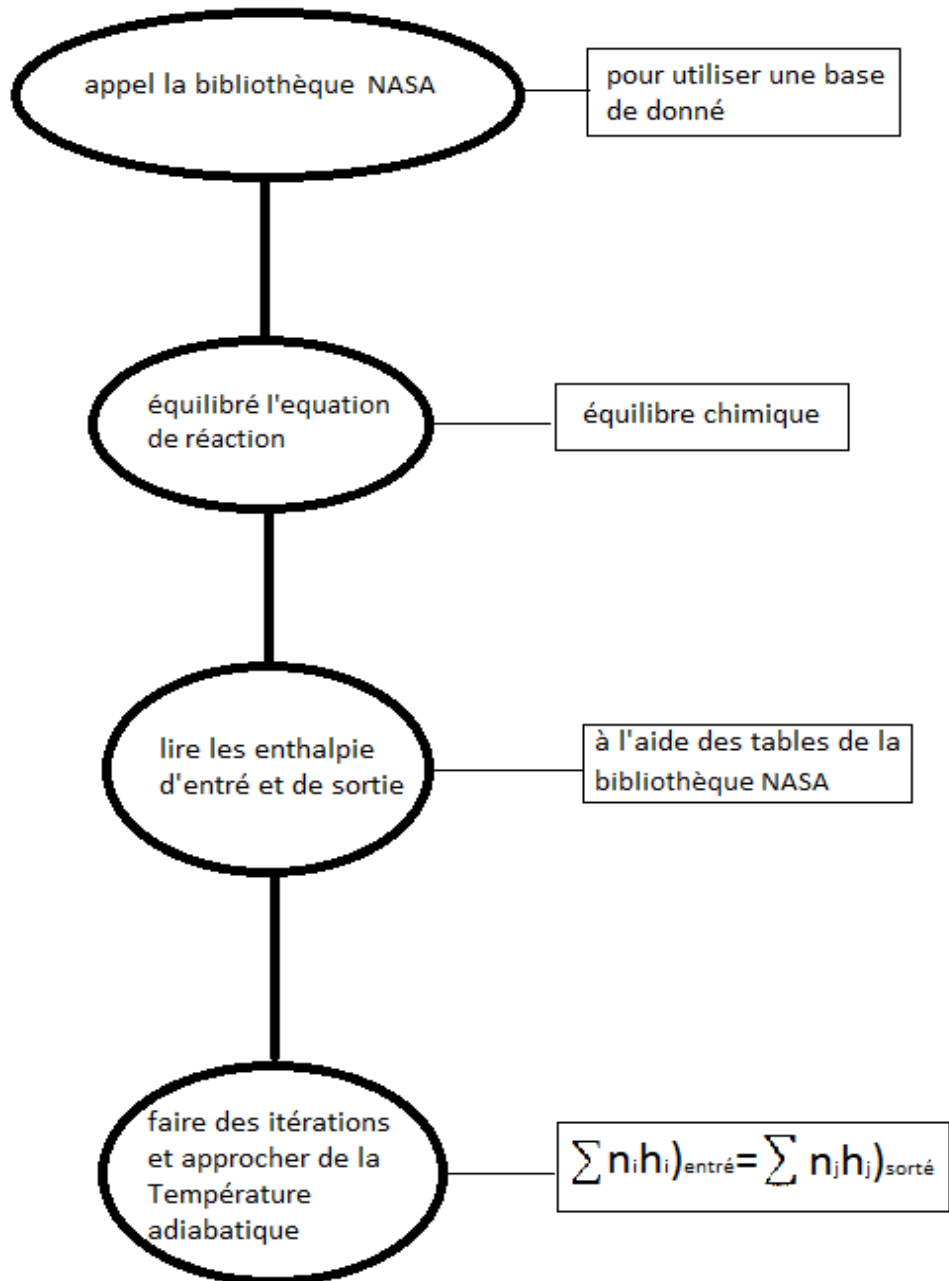
$$C^* = \frac{1}{C_D} \text{ en (m/s) avec } C_D = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \frac{M}{R T_c}} .$$

Coefficient de poussée :

$$C_F = \frac{V_S}{C^*} + \frac{A_S}{A_t} \frac{P_S - P_a}{P_c} .$$

ORGANIGRAMMES

ORGANIGRAMMES DE CALCUL DE LA COMPOSITION D'EQUILIBRE DES PROPERGOLS DE TYPE C H O N :



## ANNEXE

Les programmes sera calculer la température adiabatique et caractéristique énergétique pour la combustion H2+O2 par exemple :

Affichages des resultats:

Unit Settings: [kJ]/[K]/[bar]/[kmol]/[degrees]

$a_s = 1376$	$b = 1,195$	$c = 2093$	$Cf = 1,601$	$Cp1 = 51,03$	$cpH = 20,79$	$cpH2 = 37,21$	$cpH2O = 57,02$
$cpO = 20,95$	$cpO2 = 40,09$	$cpOH = 37,14$	$Csp = 2,927$	$Cd = 0,0004777$	$\Delta G_2^0 = 134565$	$\Delta G_3^0 = 148108$	$\Delta G_4^0 = 84758$
$\Delta G_5^0 = 100731$	$g = 9,81$	$gH^0 = -223573$	$gH_2^0 = -531904$	$gH2O^0 = -992070$	$gO^0 = -335747$	$gO_2^0 = -772225$	$gOH^0 = -658836$
$HP = -4851$	$HR = -4851$	$h_{H2} = 4603$	$h_{HO2} = -18908$	$h_H = 275371$	$h_{H2} = 90919$	$h_{H2O} = -110799$	$h_O = 306967$
$h_{O2} = 100476$	$h_{OH} = 129259$	$isp = 341,7$	$k_{p2} = 0,005038$	$k_{p3} = 0,002958$	$k_{p4} = 0,03571$	$k_{p5} = 0,01905$	$M = 13,85$
$M_s = 2,437$	$m_t = 18$	$n_H = 0,08708$	$n_{H2} = 0,1763$	$n_{H2O} = 0,7139$	$n_O = 0,03664$	$n_{O2} = 0,05847$	$n_{OH} = 0,1325$
$n_t = 1,205$	$P_c = 69$ [bar]	$P_s = 1$ [bar]	$P_t = 39,02$	$R = 8,314$ [kJ/kmolK]	$R1 = 8314$	$T_c = 3059$	$T_s = 1939$
$T_t = 2788$	$V_s = 3352$	$V_t = 1414$	$x = 9,061$	$xx_H = 2$	$xx_O = 1$	$x_H = 7,228$	$x_{H2} = 14,63$
$x_{H2O} = 59,25$	$x_O = 3,041$	$x_{O2} = 4,852$	$x_{OH} = 11$	$y_H = 0,004838$	$y_{H2} = 0,01959$	$y_{H2O} = 0,7139$	$y_O = 0,03257$
$y_{O2} = 0,1039$	$y_{OH} = 0,1251$						

8 potential unit problems were detected. Check Units

Calculation time = 14,4 sec.

## BIBLIOGRAPHIE

- [1] : P.G.HILL. C.R. PETERSON  
MECANICS AND THERMODYNAMICS OF PROPULSION.  
Addison-Wesley publishing company, 1992.
- [2] : Pascal BAUER  
PROPULSEURS AERODYNAMIQUES ET SPATIAUX  
Ellipses Edition Marketing S.A. 2009.
- [3] : R.KLING  
THERMODYNAMIQUE GENERALE ET APPLICATIONS  
Publication de l'institut français du pétrole, 1980.
- [4] : OLIVIER-HEUZE.H.N.PRESLES. P.BAUER.  
COMPUTATION OF CHMICAL EQUILIBRIA  
J.CHEM. PHYS. 83, 9, pp.4734-4737.
- [5] : COURS DE THERMOPROPULSION : Dr. [HENNI MANSOUR  
Zoubir].2013.
- [6] : COURS DE COMBUSTION : Mr. [B.BOUMEDDANE].
- [7] : D.MARTY.  
CONCEPTION DES VEHICULES SPATIAUX  
Edition MASSON 1986.
- [8] : G.P. SUTTON.  
POCKET PROPULSION ELEMENTS  
John Wiley & Sons, New york 1986.
- [10] : Mr.BOUMEDDANE, Mr.CHERGRANI, Mr.HADJERSI  
ETUDE COMPARATIVE DES PERFORMANCES THEORIQUES DES  
PROPERGOLS LIQUIDES UTILISES DANS LES LANCEURS DE SATELLITES  
Mémoire d'Ingénieur d'Etat en génie mécanique, 1997.
- [11] : Mr.BOUMEDDANE, Mr.BENAROUS, Mr. BENAZZOUZ.  
ETUDE ENERGETIQUE ET BALISTIQUE D'UNE FUSEE A PROPERGOL  
SOLIDE  
Mémoire d'Ingénieur d'Etat en Aéronautique, 1995.
- [12] : Mr. YOUBI, Mr. HAMOUR, Mr. BOUADI.  
CONTRIBUTION A L'ETUDE DES CARACT2RISTIQUES ENERGETIQUES DES  
PROPERGOLS

## BIBLIOGRAPHIE

---

THESE DE MAGISTER en Aéronautique, 1995.

[13] : JET PROPULSEUR  
[WWW.IITG.EVNET.IN](http://WWW.IITG.EVNET.IN)

[14] : INTRODUCTION A LA PROPULSION  
[WWW.GEA.ROKET.ORG.IN](http://WWW.GEA.ROKET.ORG.IN)

[15] : FONCTIONNEME PROPULSEUR  
[WWW.perso.mines-albi.fr\(vistele30/05/2017\)](http://WWW.perso.mines-albi.fr(vistele30/05/2017))

[16] : <http://www.fchart.com/ees/program-details.php> (visité le 02/05/2017)