REPUBLIC ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEURE ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE DE BLIDA
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR
DEPARETEMENT D'AERONAUTIQUE

494/06
EX 1

PROJET DE FIN D'ETUDE

OPTION : PROPULSION

ETUDE DE CONCEPTION D'UN MOTEUR FUSEE DE L'ABORATOIRE

Présenté par:
BELKHELFA FATIMA ZOHRA

Promoteur :
Mr.BENTRAD.H

PROMOTION 2004-2005

بسم الله الرحمن الرحيم

Remerciements

Je remercie en premier lieu Dieu 'ALLAH' tout puissant de m'avoir donner le courage et la patience pour achever ce modeste travail.

Je tiens à remercier tous ceux qui ont contribués de prés ou de loin afin que ce travail soit un travail de qualité.

Je remercie aussi mon promoteur Mr BENTRAD.H.

Et finalement un grand merci à tous les enseignants du département de l'aéronautique de BLIDA qui ont assuré notre formation.

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à mes parents, mes sœurs Saida et Amina ainsi que mes frères Saad Edine, Nore Edine et Ishak.

Je le dédie également à mes amies et tous les gens qui me connaisses.

SOMMAIRE

Introduction

CHAPITRE I

I.1. Historique de la fusée 01

I.2. Différent type de systèmes de propulsion.....01

I.3. Divers modes de propulsion.....03

I.3.1. Propulsion propergolique.....04

I.3.2.propulsion non-propergolique.....04

I.4.Les propergols.....04

I.4.1.propergols solide homogène ou poudres colloidales.....06

I.4.2.propegols composites modernes.....06

I.5. Système d'alimentation d'un moteur-fusée.....07

I.5.1.système d'alimentation gaz-pression.....09

I.5.2.système d'alimentation turbo-pompe.....10

CHAPITRE II

II.1. Introduction

II.2.la combustion.....

II.2.1.calcul de température de fin combustion.....11

II.2.2.le Bilan d'espèces.....12

II.2.3.les équations d'équilibre.....13

II.2.4.équation de nombre de mode.....14

II.2.5.détermination des constantes d'équilibre K_P.....14

II.2.6.coacul de l'enthalpie des produits de combustion.....20

II.2.7.c calcul de la température de la flamme par la méthode de Bissection(dichotomie,biorton).....21

II.3.Programme de calcul de la température de la flamme dans la chambre de combustion.....24
II.4.Exemple d'exécution pour l'octane C_8H_{18}.....24
II.5.Exemple d'exécution pour le kérosène $C_{10.3}H_{20.6}$.....27
II.6.Exemple d'exécution pour le Gasoil $C_{14.4}H_{24.9}$.....30
II.7.Evolution de la température de la flamme en fonction de la pression et du rapport du mélange.....36

CHAPITRE III
III.1.Introduction
III.2.Le choix de propulsion.....38
III.3.Poussée d'un moteur-fusée.....40
III.4.La tuyère (étude de la détente).....41
III.4.1.écoulement dans une tuyère.....41
III.4.2.definition de la tuyère.....45
III.4.3.forme des tuyères.....45
III.5.Paramètres caractéristiques du moteur.....46
III.5.1.coéfition de débit et de la vitesse caractéristique.....46
III.5.2.coéfition de poussée.....48
III.5.3.impulsion spécifique.....48
III.6.Dimensionement du moteur.....49
III.7.La chambre de combustion.....51
III.8.Refroidissement du moteur.....53
III.9.Transfère thermique.....53
III.10.Les matériaux de fabrication.....55
III.11.Les injecteurs.....56
III.12.Programme de calcul des caractéristiques et de dimensionnement d'un moteur de fusée.....60
III.13.Exemple d'exécution du programme.....62

III.14.Equipement d'essai.....67
III.15.Le Banc d'essai.....70
III.16.Control du moteur.....73
III.17.Oppération d'allumage.....73

Conclusion
Annexe A.....75
Annexe B.....82
Annexe C.....85
Annexe D.....87
Notation.....89

Bibliographie.....90

INTRODUCTION

Introduction :

La connaissance des propriétés thermodynamique des produits de combustion et la détermination de leur état immédiatement après la réaction chimique, revêtent une importance essentielle dans l'étude des performances du moteur.

C'est pour cela on a essayer de développer un premier programme qui a permis de calculer les donner suivantes :

-La température de fin de combustion

-La constante des gaz.

-La chaleur spécifique à pression constante.

-La chaleur spécifique à volume constant.

-Le rapport de mélange.

-La vitesse d'éjection des gaz d'échappement

.

Est un deuxième programme qui a permis de calculer les dimensions et les performances du moteur.

Et comme application, nous avons choisi comme combustible, le kerozéne, le gasoil gazoline

Pour réaliser tous ces objectifs il a été jugé utile de commencer notre étude par un historique et des généralités sur le moteur - fusée.

Et un deuxième chapitre qui a permis de faire une étude de conception de la chambre de combustion

Et en fin un troisième chapitre qui a permis la conception d'un moteur-fusée.

CHAPITRE I

I/ 1 – HISTORIQUE DE LA FUSEE :

Au 12 siècle, la première utilisationt des fusée était chez les Chinois et les pays Arabes comme une arme de guerre, sachant que la poudre noire était son combustible.

Une version améliorée a été adopté au 17 siècle, par l'armée britannique connue sous le modèle de « William Congreve » qu'était de 32 lb, à combustible solide et atteinyant une distance de 3000 yard. Cette dernière été remplacée vers la fin de la guerre civil par celle de « William Hal ».

Qu'au vingtième siècle, le mathématicien Russe « Konastantin Eduardovich Tsiolkowski » est le premier qui démontra que les fusées sont préalables pour l'éxploration de l'espace, il a recommandé comme propergols l'oxygène et l'hydrogène liquides .

Cependant ce n'est qu'au 26 Mars 1926 prés de Warchester Massachusetts, qu'été le lancement de la première fusée réussie dans le monde, pendant 2.5 seconde, une altitude de 41 piéds et d'une vitesse de 63 mph. Après Edward Pendrey et sa femme ont fabriqués une fusée liquide de 7 piéds propulsée par l'oxygène /essence , qui a été lancée avec succés en Nouvembre 1932. Une année plus tard le Pendrey a developpé et lancé une fusée qui est aller jusqu'à 250 piéds dans l'air et s'explosa .

D'ici à 1929, Goddard a developpée sa fusée d'une poussée de plus de 500 lb, atteinyant une altitude de 1.2 miles et une vitesse de 700 mph.

L'enthusiasme pour les fusées, été beaucoup vigoureux à la Russie et en Allmagne. D'abord en Russie, que le lancement de Spuntik fut reussit sous la direction de Sergei Korolyev, en Allmagne le travail été sous le patronage de Karl Becker, qui a engagé Walter Dornberger, ce dernier été rejoint par le jeune enthusiaste Werner Von Braun, pour l'avancement téchnologique.

En 1932 Dornberger été en tête de la construction d'un teste chantier, et Von Braun produit et avec succés sa première fusée liquide à feu à Berlin. C'est à Peenemûnd, en 1935 que Von Braun a conçu le A-2 , suivie par le A-3 en 1942, le A-4 qui fut renomé la Vengeance –2, ou V-2, par l'armée et placée à la production. Le V-2 été le remarquable véhicule pour l'année 1942,car sa hauteur été de 46 piéds avec un seul étage, pesant 25,000 lb, il été capable de transporter 2000 lb pour 118 miles, c'été le premier véhicule supersonique , les propergols étant l'oxygène liquide et l'alchool (le combustible était changé d'essence). 6000 de V-2 étant fabriqués, 2000 fut tombés en Rayaume Unie , trop tard pour influencer la cours de la guerre.En 1945 il était clair pour l'équipe de Peenemûnd que la guerre est perdu .

Après Von Braun développa les fusées au côté de l'armée américaine .Von Braun été innovatif dans le developpement de la propulsion des Etats – Unies .

I/ 2 – LES DIFFERENTS TYPES DE SYSTEME DE PROPULSION :

La propulsion des véhicules spatiaux fait essentiellement appel au moteur-fusée à propulsion chimique, bien qu'il existe d'autres systèmes de propulsion tels que la propulsion électrique ou la propulsion nucléaire .

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

- systèmes à propulsion chimique.
- systèmes à propulsion électrique.
- systèmes à propulsion nucléaire.

En outre, les systèmes de propulsion envisagés étant de type à réaction, il est nécessaire de transformer ces énergies en énergie cinétique, 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 accélérant le plasma ainsi obtenu dans un champ magnétique

- accéleration 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 .

Cependant, les systèmes propulsifs, basés sur la séparation de la source d'énergie et de la masse éjectée n'ont pas encore donné lieu à des réalisations, car ils posent le problème de la construction d'une source d'énergie ayant un rapport poids/puisance suffisamment faible. Pour cela le système de propulsion dérivant son énergie de la combustion de composés chimiques, ou propergols est le plus répandu à nos jours. Le tableau 1 nous donne un ordre de grandeurs des paramètres pour différents types de propulseurs.

TABLEAU (I -1) : Ordre De Grandeurs Des Paramètres Pour Différents Types De Propulseurs

Type d'énergie	Impulsion spécifique (sec)	température maximum °C	Rapport poussée/ poids	Durée de fonctionnement	Puissance Spécifique (Kw/Kg)
Prop.chimique liquide, solide	200 _ 480	2500 _ 4300	10^{-2} _ 100	dizaines de sec	10^{-1} _ 10^{-2}
Monergol liquide	180 _ 240	1000 _ 1300	10^{-1} _ 10^{-2}	Quelques sec à quelques min	0.02 - 200
Nucléaire	500_1100	2700	10^{-2} _ 30	//	10^{-1} _ 10^{3}
Electrique	400_2000	5500	10^{-4} _ 10^{-2}	quelques jours	10^{-3} _ 1
Magnéto-plasma	3000_15000	//	10^{-5} _ 10^{-3}	quelques semaines	10^{-3} _ 1
Propulseurs à ions	4000_25000	//	10^{-5} _ 10^{-3}	quelques mois	10^{-3} _ 1
Energie solaire	400_700	1300	10^{-3} _ 10^{-2}	quelques jours	10^{-2} _ 1

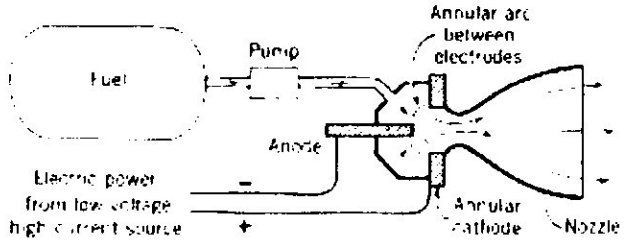


Fig I -1 diagramme d'un moteur –fusée à energie electrique.

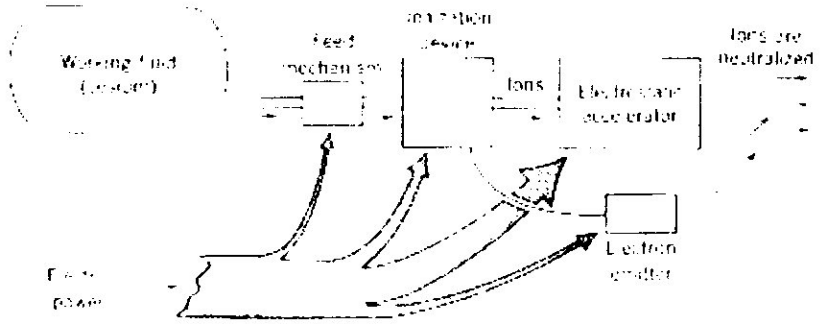


Fig I- 2 diagramme d'un moteur –fusée à propulseur à ion.

I / 3 – DIVERS MODES DE PROPULSION :

La poussée résulte du mouvement d'une masse éjectée par le système. Selon que la masse éjectée est prélevée au milieu extérieur ambiant ou au système lui-même, on a affaire à une propulsion du type tuyère propulsive, ou à une propulsion du type fusée. On distingue donc deux types de moteurs à réaction qui sont :

- Les réacteurs utilisant comme fluide moteur l'air ambiant qui tout en traversant le système y est accéléré par des moyens mécaniques et thermiques. Ce type de réacteurs est utilisé dans l'aviation civile et militaire .

- Les fusées utilisant comme fluide moteur un élement embarqué à bord de l'engin et qui est dans ce cas indépendant des conditions extérieurs .

Une fusée doit donc contenir au départ la réserve de masse éjectable et la réserve d'énergie correspondante pour assurer l'éjection à la plus grande vitesse possible. On peut alors classer les divers modes de propulsion pour les fusées, selon que la source d'énergie est distincte ou non de la masse éjectable.

I/ 3.1- PROPULSION PROPERGOLIQUE :

Dans la propulsion propergolique, la masse éjectable confondue avec la source d'énergie est constituée par un agent propulsif qui est le propergol, c'est un mélange susceptible de se transformer en gaz porté à haute température. Ces gaz sont accélérés par détente dans une tuyère bien profilée. L'énergie provient de la transformation du propergol dans une réaction chimique exothermique qui est le plus souvent une combustion . C'est pour cela que la propulsion propergolique est appelée aussi propulsion chimique.

I/ 3.2- PROPULSION NON – PROPERGOLIQUE :

La propulsion non-propergolique est caractérisée par le fait que la masse éjectable est distincte de la source d'énergie nécessaire pour l'activer contrairement à ce qui ce passe dans la propulsion classique, où le rapport de l'énergie à la masse éjectée est déterminé, il est théoriquement possible d'accroître à volonté la quantité d'énergie concentrée sur une masse inerte donnée et de réaliser par la suite des vitesses d'éjection considérables .

Ces modes de propulsion ont un inconvénient majeur à savoir des masses inertes de structures importantes qui conduisent à un rapport de la masse du propulseur à la poussée réalisée fort élevé. Le tableau 2 nous donne des ordres de grandeurs des systèmes propulsifs .

TABLEAU (II – 2) : Ordres De Grandeurs Des Systèmes De Propulsion

SYSTEME	VITESSE D'EJECTION (m/s)	POIDS DU ROPULSEUR (Kg) / POUSEE DELIVREE (Kg)
PROPULSION CHIMIQUE	2000 _ 4000	0.020
PROPULSION NUCLEO-THERMIQUE	8000 - 10 000	0.060
PROPULSION PAR CHAMP ELECTRIQUE	100 000	9000 _ 10 000

D'une manière générale un système propulsif est constitué d'une chambre propulsive à laquelle sont associés des sous systèmes qui serviront à la pressurisation, à l'alimentation à l'allumage, etc.

La chambre propulsive comprend :

- une chambre de combustion, dans laquelle se produit la réaction chimique (combustion du propergol).
- une tuyère dans laquelle l'énergie thermique engendrée par la combustion est transformée en énergie cinétique .

I/ 4- LES PROPERGOLS :

La réalisation d'un propergol correspond dans le cas général à la 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 exothermique avec formation de produits gazeux .

Le mode de mise en œuvre d'un propergol varie considérablement selon l'état physique sous lequel se présentent les différents constituants ou encore la façon dont les ergols sont introduits et mélangés dans le foyer, on est donc amené à distinguer différents types de fusées :

- Fusées à propergols liquides : dans lesquelles les produits sont injectée à l'état liquide dans la chambre de combustion où se réalisent leurs mélange et leurs réaction .

- Fusées à propergol solide : dans lesquelles les différents constituants sont stockés directement dans la chambre de combustion à l'état prémélangé.

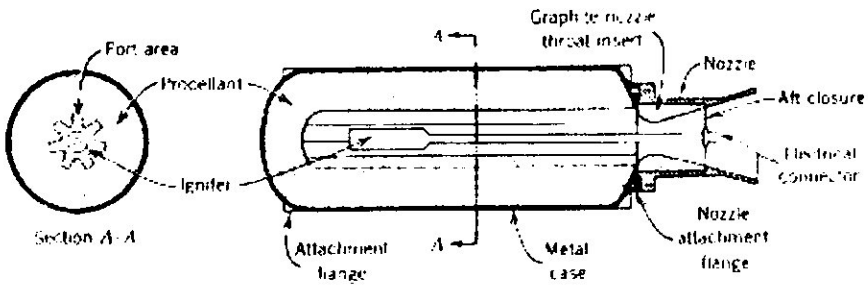


Fig I -3 Fusée à propergol solide

- Fusées à propergol hybrides, ou lithergols : Résultant de l'association de constituants solides et liquides. l'un des ergols est alors stocké dans la chambre de combustion à l'état solide les autres étant injectés séparément à l'état liquide.

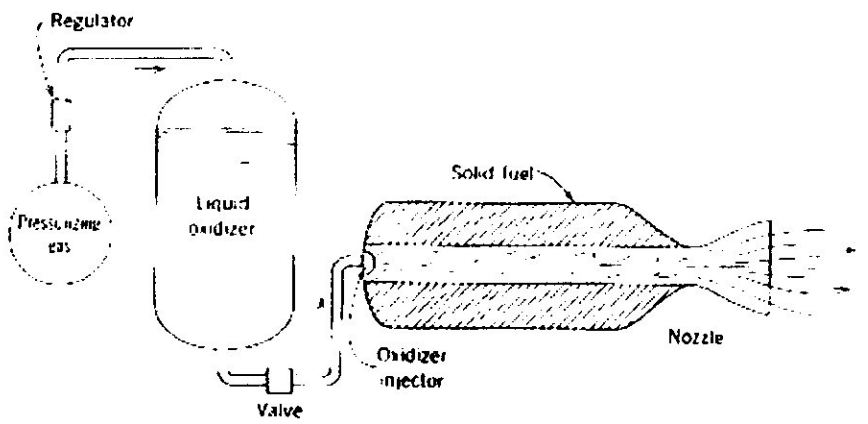


Fig I -4 Fusée à propergol hybride

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

Les fusées à propergols solides se caractérisent par leur simplicité et leur disponibilité immédiate, elles sont surtout utilisées pour les applications militaires. La totalité de la charge propulsive est emmagasinée dans la chambre de combustion et les engins peuvent être stockés et manipulés facilement ce qui n'est pas le cas des fusées à proprgols liquides .

Une autre méthode de classification des propergols est basée sur le nombre de réservoirs indépendants dans lesquels il faut les stocker. Selon que ce nombre est 1, 2 ou 3, on dit qu'il s'agit d'un monergol, diergol ou triergol .

Un monergol est un mélange de corps purs pouvant donner lieu à des réactions chimiques exothermiques. Les monergols peuvent être liquides (eau oxygénée H_2O_2 ,hydrazine N_2H_4...) ou solides (mélange de nitroglycérine et de nitrocellulose).

Les diergols sont des propergols liquides constitués d'un oxydant et d'un combustible stockés séparément (oxygène et hydrogène liquides, acide nitrique et kérosène,...) .

Les triergols sont constitués d'un oxydant et de deux combustibles, l'un de ces deux combustibles (l'hydrogène en général) est ajouté à la combustion pour accroître les performances de l'engin .

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

Si les constituants principaux contiennent dans leur molécule l'élément oxydant et l'élément réducteur, le propergol est dit « homogène », dans le cas où l'élement oxydant est séparé de l'élément réducteur le propergol est dit « hétérogène ».

I/ 4.1 - *PROPERGOLS SOLIDES HOMOGENES OU POUDRES COLLOÏDALES :

- Nitrocellulose.
- Nitroglycérine(s'exsplose sous le choc).
- Les stabilisants (le centralite).
- Les adjuvants (le noir de carbone ; les sels métalliques comme le sulfate de potassiome ; les plastifiants inertes).

I/ 4.2 - *PROPERGOLS COMPOSITES MODERNES : Ce sont des poudres hétérogènes

a) Principaux comburants :

Le choix d'un oxydant comme comburant pour poudre composite fait intervenir les critères suivants :

1- le prix de disponibilité (fabrication et approvisionnement facile)

2- mise en œuvre du comburant (procédé de fabrication; élimination des corps explosifs ou chimiquement trop fragiles)

(le nitrate d'ammonium, le perchlorate de potassium, le perclorate d'ammonium).

b) **Les combustibles liants :**

Comme pour les comburants, les combustibles doivent satisfaire les critères suivants :

1- Sa fabrication (mise en œuvre ne doit pas nécessiter des cuissons à des températures élevées, ceci serait incompatibles avec les limites d'inflammation du mélange).

2- il ne doit nécssité l'utilisation d'aucun solvant volatil .

3- la poudre obtenue ne doit pas être fragile. Elle doit résister aux chocs d'allumage et aux cycles thermiques, elle doit être stable chimiquement et ses propriétés mécaniques ne doivent pas évoluer dans le temps .

Les combustibles liants les plus couramment utilisés sont :

-les résines polyvinyliques .
-le polybutadiène .
-les polysulfures .
-les polyréthanes .
-le fluocarbone .

I/ 5 – SYSTEME D'ALIMENTATION D'UN MOTEUR - FUSEE :

Le déplacement des propergols des réservoirs vers la chambre de combustion se fait à travers les systèmes d'alimentatin .

La classification des différents types de ces systèmes ce fait comme s'est montrée dans la figure I -5 .

- Pour une fusée liquide,le carburant et la source de l'oxygène (oxydant) nécessaire pour la combustion sont stockés séparément et pompés dans la chambre de combustion du bec où la brûlure se produit .

- dans une fusée solide ,le carburant et l'oxydant sont mélangés ensemble dans un propergole solide qui est emballé dans un cylindre plein .Dans des conditions normales de la température ,le propergol ne brûle pas ;mais le propergol brûlera quand l'éxposé à une source de chaleur .Un certain type de bougie est employé pour lancer la combustion d'un moteur –fusée solide à l'extrémité du propergol faisant face à la tuyère .

- Avec une fusée liquide ,vous pouvez arrêter la poussée par la rotation outre de l'écoulement du carburant ou de l'oxydant ;mais avec une fusée solide, vous devez détruire l'enveloppe pour arrêter le moteur.

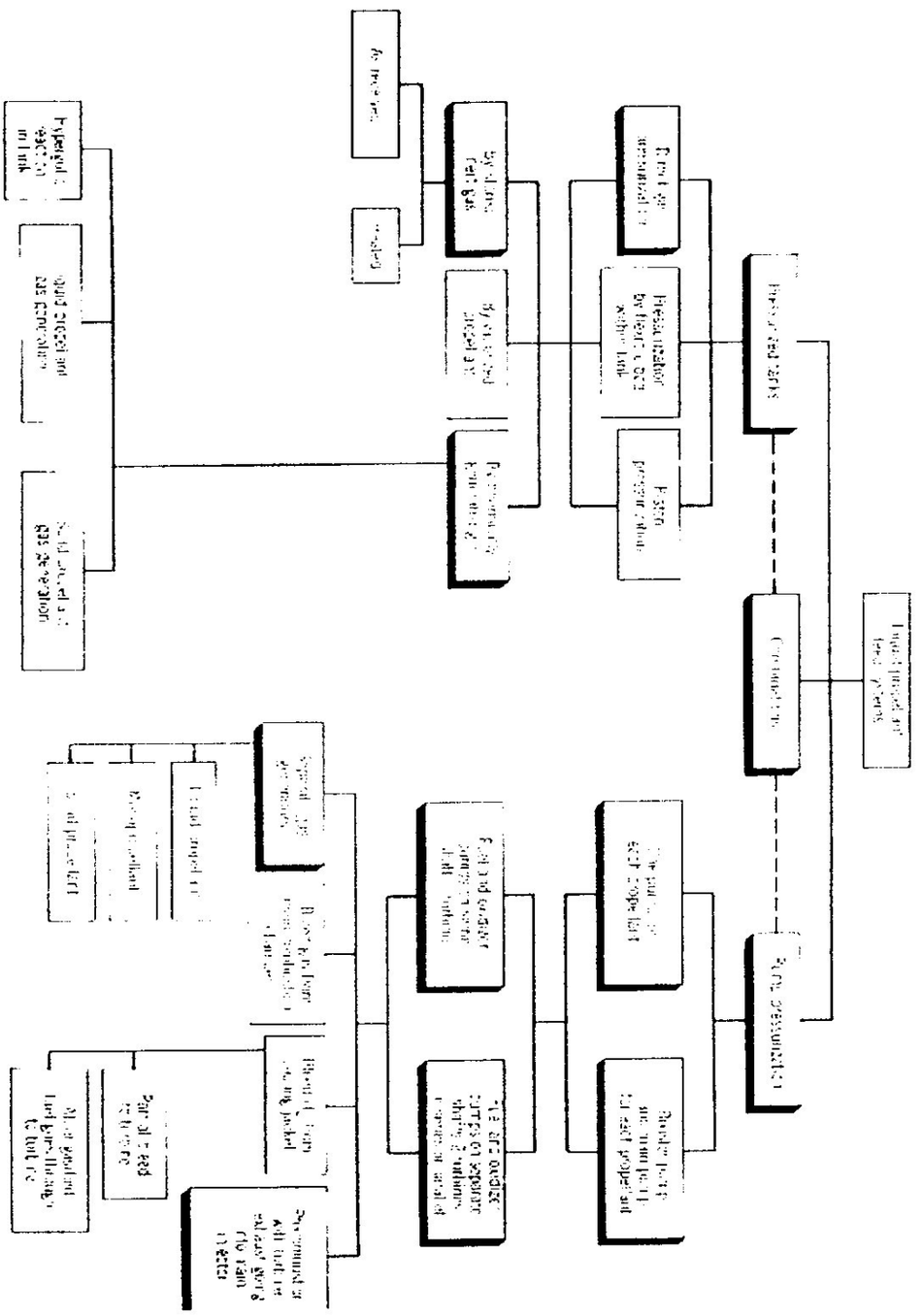
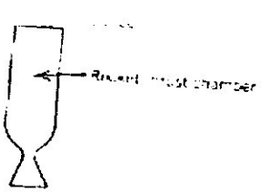


Fig I-5 CLASSIFICATION DES DIFFERENTS TYPES DE SYSTEMES D'ALIMENTATION.



5.2 – Système d'alimentation Turbo – Pompe :

Son principe de fonctionnement est de préssuriser le propergol en utilisant plusieurs pompes conduits par une turbine .

Le système Turbo – Pompe est utilisée pour des grande poussée et des longue durées de fonctionnement .

(Il existe deux types de cycles d'alimentation d'un moteur –fusée : cycle d'alimentation fermé , et cycle d'alimentation ouvert)

La Fig I-7 montre un schéma d'un système d'alimentation Turbo – pompe d'un moteur-fusée .

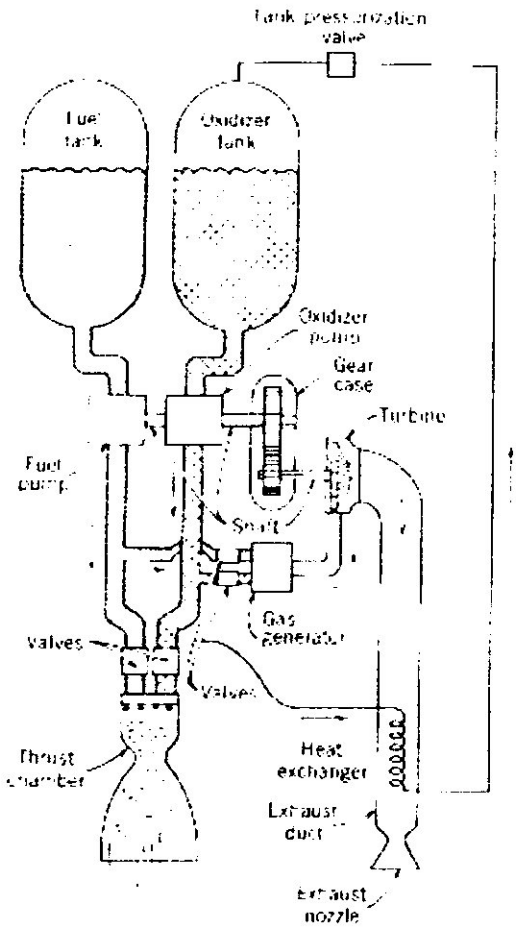


Fig I – 7 Schéma d'un système d'alimentation Turbo - pompe

- Les fusées liquides tendent à être plus lourdes et plus complexes en raison des pompes utilisées pour déplacer le carburant et l'oxydant,et vous charger habituellement le carburant et l'oxydant dans la fusée juste avant le lancement .

CHAPITRE II

II/ 1 – INTODUCTION :

Pour la conception d'un moteur de fusée, nous avons besoins de déterminer la température de fin de combustion, puisque sa connaissance nous aidera dans :

- Le choix du métal de fabrication.
- La détermination des performances moteur et ces caractéristiques (vitesse d'éjection des gaz Ve, Me, l'impulsion spécifique Isp ...)
- Le dimensionnement du moteur.

Pour la détermination de la température de fin de combustion, nous avons besoins d'étudier la combustion dans la chambre de combustion.

II/ 2 - LA COMBUSTION :

Le propergol introduit dans la chambre de combustion, une combustion supposée adiabatique, qui porte la température à T_0 (température de combustion) et à la pression P_0 (pression de combustion)

En faisant l'hypothèse que la vitesse des gaz est nulle dans la chambre de combustion, on peut écrire que :

$$Q_R^P = H_P - H_R = 0 \quad \Rightarrow \quad H_P = H_R \qquad \text{(II- 1)}$$

L'enthalpie des gaz de combustion (H_P) est alors égale à l'enthalpie du propergol frais injecté (H_R). La température Tc atteinte dans la chambre de combustion se détermine de la façon suivante :

1- On calcul en fonction, de la température et pour la pression de la chambre P_0 que l'on s'est fixée les compositions d'équilibre des gaz de combustion.

2- On détermine l'enthalpie des produits de combustion.

3- On calcul enfin la température de combustion en écrivant qu'il y a conservation de l'énergie entre le propergol frais et les produits de combustion.

II/ 2.1- CALCUL DE LA TEMPERATURE DE FIN DE COMBUSTION :

(Cas des systèmes Cn Hm) Hydrocarbures avec l'oxygène gazeux :

Soit la combustion du propergol qui peut s'écrire sous la forme suivante : Cn Hm

La réaction considérée est :

1/1ere CAS SANS DISSOCIATION :

a) avec une richesse <1 : (mélange pauvre) => excès d'air

$$rc\ Cn\ Hm + (n+m/4)\ O_2 \rightarrow (rc.n)\ CO_2 + (rc\ .m/2)\ H_2O + (1-rc)(n+m/4)\ O_2 \qquad \text{(II- 2)}$$

b) avec une richesse = 1 : (Etat stœchiométrique)

$$rc\ Cn\ Hm + (n+m/4)\ O_2 \rightarrow (rc.n)\ CO_2 + (rc.m/2)\ H_2O \qquad (II-3)$$

c) avec une richesse < 1 : (Mélange riche)=> défaut d'air .

$$rc\ Cn\ Hm + (n+m/4)\ O_2 \rightarrow a\ CO_2 + b\ CO + c\ H_2O + d\ H_2 \qquad (II-4)$$

avec : a, b, c et d représentent respectivement les nombres de moles du CO_2, CO, H_2O, H_2 des produits de combustion. (Il est possible de les déterminer)

2/ 2ème CAS AVES DISSOCIATION:

$$rc\ Cn\ Hm + (n+m/4)\ O_2 \rightarrow n_1\ CO_2 + n_2\ H_2O + n_3\ O_2 + n_4\ OH + n_5\ CO + n_6\ H_2 + n_7\ O + n_8\ H \qquad (II-5)$$

Les inconnues (n_1, n_2, n_3, n_4, n_5, n_6, n_7, n_8) représentant les nombres de moles des différents espèces, nous avons donc8 inconnues pour les déterminer nous avons besoins de 8 équations, et aussi de déterminer le nt (donc 9 inconnues).

RAPPEL :

La fraction molaire $x_i = \frac{n_i}{nt}$ (II-6)

n_i : le nombre de mole de l'espèce i.

$$nt : \sum_{i=1}^{8} n_i = n_1 + n_2 + n_3 + n_4 + n_5 + n_6 + n_7 + n_8. \qquad (II-7)$$

$$x_i = \frac{pi}{p} \Rightarrow p_i = x_i . p \qquad (II-8)$$

p_i : la pression partielle de l'espèce i.
p : la pression totale (pression de combustion)

La constante d'équilibre :

$$Kp = \frac{Le\ produit\ des\ pression\ partielles\ des\ produits}{Le\ produit\ des\ pression\ partielles\ des\ réactifs} \qquad (II-9)$$

II/ 2.2- LE BILAN D'ESPECES :

Le bilan d'espèces donne les équations suivantes :

pour le carbone : $n\ CO_2 + n\ CO = rc.n$

$$<=> x(1) + x(5) = phi.na \qquad (II-10-1)$$

pour l'hydrogène : $2n\ H_2 + 2n\ H_2O + n\ H + n\ OH = rc \cdot m$

$$<=> 2\,x(6) + 2\,x(2) + x(8) + x(4) = phi \cdot m \qquad \text{(II-10-2)}$$

Pour l'oxygène : $2n\ CO_2 + n\ H_2O + 2n\ O_2 + n\ OH + n\ CO + n\ O = 2(n+m/4)$

$$<=> 2\,x(1) + x(2) + 2\,x(3) + x(4) + x(5) + x(7) = (n+m/4) \qquad \text{(II-10-3)}$$

Nous avons donc 3 équations à 9 inconnues, il nous manque donc 6 autres équations.

Lorsqu'il se produit une réaction chimique exothermique, la composition des gaz brûlés dépend de la pression et de la température c'est à dire de l'enthalpie de réaction ou de la chaleur de réaction qui dépend de la nature du combustible et de sa richesse.

Selon la valeur de la température, les molécules peuvent se dissocier en d'autres molécules ou atomes, ions, ...etc.

Il est généralement plus facile de connaître la composition du mélange brûlé à la température de référence (218.15 K°) qu'à des températures élevées.

Les 6 équations supplémentaires seront obtenues en écrivant la condition d'équilibre thermodynamique qui traduit que l'enthalpie libre est minimale.

A priori, il faut déterminer les réactions d'équilibre qui interviennent dans le mélange. Le nombre de ces réactions sera égale à six.

Les six équations seront déterminées à partir des hypothèses suivantes :

a) La réaction chimique qui se déroule dans un mélange de substances réagissant conduit à l'établissement d'un équilibre tel que la quantité de chacune de ces substances ne varie plus .

b) Toute réaction chimique se déroule dans les deux sens. Avant que l'équilibre ne soit pas atteint, l'un des deux sens domine tandis qu'à l'équilibre les deux réactions opposées se déroulent à, des vitesses tel que le nombre de particules de chaque espèce reste constant.

II/ 2.3 – LES EQUATIONS D'EQUILIBRE :

1) $2\ CO_2 \rightleftharpoons 2\ CO + O_2$:

$$Kp_1 = \frac{p_{CO}^2 \cdot p_{O_2}}{p_{CO_2}^2} \Rightarrow Kp_1 = \frac{x_{CO}^2 \cdot x_{O_2}}{x_{CO_2}^2}.p \Rightarrow Kp_1 = \frac{n_{CO}^2 \cdot n_{O_2}}{n_{CO_2}^2 \cdot n_t}.p \qquad \text{(II-10- 4)}$$

2) $2H_2O \rightleftharpoons 2OH + H_2$:

$$Kp_2 = \frac{p_{OH}^2 \cdot P_{H_2}}{P_{H_2O}^2} \Rightarrow Kp_2 = \frac{n_{OH}^2 \cdot n_{H_2}}{n_{H_2O}^2 \cdot n_t}.p \Rightarrow Kp_2 = \frac{x_{OH}^2 \cdot x_{H_2}}{x_{H_2O}^2}.p$$

(II-10-5)

3) $2H_2O \rightleftharpoons 2H_2 + O_2$:

$$Kp_3 = \frac{p_{H_2}^2 . p_{O_2}}{p_{H_2O}^2} \Rightarrow \mathrm{kp}_3 = \frac{n_{H_2}^2 . n_{O_2}}{n_{H_2O}^2 . n_t} . p \Rightarrow \mathrm{Kp}_3 = \frac{x_{H_2}^2 . x_{O_2}}{x_{H_2O}^2} . p \qquad \text{(II- 10-6)}$$

4) $H_2 \rightleftharpoons 2H$:

$$Kp_4 = \frac{p_H^2}{p_{H_2}} \Rightarrow \mathrm{Kp}_4 = \frac{n_H^2}{n_{H_2} . n_t} . p \Rightarrow \mathrm{Kp}_4 = \frac{x_H^2}{x_{H_2}} . p \qquad \text{(II-10-7)}$$

5) $O_2 \rightleftharpoons 2O$:

$$Kp_5 = \frac{p_O^2}{p_{O_2}} \Rightarrow \mathrm{Kp}_5 = \frac{n_O^2}{n_{O_2} . n_t} . p \Rightarrow \mathrm{Kp}_5 = \frac{x_O^2}{x_{O_2}} . p \qquad \text{(II- 10-8)}$$

II/ 2.4 –EQUATION DE NOMBRE DE MOLE TOTALE :

Le nombre de mole totale à l'état initial frais et le même à l'état final, est donc égale à :

$$nt = \sum_{i=1}^{8} ni = n_1 + n_2 + n_3 + n_4 + n_5 + n_6 + n_7 + n_8$$

$$x(9)=x(1)+ x(2) + x(3)+ x(4)+ x(5)+ x(6)+ x(7)+ x(8) \qquad \text{(II-10- 9)}$$

puisque : $x(9) = \frac{nt}{nt}$, il devrait égale à 1.

II/ 2.5 – DETERMINATION DES CONSTANTES D'EQUILIBRE Kp :

En générale pour une réaction, les expressions générales des constantes d'équilibre sont données par les relations suivantes :

$$\mathrm{Ln}\,[\mathrm{Kp(T)}] = -\Delta G^0(T) / R.T \qquad \text{(II- 11)}$$

$$\Leftrightarrow \quad Kp_K = \exp\left(-\frac{\Delta H_K^0}{R.T} + \frac{\Delta S_K^0}{R} \right) \qquad \text{(II- 12)}$$

$$\text{avec : } \Delta G_T^0 = \Delta H_T^0 - T\,\Delta S_T^0 . \qquad \text{(II- 13)}$$

$$\Leftrightarrow Ln\left[Kp\ (T)\right] = -\frac{\Delta H_T^0}{R.T} + \frac{\Delta S_T^0}{R} . \qquad \text{(II- 14)}$$

$$\text{avec : } \Delta H_T^0 = \Delta H_{T_0=298}^0 + (\Delta H^s)_{T_0=298}^T . \qquad \text{(II- 15)}$$

$$\Delta S^{0}_{T} = \Delta S^{0}_{T_0=298} + (\Delta S)^{T}_{T_0} . \qquad \text{(II- 16)}$$

pour chaqu'un des 8 inconues (constituants) **i** du mélange de fin de combustion nous avons :

$$\Delta Hi\,(T) = (\Delta Hi)^{0}_{T_0=298} + (\Delta H_i)^{s\ T}_{T_0} . \qquad \text{(II- 17)}$$

$$\Delta S^{0}_{i}(T) = (\Delta S_i)^{0}_{T_0=298} + (\Delta S_i)^{s\ T}_{T_0} . \qquad \text{(II- 18)}$$

Pour simplifier les calculs de ΔH^{0}_{T}, ΔS^{0}_{T} , Cp à chaque valeur de température on utilisera le polynôme d'interpolation de (Gordon et Mc Bride).

$$Cp = (a1 + a2\,T + a3T^{2} + a4\,T^{3} + a5\,T^{4}).R \quad (\text{calorie /mole K°}) \qquad \text{(II- 19)}$$

$$H = (a_1 + \frac{a_2}{2}T + \frac{a_3}{3}T^2 + \frac{a_4}{4}T^3 + \frac{a_5}{5}T^4 + \frac{a_6}{T}).R.T \quad \text{(calorie).} \qquad \text{(II- 20)}$$

$$S = (a_1 Ln(T) + a_2 T + \frac{a_3}{2}T^2 + \frac{a_4}{3}T^3 + \frac{a_5}{4}T^4 + a_7).R \quad \text{(calorie/m ole.k °)} \qquad \text{(II- 21)}$$

R=1.98719 calorie/mole. k°

Où les constantes a_1 , a_2 , ……, a_7 , sont des coefficients propre à chaque espèces .

- Le système d'équations non linéaires est :

$$x(1) + x(5) - \text{phi} \cdot \text{na} = 0 \qquad \text{(II-22-1)}$$

$$2(x(6)) + 2(x(2)) + x(8) + x(4) - \text{phi} \cdot \text{m} = 0 \qquad \text{(II–22-2)}$$

$$2(x(1)) + x(2) + 2(x(3)) + x(4) + x(5) + x(7) - 2(\text{na}+\text{m}/4) = 0 \qquad \text{(II- 22-3)}$$

$$x(4).\sqrt{x(6).p} - \sqrt{\text{Kp}_2 . x(9)} \cdot \text{x}(2) = 0 \qquad \text{(II- 22-4)}$$

$$x(5).\sqrt{x(3) \cdot \text{p}} - \sqrt{\text{Kp}_2 \cdot \text{x}(9)} \cdot \text{x}(1) = 0 \qquad \text{(II- 22-5)}$$

$$x(6).\sqrt{x(3)} \cdot \text{p} - \sqrt{\text{Kp}_3 \cdot \text{x}(9)} \cdot \text{x}(2) = 0 \qquad \text{(II- 22-6)}$$

$$x(7) \cdot \sqrt{\text{p}} - \sqrt{\text{Kp}_5 \cdot \text{x}(3).\ \text{x}(9)} = 0 \qquad \text{(II- 22-7)}$$

$$x(8) \cdot \sqrt{\text{p}} - \sqrt{\text{Kp}_4 \cdot \text{x}(6).\ \text{x}(9)} = 0 \qquad \text{(II- 22-8)}$$

$$x(1)+x(2)+x(3)+x(4)+x(5)+x(6)+x(7)+x(8)-x(9)=0 \quad \text{(II-22-9)}$$

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

- Méthode de newton.
- Méthode de type « approximations successives » :
  - méthode de Jacobi.
  - méthode de Gauss Seidel.

En utilisant la méthode de Newton :
Pour ce cas ce système peut être écrit sous la forme suivante :

F(X)= 0 ; $X[x_1, x_2, \ldots\ldots, x_9]^t$ et 0 est un vecteur nul de R^n.

$$\begin{cases} F_1(x_1, x_2, x_3, \ldots\ldots \ldots\ldots, x_n) = 0 & \text{(II -23-1)} \\ F_2(x_1, x_2, x_3, \ldots\ldots \ldots\ldots, x_n) = 0 & \text{(II -23-2)} \\ F_3(x_1, x_2, x_3, \ldots\ldots \ldots\ldots, x_n) = 0 & \text{(II -23-3)} \\ \ldots\ldots \ldots\ldots \ldots\ldots \ldots\ldots \ldots\ldots \ldots & \\ F_9(x_1, x_2, x_3, \ldots\ldots \ldots\ldots, x_n) = 0 & \text{(II -23-9)} \end{cases}$$

Donc les 9 équations seront :

$$F(1) = x(1)+x(5) - \text{phi . na} \quad \text{(II-23-a)}$$

$$F(2) = 2(x(6))+2(x(2))+x(8)+x(4) - \text{phi . m} \quad \text{(II–23-b)}$$

$$F(3) = 2(x(1))+x(2)+2(x(3))+x(4)+x(5)+x(7) - 2(\text{na}+\text{m}/4) \quad \text{(II- 23-c)}$$

$$F(4) = x(4).\sqrt{x(6).p} - \sqrt{Kp_2 . x(9)} . x(2) \quad \text{(II- 23-d)}$$

$$F(5) = x(5).\sqrt{x(3) . p} - \sqrt{Kp_2 . x(9)} .x(1) \quad \text{(II- 23-e)}$$

$$F(6) = x(6).\sqrt{x(3)} . p - \sqrt{Kp_3 . x(9)} . x(2) \quad \text{(II- 23-f)}$$

$$F(7) = x(7) . \sqrt{p} - \sqrt{Kp_5 . x(3). x(9)} \quad \text{(II- 23-g)}$$

$$F(8) = x(8) . \sqrt{p} - \sqrt{Kp_4 . x(6). x(9)} \quad \text{(II- 23-h)}$$

$$F(9) = x(1)+x(2)+x(3)+x(4)+x(5)+x(6)+x(7)+x(8)-x(9) \quad \text{(II- 23-i)}$$

Supposons que nous connaissons le vecteur $X^{(1)} = \left[x(1)^1, x(2)^1, ..., x(n)^1 \right]$; qui est proche de la solution améliorée définie par le vecteur :

$$X^{(j)} = \left[x(1)^{(j)}, x(2)^{(j)}, ... \ ...., \ x(n)^{(j)}. \right] \qquad \text{(II-24)}$$

Les fonctions des équations peuvent être développées en séries de Taylor aux alentours du vecteur connu.
Soit:

$\varepsilon_i^j = \Delta x_i = x_i^{(j)} - x_i^{(1)}$; i = 1,.....n; dans notre cas n = 3.

Donc la solution étant :

$$X = \begin{bmatrix} x_1^{(j)} + \varepsilon_1^{(j)} \\ x_2^{(j)} + \varepsilon_2^{(j)} \\ x_3^{(j)} + \varepsilon_3^{(j)} \\ ..... \quad ..... \\ x_9^{(j)} + \varepsilon_9^{(j)} \end{bmatrix} \qquad \text{(II-25)}$$

On ne considère que les dérivées du premier ordre; on obtient un système d'équations linéaires où les Δx_i sont les corrections approximatives apportées à la solution précédente.

$$F_i\left(x_1^{(j)}, x_2^{(j)}, ..., \ x_n^{(j)}\right) + \frac{\partial F_i}{\partial x_1}.\varepsilon_1^{(j)} + \frac{\partial F_i}{\partial x_2}.\varepsilon_2^{(j)} + ... \ ... + \frac{\partial F_i}{\partial x_n^{(j)}}.\varepsilon_n^{(j)} = 0$$

$$Donc : F_i = F_i\left(x_1^{(j)}, x_2^{(j)}, ..., \ x_n^{(j)}\right) + \frac{\partial F_i}{\partial x_1}.\varepsilon_1^{(j)} + \frac{\partial F_i}{\partial x_2}.\varepsilon_2^{(j)} + ... \ ... + \frac{\partial F_i}{\partial x_n^{(j)}}.\varepsilon_n^{(j)}$$

(II-26)

Le système peut être présenté par des matrices :

$$F\left(x_{(j)}\right) + B\left(x_{(j)}\right) \ . \ E_{(j)} = 0 \qquad \text{(II-27)}$$

$$avec \ : \ B\left(x^{(j)}\right) = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial x_1} & \frac{\partial F_1}{\partial x_2} & \frac{\partial F_1}{\partial x_3} ..... & .... & \frac{\partial F_1}{\partial x_n}. \\ \frac{\partial F_2}{\partial x_1} & \frac{\partial F_2}{\partial x_2} & \frac{\partial F_2}{\partial x_3} ..... & .... & \frac{\partial F_2}{\partial x_n}. \\ ..... & ..... & ..... & ..... & ..... \\ \frac{\partial F_n}{\partial x_1} & \frac{\partial F_n}{\partial x_2} & \frac{\partial F_n}{\partial x_3} ..... & .... & \frac{\partial F_n}{\partial x_n}. \end{bmatrix} \qquad \text{(II-28)}$$

Et : $\mathrm{E}^{(j)} = \left[\varepsilon_1^{(j)}, \varepsilon_2^{(j)}, \varepsilon_3^{(j)}, \ldots\ldots\ldots, \varepsilon_n^{(j)}\right]$.

En supposant que $B\left(x^{(j)}\right)$ est une matrice inversible, on aura :

$$E^{(j)} = -B^{-1}.\left(\mathrm{x}^{(j)}\right) \times F\left(x^{(j)}\right)$$

$$x^{(j+1)} = x^{(j)} + E^{(j)}.$$

$$\Rightarrow \quad x^{(j+1)} = x^{(j)} - B^{-1}\left(x^{(j)}\right) \times F\left(x^{(j)}\right)$$

D' où la relation : $\left(x^{(j+1)} = x^{(j)} - \frac{F(x)^j}{\partial F(x)^j}\right)$. (II- 29)

avec : j = 0, 1, 2, 3..... ...

Pour j=0, on prendra $x^{(0)}$ des valeurs quelconques (les valeurs initiales)

Les éléments de la matrice (B) sont :

a(1,1) = 1.0
a(1,5) = 1.0

a(2,2) = 2.0
a(2,4) = 1.0
a(2,6) = 2.0
a(2,8) = 1.0

a(3,1) = 2.0
a(3,2) = 1.0
a(3,3) = 3.0
a(3,4) = 1.0
a(3,5) = 1.0
a(3,7) = 1.0

$a(4,2) = -\sqrt{Kp_2.x(9)}.$

$a(4,4) = \sqrt{x(6).p}$.

$a(4,6) = \frac{1}{2}x(4).\sqrt{\frac{p}{x(6)}}$.

$a(4,9) = -\frac{1}{2}x(2).\sqrt{\frac{Kp_2}{x(9)}}$

$$a(5,1) = -\sqrt{Kp_1.x(9)}\ .$$

$$a(5,3) = \frac{1}{2}x(5)\sqrt{\frac{p}{x(3)}}\ .$$

$$a(5,5) = \sqrt{x(3).p}\ .$$

$$a(5,9) = -\ \frac{1}{2}x(1).\sqrt{\frac{Kp_1}{x(9)}}\ .$$

$$a(6,2) = -\sqrt{Kp_3.x(9)}\ .$$

$$a(6,3) = \frac{1}{2}x(6).\sqrt{\frac{p}{x(3)}}\ .$$

$$a(6,6) = \sqrt{x(3).p}\ .$$

$$a(6,9) = -\frac{1}{2}x(2).\sqrt{\frac{Kp_3}{x(9)}}\ .$$

$$a(7,3) = -\frac{1}{2}\sqrt{Kp_5.\frac{x(9)}{x(3)}}\ .$$

$$a(7,7) = \sqrt{p}\ .$$

$$a(7,9) = -\frac{1}{2}\sqrt{Kp_5.\frac{x(3)}{x(9)}}\ .$$

$$a(8,6) = -\frac{1}{2}\sqrt{Kp_4.\frac{x(9)}{x(6)}}\ .$$

$$a(8,8) = \sqrt{p}.$$

$$a(8,9) = -\frac{1}{2}\sqrt{Kp_4.\frac{x(6)}{x(9)}}\ .$$

a(9,1) = 1.0
a(9,2) = 1.0
a(9,3) = 1.0
a(9,4) = 1.0
a(9,5) = 1.0
a(9,6) = 1.0
a(9,7) = 1.0
a(9,8) = 1.0
a(9,9) = - 1.0

Remarque :

Le choix de l'ordre des équations (f_i) est fait de manière de ne pas avoir des zéro dans la diagonale de la matrice (B) , pour l'inverser facilement .

La matrice B sera donc de la façon suivante :

$$B = \begin{bmatrix}
1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 2 & 0 & 1 & 0 & 2 & 0 & 1 & 0 \\
2 & 1 & 2 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\
0 & \sqrt{Kp_2\, x(9)} & 0 & \sqrt{x(6)\, p} & 0 & \frac{1}{2}x(4)\sqrt{\frac{p}{x(6)}} & 0 & 0 & \frac{1}{2}x(2)\sqrt[4]{\frac{Kp_2}{x(9)}} \\
-\sqrt{Kp_1\, x(9)} & 0 & \frac{1}{2}x(5)\sqrt{\frac{p}{x(3)}} & 0 & \sqrt{x(3)\, p} & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}x(1)\sqrt[4]{\frac{Kp_1}{x(9)}} \\
0 & -\sqrt{Kp_3\, x(9)} & \frac{1}{2}x(6)\sqrt{\frac{p}{x(3)}} & 0 & 0 & \sqrt{x(3)\, p} & 0 & 0 & \frac{1}{2}x(2)\sqrt[4]{\frac{Kp_3}{x(9)}} \\
0 & 0 & -\frac{1}{2}\sqrt{\frac{Kp_5\, x(9)}{x(3)}} & 0 & 0 & 0 & \sqrt{p} & 0 & -\frac{1}{2}\sqrt[4]{\frac{Kp_5\, x(3)}{x(9)}} \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{2}\sqrt{\frac{Kp_4\, x(9)}{x(6)}} & 0 & \sqrt{p} & -\frac{1}{2}\sqrt[4]{\frac{Kp_4\, x(6)}{x(9)}} \\
1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & -1
\end{bmatrix}$$

II/ 2.6 – CALCUL DE L'ENTHALPIE DES PRODUITS DE COMBUSTION :

Après le calcul de la composition d'équilibre des gaz d'échappement, on passe au calcul de l'enthalpie de produits de combustion.
On calcul l'enthalpie de produits de combustion pour deux température de l'intervalle choisi $[T_1,T_2]$.

On calcul pour T_1:

$$H(T_1) = \sum_{i=1}^{9} n_i\,(T_1)\,.H_i\,(T_1)$$

$$\Leftrightarrow H(T_1) = \sum_{i=1}^{9} x_i\,(T_1)\,.N_t(T_1)\,.H_i\,(T_1)$$

$$H(T_1) = N_t(T_1) \sum_{i=1}^{9} [x_i(T_1).H_i(T_1)]$$

On calcul pour T_2:

$$H(T_2) = \sum_{i=1}^{9} n_i\,(T_2)\,H_i\,(T_2)$$

$$\Leftrightarrow H(T_2) = \sum_{i=1}^{9} x_i\,(T_2)\,.N_t(T_2)\,.H_i\,(T_2)$$

$$H(T_2) = N_t(T_2)\,.\sum_{i=1}^{9} [x_i(T_2).H_i(T_2)].$$

Avec :

$$H_i(T) = \left(\Delta H_f^0\right)_i + \left[\Delta H_i\right]_{T_0}^{T} = \left(\Delta H_f^0\right)_i + \int_{T_0}^{T} Cp_i . dT \ .$$

ce qui donne :

$$H(T = T_1, T_2) = N_i(T)\left[x_{CO_2}(T)\left[\left(\Delta H_f^0\right)_{CO_2}^{T_0} + \int_{T_0}^{T} Cp_{CO_2} . dT\right] + \ldots\ldots + x_H(T)\left[\left(\Delta H_f^0\right)_H^{T_0} + \int_{T_0}^{T} Cp_H . dT\right]\right].$$

(II -30)

II/ 2.7 - Calcul de la température de la flamme par la méthode de Bisection (dichotomie , bipartion) :

Combustion à préssion constante :

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

$$W_T + Q = \Delta H \qquad \text{(II -31)}$$

Et pour une transformation à pression constante :

$$W_T = \int v . dp = 0 \qquad (p = cte) .$$

Et puisque la transformation et adiabatique :

$$Q = 0 \Rightarrow \Delta H = 0.$$

Cela signifie que l'enthalpie est conservée entre l'état initial (Te) et l'état final (Tc); ou encore, l'enthalpie des réactifs est égale à l'enthalpie des produits de combustion :

$$H_R(Te) = H_P(Tc)$$

Pour déterminer la valeur de Tc solution de l'équation $f(T) = H_P(Tc) - H_R(Te) = 0$, il faut choisir un intervalle de température $[T_1, T_2]$, et calculer $f(T_1)$, $f(T_2)$ mais il faut s'assurer que Tc appartient à cet intervalle, cela traduit par la condition:

$$f(T_1) . f(T_2) < 0 \Rightarrow [H_P(T_1) - H_R(Te)] . [H_P(T_2) - H_R(Te)] < 0. \qquad \text{(II -32)}$$

L'enthalpie des réactifs égale l'enthalpie des produits <=> $H_R(Te) = H_P(Tp)$

Peut s'exprimer par :

$$\Delta H (Tp) = H_P(Tp) - H_R(Te) = 0.$$

$$f(T) = H_P(Tp) - H_R(Te) = 0.$$

Donc pour $T = T_1, T_2$ on a :

$$f(T_1) = H_P(T_1) - H_R(Te) = 0 .$$

$$f(T_2) = H_P(T_2) - H_R(Te) = 0 .$$

Si: $f(T_1) \cdot f(T_2) < 0 \Rightarrow Tp \in [T_1, T_2]$.

$$D'où : T_i = \frac{T_1 + T_2}{2}.$$

Si: $f(T_i) \cdot f(T_2) < 0 \Rightarrow Tp \in [T_i, T_2]$.

$$\Rightarrow T_p = \frac{T_i + T_2}{2}.$$

Si: $f(T_i) \cdot f(T_1) < 0 \Rightarrow Tp \in [T_1, T_i]$.

$$\Rightarrow T_p = \frac{T_1 + T_i}{2}.$$

On arrête les calculs jusqu'à avoir :

$$\left| Tp - T_i \right| \leq \varepsilon \quad \text{avec :} \quad \varepsilon << 1 \ . \tag{II-33}$$

D'où :

$$\boxed{Tc \approx Tp} \tag{II-34}$$

- Après la détermination de la température de la flamme et la composition chimique des gaz d'échappement , on calcul pour chaque espèce la fonction thermodynamique de la chaleur spécifique des gaz d'échappement à pression constante Cp. On utilisant les coefficients des polynômes de Gordon & Mc Bride .

$$Cp/R = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4 . \qquad \text{(calorie / mole.K°)}$$

$$Cp(i)/R = a_1(i) + a_2(i) T + a_3(i) T^2 + a_4(i) T^3 + a_5(i) T^4 . \tag{II-35}$$

Le Cp moyen des gaz d'échappement sera donc :

$$Cp_m = \frac{\sum_{i=1}^{8} n_i \cdot Cp_i}{n_t} \Rightarrow Cp_m = \sum_{i=1}^{8} x(i) \cdot Cp(i) \tag{II-36}$$

Et la chaleur spécifique moyenne des gaz à volume constant est égale à :

$$Cv = Cp_m - R \qquad \text{(Calorie/mole. K°)} \tag{II-37}$$

Ce qui permettra de déterminer γ : C'est le rapport entre la chaleur spécifique moyenne à pression constante et la chaleur spécifique moyenne à volume constant ; $\gamma = Cp/Cv$ (II-38)

$$\textit{La masse molaire des produits est égale à : } M = \sum_{i=1}^{8} n_i \,.\, \mathrm{M_i}\,. \quad (\mathrm{kg / Kmole}) \qquad \text{(II -39)}$$

M_i : c'est la masse molaire de l'espèce i.
n_i : le nombre de mole de l'espèce i.

Les conditions de combustion des hydrocarbures sont très souvent éloignées de celles correspondant à la stœchiométrie et se caractérisent soit par un excès, soit par un défaut de carburant par rapport à l'oxygène. La composition du milieu réactionnel s'exprime alors par un paramètre appelé la richesse, note (rc) ou bien φ et définie par la relation :

$$\phi = \frac{\left[(masse \quad de \quad carburant \quad) / (masse \quad d'air \;)\right]_{réel}}{\left[(masse \quad de \quad carburant \quad) / (masse \quad d'air \;)\right]_{stoech}}. \qquad \text{(II -40)}$$

puisque le rapport Air- combustible est défini par :

$$r_{A-c} = \left[\frac{masse\,\mathrm{d'air}}{masse\,\mathrm{de\,carburant}}\right]_{stoech} \cdot \ (\mathrm{Kg\ d'air\ /Kg\ carburant}) \qquad \text{(II -41)}$$

Donc φ en fonction du rapport A-c égale à :

$$\phi = \left[\frac{masse\ de\ \mathrm{carburant}}{masse\ \mathrm{d'air}}\right]_{réel} \times \ r_{A-c}\ .$$

Le rapport de mélange r est défini par la relation suivante :

$$r = \left[\frac{\mathrm{masse\ d'air}}{masse\ \mathrm{de\ carburant}}\right]_{réel} \cdot (\mathrm{Kg\ d'air\ /\ Kg\ de\ combustible}) \qquad \text{(II -42)}$$

(Dans notre cas l'air c'est l'oxygène gazeux)

La richesse sera donc égale à :

$$\phi = \frac{\mathrm{rapport} \quad A - c}{rapport \quad de \ \mathrm{mélange} \quad (r\ )}. \qquad \text{(II -43)}$$

La richesse se rapporte donc au réactif le plus noble et le mélange est riche ou pauvre selon que le carburant se trouve en excès ou en défaut.

II/ 3- programme de calcul de la température de la flamme dans la chambre de combustion :

Ce programme nous permettons de déterminer la température de fin de combustion d'un hydrocarbure avec l'oxygène gazeux aux trois types de mélange (rc = 1, < 1, >1) en °K.

- l'enthalpie des réactifs et des produits en (calorie) .
- les fractions molaires de la composition des gaz d'échappement (les produits) .
- Le nombre de mole total des produits en (mole)
- La masse molaire moyenne des gaz d'échappement (Kg / Kmole)
- La constante des gaz d'échappement r (J / Kg . °K)
- La chaleur spécifique moyenne à pression constante Cp en (J / mole . °K)
- La chaleur spécifique moyenne à volume constant Cv en (J / mole . °K)
- Le rapport γ (entre la chaleur spécifique moyenne à pression constante Cp et la chaleur spécifique moyenne à volume constant Cv)
- La vitesse d'éjection des produit dans la tuyère du moteur Ve en (m/s)
- L'impulsion spécifique Isp en (s)

II/ 4 - Exemple d'exécution pour l'octane C_8H_{18} (essence) :

Sachant que son enthalpie de formation est de : - 59988.48 (calorie / mole)

Le rapport A / c = 3.5

4.1-cas d'un mélange pauvre rc= 0.8 :

Enthalpie standards des réactifs He = -47990.78
Enthalpie standards des produits Hp = -48063.45

La température de fin combustion Tc = 3467.001

Les fractions molaire des produits :

CO_2 =1.9385 E-001
H_2O = 2.9747 E-001
O_2 = 1.6971 E-001
OH = 1.0462 E-001
CO = 1.4674 E-001
H_2 = 2.5718 E-002

O = 4.2020 E-002
H = 1.9847 E-002

Le nombre de mole total N_t = 18.8816
La constante de gaz r = 320.5632

La chaleur spécifique à pression constante Cp = 1.8361
La chaleur spécifique à volume contant Cv = 1.5160

le rapport $\gamma = 1.2111$

La masse molaire des produits M = 25.9461

La vitesse d'éjection des gaz d'échappement Ve = 2283.18
L'impulsion spécifique Isp = 232.7408

4.2-cas d'un mélange stœchiométrique re = 1 :

Enthalpie standards des réactifs He = -59988.4804
Enthalpie standards des produits Hp = -60079.5597

La température de fin combustion Tc = 3527.92

Les fractions molaire des produits :

CO_2 =1.7175 E-001
H_2O =3.1814 E-001
O_2 = 9.3228 E-002
OH = 9.4461 E-002
CO = 2.0845 E-001
H_2 = 4.7584 E-002
O = 3.5367 E-002
H = 3.1008 E-002

Le nombre de mole total N_t = 21.0299

La chaleur spécifique à pression constante Cp = 1.9363
La chaleur spécifique à volume contant Cv = 1.5959

le rapport $\gamma = 1.2132$

La masse molaire des produits M = 24.4016

La vitesse d'éjection des gaz d'échappement Ve = 2372.5763

L'impulsion spécifique Isp = 241.8528

4.3-Cas d'un mélange riche rc = 1.4 :

Enthalpie standards des réactifs He = -83983.8726
Enthalpie standards des produits Hp = -83891.8193

La température de fin combustion Tc = 3493.2067

Les fractions molaire des produits :

CO_2 =1.1632 E-001
H_2O = 3.2519 E-001
O_2 = 1.4046 E-002
OH = 5.7773 E-002
CO = 3.1731 E-001
H_2 = 1.1281 E-001
O = 1.3174 E-002
H = 4.3355 E-002

Le nombre de mole total N_t = 25.6604
La constante de gaz r = 382.0901

La chaleur spécifique à pression constante Cp = 2.1079
La chaleur spécifique à volume contant Cv = 1.7263

le rapport $\gamma = 1.2210$

La masse molaire des produits M = 21.7681

La vitesse d'éjection des gaz d'échappement Ve = 2490.6571

L'impulsion spécifique Isp = 253.8896

- Ces résultat sont pour une pression de combustion de : 20.40

Exécution de la température de fin de combustion en fonction de la pression pour un mélange φ = **1.166, (r = 3)** :

Pression de combustion	6.8 atm (100 psi)	13.60 atm (200 psi)	20.40 atm (300 psi)	27.21 atm (400 psi)	34 atm (500 psi)
Température de fin combustion(K°)	3377	3479	3541	3586	3621

Exécution de la température en fonction du rapport de mélange (ou bien la richesse φ) pour une pression de combustion fixe égale à 20.40 atm (300 psi) :

Rapport de mélange r	1	1.5	2	2.5	**3**	3.5	4
Richesse φ	3.5	2.33	1.75	1.4	**1.166**	1.0	0.875
Température de fin combustion (K°)	/	3066	3226	3493	**3541**	3527	3494

Exécution de l'Impulsion spécifique en fonction du rapport de mélange pour une pression P = 20.40, (300 psi) :

Rapport de mélange r	1	1.5	2	2.5	3	3.5	4
Richesse φ	3.5	2.33	1.5	1.4	1.166	1.0	0.875
Impulsion spécifique Isp (seconde)	/	211	255	253	247	241	236

Exécution de l'Impulsion spécifique en fonction de la pression pour un rapport de mélange **r = 2.5 , (φ = 1.4) :**

pression de combustion	6.8 atm (100 psi)	13.60 atm (200 psi)	20.40 atm (300 psi)	27.21 atm (400 psi)	34 atm (500 psi)
Impulsion spécifique (sec)	208	238	253	263	271

II/ 5 - Exemple d'exécution pour le Kérosène $C_{10.3}H_{20.6}$:

Sachant que son enthalpie de formation est de : - 100421 (calorie / mole)

Le rapport A /c = 3.428

5.1-cas d'un mélange pauvre rc= 0.875 :

Enthalpie standards des réactifs He = -87868.37
Enthalpie standards des produits Hp = -90184.46

La température de fin combustion Tc = 3480.62

Les fractions molaire des produits :

CO_2 = 2.0108 E-001
H_2O = 2.9443 E-001
O_2 = 1.3707 E-001
OH = 9.9596 E-002
CO = 1.7832 E-001
H_2 = 2.8379 E-002
O = 3.9757 E-002
H = 2.1346 E-002

Le nombre de mole total N_t = 23.8788
La constante de gaz r = 320.7084

La chaleur spécifique à pression constante Cp = 1.8388
La chaleur spécifique à volume contant Cv = 1.5185

ie rapport γ = 1.2109

La masse molaire des produits M = 25.9343

La vitesse d'éjection des gaz d'échappement Ve = 2288.4610
L'impulsion spécifique Isp = 233.2783

5.2-cas d'un mélange stœchiométrique rc = 1 :

Enthalpie standards des réactifs He = -100421.000
Enthalpie standards des produits Hp = -100494.674

La température de fin combustion Tc = 3513.9251

Les fractions molaire des produits :

CO_2 = 1.8754 E-001
H_2O = 3.0414 E-001
O_2 = 9.5402 E-002
OH = 8.9355 E-002
CO = 2.1715 E-001
H_2 = 4.2874 E-002
O = 3.4736 E-002
H = 2.8777 E-002

Le nombre de mole total N_t = 25.4517
La constante de gaz r = 332.0386

La chaleur spécifique à pression constante Cp = 1.8926
La chaleur spécifique à volume contant Cv = 1.5610

le rapport γ = 1.2124

La masse molaire des produits M = 25.0494

La vitesse d'éjection des gaz d'échappement Ve = 2337.9965

L'impulsion spécifique Isp = 238.3278

3-Cas d'un mélange riche rc = 1.4 :

Enthalpie standards des réactifs He = -140589.40
Enthalpie standards des produits Hp = -140720.29

La température de fin combustion Tc = 3467.56

Les fractions molaire des produits :

CO_2 = 1.2704 E-001
H_2O = 3.1233 E-001
O_2 = 1.4077 E-002
OH = 5.3597 E-002
CO = 3.3688 E-001
H_2 = 1.0494 E-001
O = 1.1828 E-002
H = 3.9284 E-002

Le nombre de mole total N_t = 30.9953
La constante de gaz r = 370.5682

La chaleur spécifique à pression constante Cp = 2.0476
La chaleur spécifique à volume contant Cv = 1.6775

le rapport $\gamma = 1.2206$

La masse molaire des produits M = 22.4449

La vitesse d'éjection des gaz d'échappement Ve = 2444.2787
L'impulsion spécifique Isp = 249.1619

* Ces résultat sont pour une pression de combustion de : 20.40

Exécution de la température de fin de combustion en fonction de la pression pour un mélange **φ = 1.14 , (r = 3) :**

Pression de combustion	6.8 atm (100 psi)	13.60 atm (200 psi)	20.40 atm (300 psi)	27.21 atm (400 psi)	34 atm (500 psi)
Température de fin combustion (K°)	3362	3463	3524	3567	3601

Exécution de la température en fonction du rapport de mélange (ou bien la richesse φ) pour une pression de combustion fixe égale à 20.40 atm (300 psi) :

Rapport de mélange r	1	1.5	2	2.5	**3**	3.5	4
Richesse φ	3.42	2.28	1.71	1.368	**1.14**	0.97	0.855
Température de fin combustion (K°)	3094	3053	3219	3482	**3524**	3505	3476

Exécution de l'Impulsion spécifique en fonction du rapport de mélange pour une pression P = 20.40, (300 psi) :

Rapport de mélange r	1	1.5	2	2.5	3	3.5	4
Richesse φ	3.42	2.28	1.71	1.368	1.14	0.97	0.855
Impulsion spécifique Isp (seconde)	179	206	249	248	243	238	232

Exécution de l'Impulsion spécifique en fonction de la pression pour un rapport de mélange **r = 2,5 (φ = 1.368) :**

pression de combustion	6.8 atm (100 psi)	13.60 atm (200 psi)	20.40 atm (300 psi)	27.21 atm (400 psi)	34 atm (500 psi)
Impulsion spécifique (sec)	204	233	248	258	265

II/ 6 - Exemple d'exécution pour le Gasoil $C_{14.4}$ $H_{24.9}$:

Sachant que son enthalpie de formation est de : - 87044 (calorie / mole)

Le rapport A / c = 3.338

6.1-cas d'un mélange pauvre rc= 0.875 :

Enthalpie standards des réactifs He = -76163
Enthalpie standards des produits Hp = -76131

La température de fin combustion Tc = 3513

Les fractions molaire des produits :

CO_2 = 2.0492 E-001
H_2O = 2.6284 E-001
O_2 = 1.4038 E-001
OH = 1.0137 E-001
CO = 1.9709 E-001
H_2 = 2.7083 E-002
O = 4.4379 E-002
H = 2.1935 E-002

Le nombre de mole total N_t = 31.5639
La constante de gaz r = 316.6385

La chaleur spécifique à pression constante Cp = 1.7944
La chaleur spécifique à volume contant Cv = 1.4782

le rapport γ = 1.2139

La masse molaire des produits M = 26.2677

La vitesse d'éjection des gaz d'échappement Ve = 2281
L'impulsion spécifique Isp = 232

6.2-cas d'un mélange stœchiométrique rc = 1 :

Enthalpie standards des réactifs He = -87044
Enthalpie standards des produits Hp = -86992

La température de fin combustion Tc = 3549

Les fractions molaire des produits :

CO_2 = 1.9099 E-001
H_2O = 2.7341 E-001
O_2 = 1.0068 E-001
OH = 8.8323 E-002
CO = 2.3695 E-001
H_2 = 3.9960 E-002
O = 3.9476 E-002
H = 3.0186 E-002

Le nombre de mole total N_t = 33.6806
La constante des gaz r = 327.1311

La chaleur spécifique à pression constante Cp = 1.8428
La chaleur spécifique à volume contant Cv = 1.5161

le rapport γ = 1.2154

La masse molaire des produits M = 25.4252

La vitesse d'éjection des gaz d'échappement Ve = 2329

L'impulsion spécifique Isp = 237

6.3-Cas d'un mélange riche rc = 1.4 :

Enthalpie standards des réactifs He = -121861
Enthalpie standards des produits Hp = -121958

La température de fin combustion Tc = 3520

Les fractions molaires des produits :

CO_2 = 1.3107 E-001
H_2O = 2.7910 E-001
O_2 = 1.7097 E-002
OH = 5.8188 E-002
CO = 3.6084 E-001
H_2 = 9.6346 E-002
O = 1.4967 E-002
H = 4.2382 E-002

Le nombre de mole total N_t = 40.8646
La constante de gaz r = 363.1168

La chaleur spécifique à pression constante Cp = 1.9810
La chaleur spécifique à volume contant Cv = 1.6184

le rapport γ = 1.2240

La masse molaire des produits M = 22.9055

La vitesse d'éjection des gaz d'échappement Ve = 2434
L'impulsion spécifique Isp = 248

* Ces résultat sont pour une pression de combustion de : 20.40
Exécution de la température de fin de combustion en fonction de la pression pour un mélange **φ = 1.11 (r = 3) :**

Pression de combustion	6.8 atm (100 psi)	13.60 atm (200 psi)	20.40 atm (300 psi)	27.21 atm (400 psi)	34 atm (500 psi)
Température de fin combustion (K°)	3393	3497	3559	3604	3639

Exécution de la température en fonction du rapport de mélange (ou bien la richesse φ) pour une pression de combustion fixe égale à 20.40 atm (300 psi) :

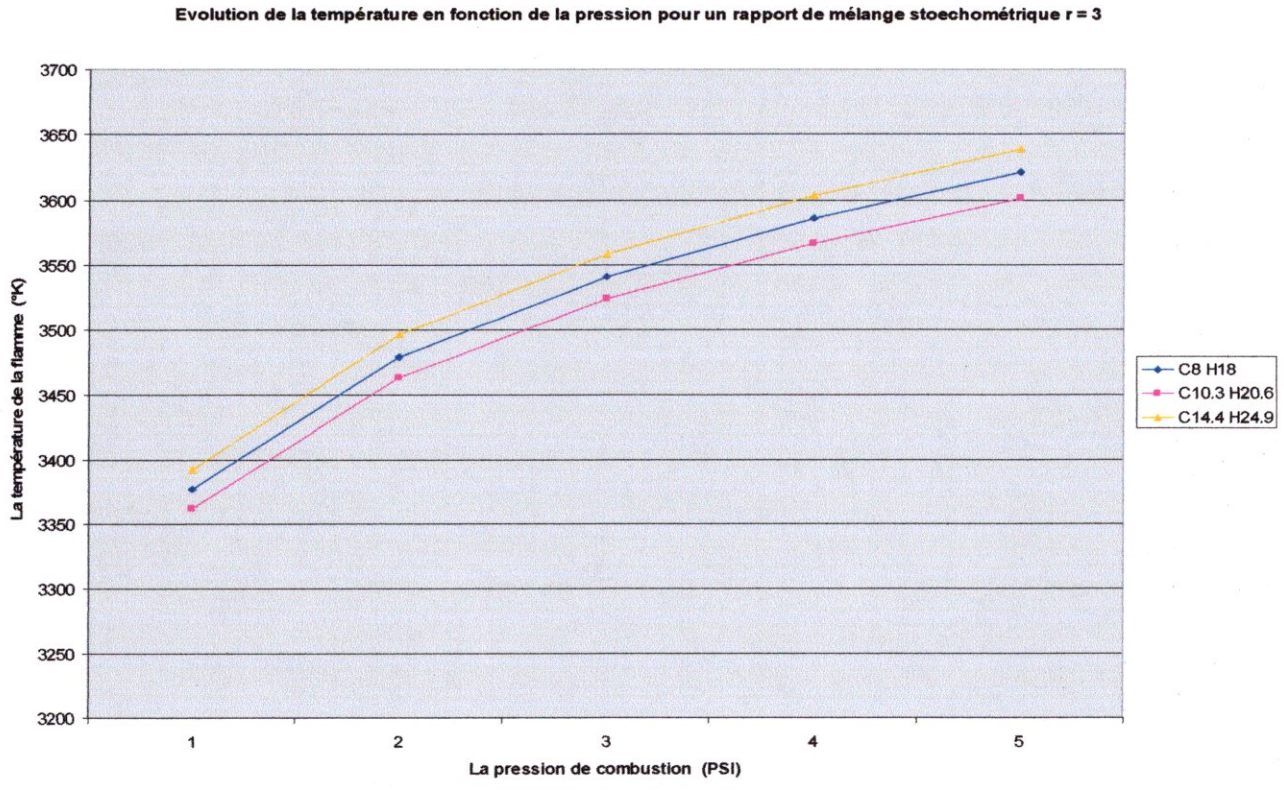
Rapport de mélange r	1	1.5	2	2.5	**3**	3.5	4
Richesse φ	3.33	2.22	1.665	1.33	**1.11**	0.95	0.83
Température de fin combustion (K°)	/	3082	3352	3545	**3559**	3530	3495

Exécution de l'Impulsion spécifique en fonction du rapport de mélange pour une pression P = 20.40, (300 psi) :

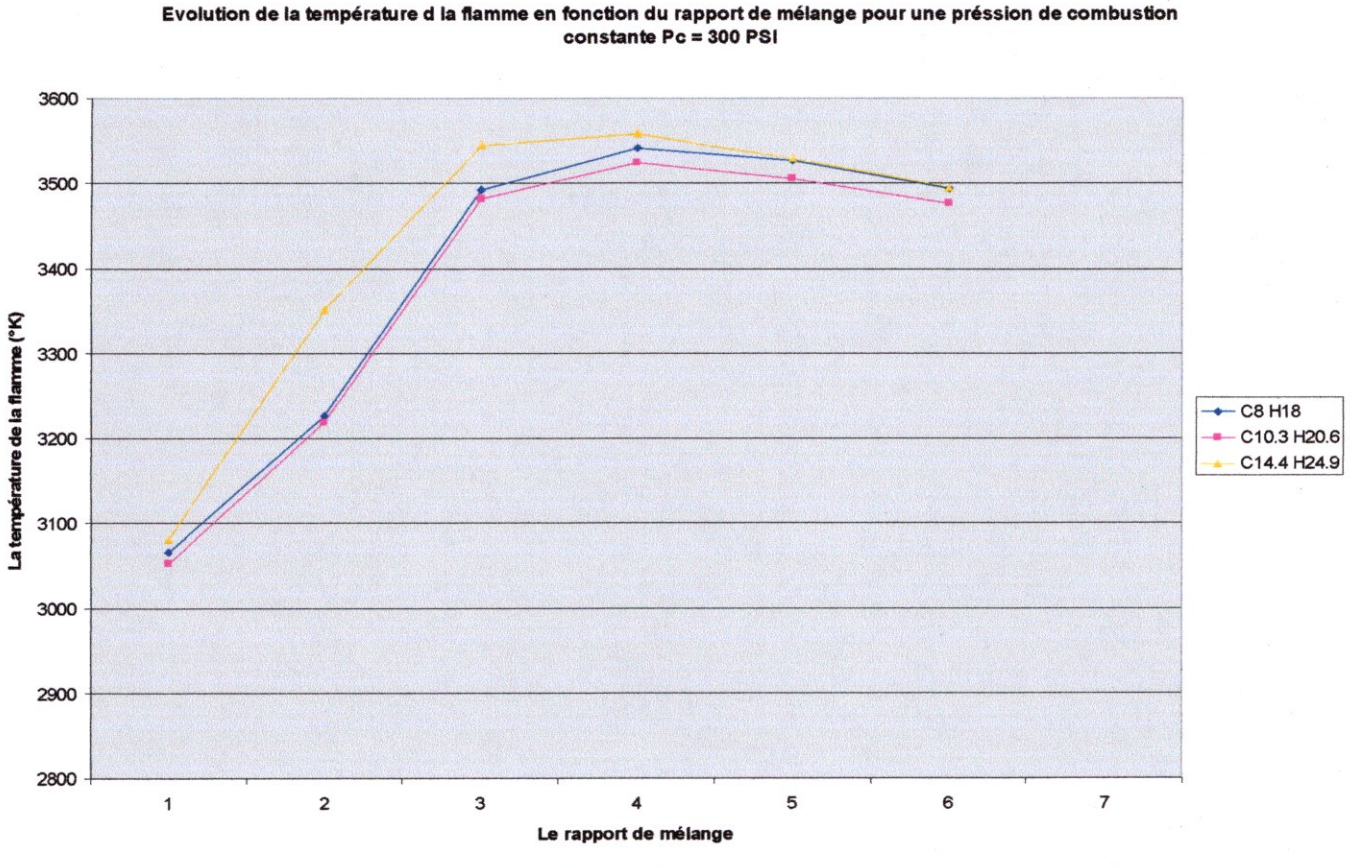
Rapport de mélange r	1	1.5	2	2.5	3	3.5	4
Richesse φ	3.33	2.22	1.665	1.33	1.11	0.95	0.83
Impulsion spécifique Isp (seconde)	/	212	249	246	241	234	230

Exécution de l'Impulsion spécifique en fonction de la pression pour un rapport de mélange **r = 2.5 (φ = 1.33)** :

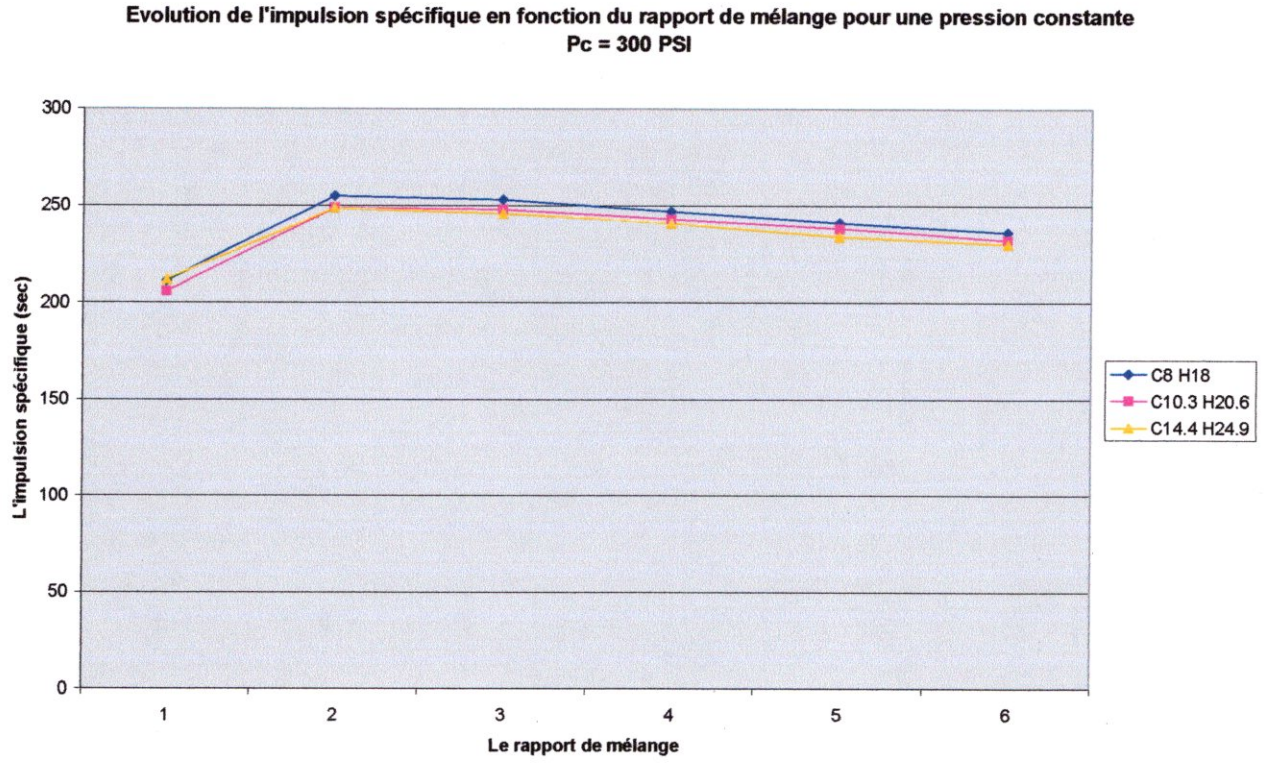
pression de combustion	6.8 atm (100 psi)	13.60 atm (200 psi)	20.40 atm (300 psi)	27.21 atm (400 psi)	34 atm (500 psi)
Impulsion spécifique (sec)	202	231	246	256	263



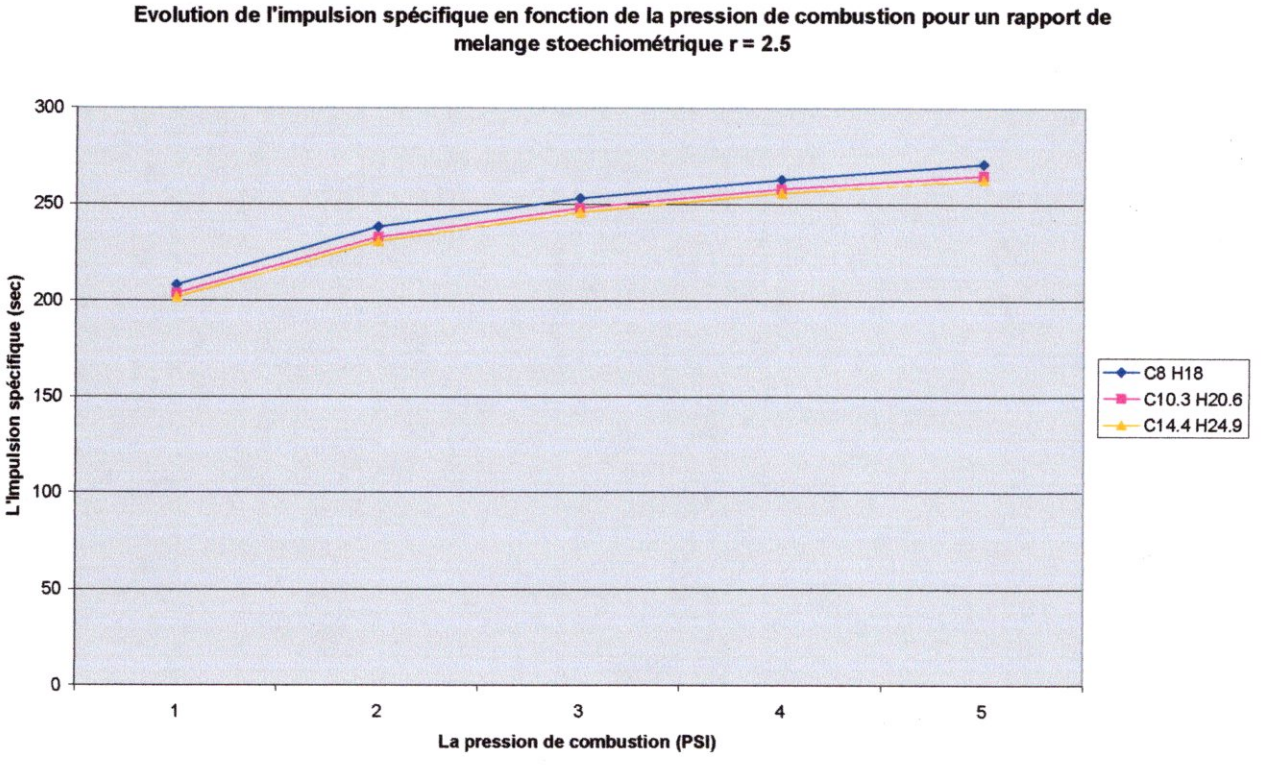
SCHEMA II -1



SCHEMA II -2



SCHEMA II -3



SCHEMA II -4

II/ 5 - Evolution de la température de la flamme en fonction de la pression et du rapport de mélange :

La température de fin combustion des quelques hydrocarbures tels que le gazoline (essence) $C_8 H_{18}$, le kérosène $C_{10.3} H_{20.6}$, le gasoil $C_{14.4} H_{24.9}$ brûlés avec l'oxygène gazeux à de diverses pressions de chambre de combustion est montrée sur le schéma II -1 pour le rapport de mélange stoechiométrique. Le rapport de mélange stoechiométrique est défini comme le poids d'écoulement de l'oxydant s'est divisé par le poids d'écoulement du carburant, ou

$$O/F = m_o / m_f \qquad \text{(II -44)}$$

Où :

m_o :débit d'oxygène Kg/ seconde.

m_f :débit de carburant Kg /seconde .

Quand un rapport stœchiométrique est réalisé le juste assez d'oxygène est présent pour réagir chimiquement avec tout le carburant ; la température de flamme la plus élevée est réalisée dans ces conditions.

Si une température inférieure est désirée il vaut habituellement mieux d'avoir plus de présent de carburant que d'oxydant ; ceci est connu en tant que "au loin-rapport" de cmbustion ou "carburant-riche." Cette condition est moins grave sur le moteur de fusée que brûlant, aux conditions stœchiométriques ou oxygène-riches.

Le schéma II -2 indique comment la température de fin combustion change quand la pression de chambre de combustion est tenue à une valeur constante et le rapport de mélange est permis de changer.

On remarque que le rapport de mélange stœchiométrique du C_8H_{18} , $C_{10.3} H_{20.6}$,$C_{14.4} H_{24.9}$, à une pression de combustion de 20.40 atm (300psi), égale à 3 où se présente une température plus élevée respectivement égale à 3541 , 3524 , 3559°K .

La poussée total développée en Newton par seconde est connue en tant qu'impulsion spécifique et est définie Isp .

$$ISP = \text{la poussée / débit total .} \qquad \text{(II -45)}$$

Le schéma III-4 indique l'exécution maximum possible des quelques hydrocarbures comme le C_8H_{18} , $C_{10.3} H_{20.6}$, $C_{14.4} H_{24.9}$, brûlés avec l'oxygène gazeux à diverses pressions de chambre de combustion. Ce graphique peut être employé pour déterminer le débit du propergol exigé pour produire une certaine poussée.

Le débit total de propergol est définie par :

$$\dot{m} = F / Isp \qquad \text{(II -46)}$$

où :

F : la poussée du moteur (N)
Isp : l'impulsion spécifique (sec)

Le débit d'oxygène est définie par :

$$\dot{m}_o = \frac{\dot{m}_t \cdot \mathrm{r}}{(\mathrm{r}+1)} \qquad \text{(II -47)}$$

Et le débit de carburant est égale à :

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_t}{r+1} \qquad \text{(II -48)}$$

Où :

r : est le rapport de mélange .

Le débit tota! peut s'exprimé par :

$$\dot{m}_t = \dot{m}_o + \dot{m}_f \qquad \text{(II -49)}$$

$\dot{m}_o$: est le débit d'oxygène

$\dot{m}_f$: est le débit de carburant

CHAPITRE III

III -1/ INTRODUCTION

Dans un moteur- fusée, les propergols liquides sont chargés sous une pression des réservoirs vers la chambre de combustion. Ces propergols sont habituellement composés d'oxydant et de combustible liquide, qui se réagissent chimiquement dans la chambre de combustion et produisant des gaz chauds accélérés et éjectés à une vitesse élevée par la tuyère, donnant de ce fait l'élan au moteur. L'élan est le produit de la masse et de la vitesse. La force de poussée est la réaction éprouvée par la structure du moteur due à l'éjection de la matière à une vitesse élevée. C'est le même phénomène qui pousse vers l'arrière un tuyau de jardin car l'eau injecte du bec ou fait un recul d'un pistolet une fois mis le feu.

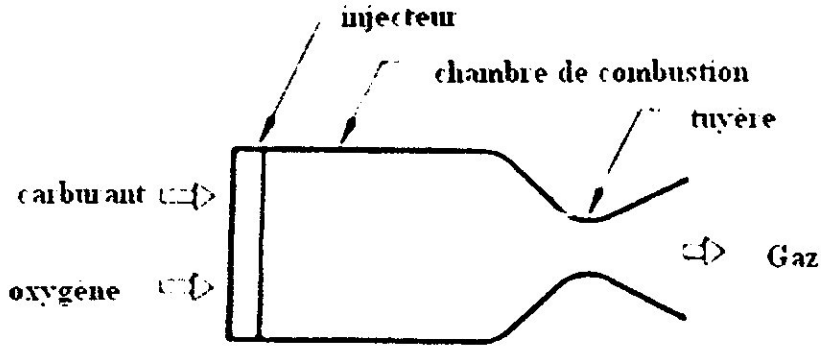


Fig III- 1 Moteur -Fusée Typique

Généralement un moteur- fusée typique comprend la chambre de combustion, la tuyère, et les injecteurs, comme il est représenté sur la Fig III -1. la combustion des propergols à haute pression a lieu à la chambre de combustion, cette dernière doit être assez forte pour contenir la haute pression produite prés, et résister à des hautes températures. De cette raison et d'autre du transfert thermique , la chambre et la tuyère sont habituellement refroidis. La chambre doit être également d'une longueur suffisante pour assurer une combustion complète avant que les gaz entrent dans la tuyère.

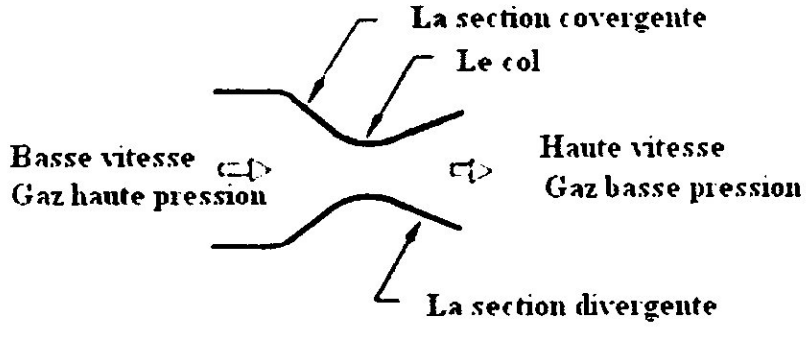


Fig III -2 Tuyère De DeLaval

La fonction de la tuyère est de convertir l'énergie thermique produite dans la chambre de combustion en énergie cinétique. Puisque la poussée est le produit de la masse (la quantité de gaz traversant le bec) et de la vitesse, une vitesse très élevée des gaz est souhaitable. Des

vitesses de gaz d'une à deux miles par seconde (5000 à 12000 pieds / seconde) peuvent être obtenues aux tuyères des fusées. Les tuyères qui exécutent cet exploit s'appellent les tuyères de DeLaval (après que leur inventeur) et consistent une section convergente et divergente, comme il est représenté dans la Fig III-2 . La section d'écoulement minimal entre la section convergente et divergente s'appelle le col de la tuyère. La section d'écoulement à l'extrémité de la section divergente s'appelle la section de sortie de la tuyère. La tuyère est habituellement fait assez long (ou la section de sortie est assez grand) pour que la pression dans la chambre de combustion serait réduit à la sortie de la tuyère à la pression atmosphérique. Si le moteur-fusée est mis le feu au niveau de la mer cette pression est environ de 14.7 Psi . Si le moteur est conçu pour l'opération à une altitude élevée, la pression de sortie est moins de 14.7 Psi. La baisse dans la température des gaz de combustion traversant la tuyère est haute et ne peut pas être moins de 2000-3000 °F. Depuis les gaz dans la chambre de combustion soient à 5000-6000 °F, la température des gaz à la sortie de la tuyère est toujours environ de 3000 °F.

III -2/ CHOIX DE PROPULSEUR

Les moteurs-fusée liquides peuvent brûlés une variété des combinaisons (d'oxydant-combustible). La plupart des combinaisons des propergols énumérées sont dangereuses, toxiques, et chères. Le constructeur des moteurs-fusée, exige les propergols qui sont aisément disponibles, raisonnablement sûrs et faciles pour manipuler, et peu coûteux.

L'oxygène gazeux peut être obtenu aisément et économiquement dans des cylindres pressurisés dans presque n'importe quelle communauté en raison de son utilisation dans la soudure oxy-acéthylénique. Avec des précautions raisonnables, il est sûr de manipuler le gaz (et le cylindre) pour l'usage de banc d'essai de fusée. Des pressions de gaz sont facilement réglées avec des régulateurs commerciaux et le débit des gaz est facilement commandé avec des valves disponibles dans le commerce.

Les carburants d'hydrocarbure, tels que l'essence et l'alcool, sont aisément disponibles dans n'importe quelle communauté. Des mesures de sécurité sont déjà connues par la plupart des individus responsables due au large utilisation de ces carburants dans les moteurs à combustion interne comme les automobiles et l'équipement de puissance.

TABLEAU III- 1: Propriétés physiques des propergols choisis pour les fusées

Propulseur	L'Oxygène Gazeux	Alcool Méthylique	Essence
Formule Chimique	O_2	CH_3OH	C_8H_{18}
Poids Moléculaire	32	34.04	114
Couleur	sans couleur	sans couleur	sans couleur
Effet sur des métaux	aucun	aucun	aucun
Risque d'incendie	haut	haut	haut
Toxicité	aucun	toxique	doux
Densité	0.083 lb/ft^3 =1.33Kg/m^3	48 lb/ft^3 =768.9Kg/m^3	44.5 lb/ft^3 =712.83Kg/m^3

III – 3/ POUSSEE D'UN MOTEUR-FUSSEE :

La poussée d'un moteur-fusée est la résultante des forces de pression agissant sur l'ensemble du systéme au point fixe.

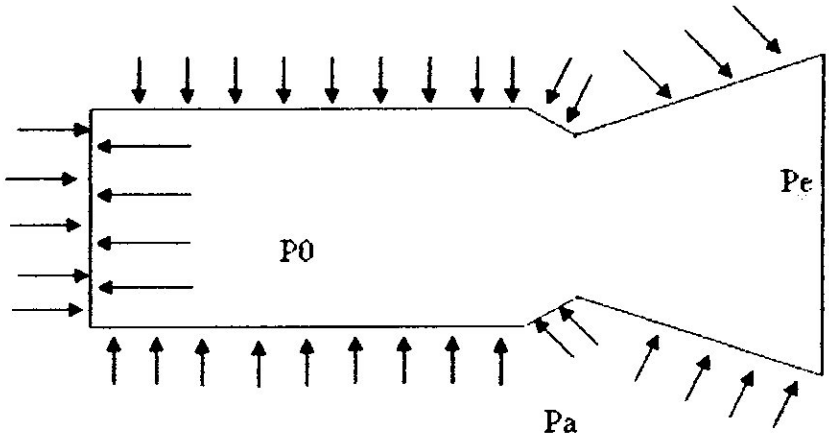


Fig.III -3 L'effort de pression agissant sur le moteur

n étant le vecteur unitaire porté par la normale à l'élément de surface ds, on aura :

$$F = \int_{ext} p\,\vec{n}\,ds + \int_{int} p\,\vec{n}\,ds \quad . \qquad \text{(III -1)}$$

Si $\dot{m}$ est le débit-masse des gaz, Ve la vitesse des gaz dans la section de sortie de la tuyère, Pe la pression de sortie et Ae la section de sortie, le théorème d'Euler appliqué à cette masse s'écrira :

$$-\int p\,\vec{n}\,ds + p_e\,\vec{n}\,Ae = \dot{m}\,Ve \quad . \qquad \text{(III -2)}$$

En ajoutant au second membre la quantité $-\int p_a \vec{n}\,ds = 0$

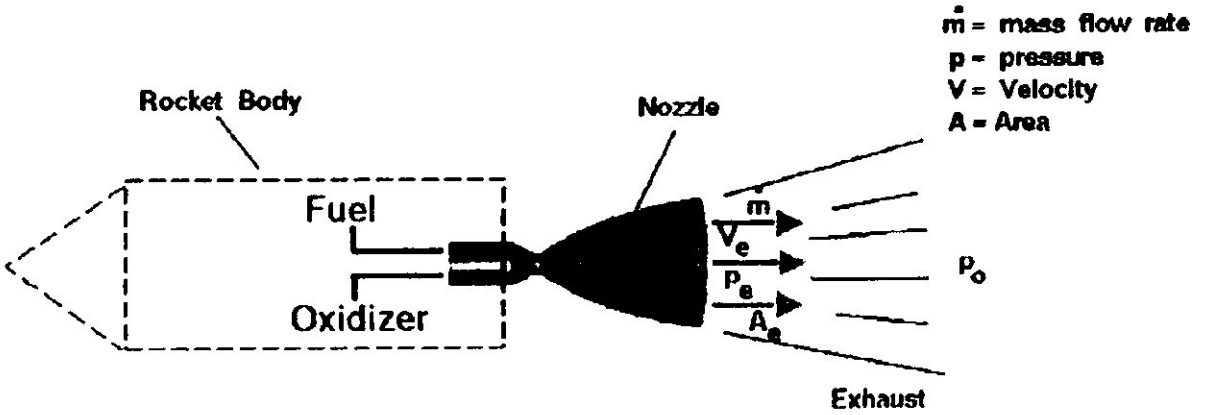
(prise sur toute la surface).

Pa étant la pression atmosphérique, l'expression de la poussée devient :

$$F = \dot{m}.Ve + (Pe - Pa)\,Ae \qquad \text{(III -3)}$$

On peut dire aussi que pour une altitude donnée (pas fixe) le maximum de poussée est obtenu quand Pe =Pa , on dit que la tuyère est adaptée la poussée est alors :

$$F = \dot{m}.Ve \qquad \text{(III -4)}$$



$$\text{Thrust} = \quad F = \dot{m}\, V_e + (p_e - p_0)\, A_e$$

Fig III -4 LA POUSSEE DEVELOPPEE DANS UN MOTEUR-FUSEE

Dans le cas d'une tuyère trop courte, la pression de sortie est supérieure à la pression atmosphérique et le jet est sous-détendu. L'équilibre avec la pression extérieur se fait alors par un faisceau d'ondes de détente.

Si la tuyère est trop longue la pression de sortie peut devenir inférieure à la pression ambiante et le jet est sur-détendu. Il se produit alors une compression par onde de choc. Si la pression de sortie devient trop faible vis-à-vis de la pression ambiante le jet décolle alors de la paroi.

Le critère de «Sommerfield» indique que le décollement se produit dans une section où la pression Pd est de l'ordre de 0.4 Pa (Pa pression ambiante). Ce critère est valable pour des divergents dont le demi-angle au sommet n'excède pas 15°.l'équation de la poussée, définie ci-dessus, n'est plus valable quand il ya décollement. Il conviendra donc de définir la tuyère de façon telle que l'on ait Ps > 0.4 Pa .

III -4/ LA TUYERE (ETUDE DE LA DETENTE) :

4.1- Ecoulement dans une tuyère :

L'une des étapes de l'évaluation des performances d'un propergol consiste à étudier la détente. Elle s'effectue à l'aide des quatre équations de base : L'équation d'étatdes fluides. L'équation de conservation de la masse, l'équation de conservation de l'énergie et l'équation d'isentropie puisque nous avons supposé l'écoulement isentropique.

A partir des équations de conservation de de l'énergie, de continuité, et de l'expression de la vitesse du son $a^2 = dP/d\rho$, on démontre que l'on a :

$$\frac{dA}{A} + \frac{dV}{V}\left(1 - \frac{V^2}{a^2}\right) = 0 \quad \text{(théorème d'Hugoniot)} \qquad \text{(III -5)}$$

avec V vitesse de l'écoulement et A la section de la tuyère. De cette expression on remarque que :

- Si V < a , dA/A et dV/ V sont de signes contraires et la vitesse croît quand la section diminue donc l'écoulement est subsonique.

- Si V > a , dA/A et dV/ V sont de même signe et la vitesse croît quand la section croît donc l'écoulement est subsonique .

Au col d'une tuyère convergente-divergente où . dA= 0 l'écoulement est sonique (Vt = at), et M =1.
Nous aurons alors les relations suivantes :

$$\frac{T_t}{T_c}=\frac{2}{\gamma+1} \qquad \frac{\rho_t}{\rho_c}=\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma+1}}$$

$$\frac{P_t}{P_c}=\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \qquad \frac{a_t}{a_c}=\sqrt{\frac{2}{\gamma+1}}$$

(III -6)

Sachant que les formules générales sont :

$$\frac{T_T}{T^*}=\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)$$

$$\frac{p_T}{p^*}=\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{\rho_T}{\rho^*}=\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

(III -7)

avec :

t :caractéristique au col (throat).
c : caractéristique dans la chambre de combustion (c-c)
T : caractéristique total (caractéristique dans la c-c)
* :caractéristique à la section *.

Le débit est définie :

$$m = A\rho V = A\rho M\sqrt{\gamma r T}$$

(III- 8)

Le débit en fonction des caractéristiques au col :

$$m_t = A_t \rho V_t = A_t \rho \sqrt{\gamma r T_t} \qquad \text{(III- 9)}$$

la section au col peut être calculée si tout le débit de propergol est connu et les conditions de fonctionnement ont été choisies. en utilisant la loi du gaz parfait :

$$Pv = m\, r\, T \qquad \text{(III- 10)}$$

$\Leftrightarrow \frac{P}{\rho} = r\, T$ (m : la masse molaire du gaz , et v: volume du gaz).

La section au col de la tuyère sera égale à :

$$A_t = \frac{m_t}{P_t} \sqrt{\frac{r\, T_t}{\gamma}} \qquad \text{(III -11)}$$

Les gaz chauds doivent être accélérés dans la section divergente de la tuyère pour obtenir une pousée maximum. La pression de ces gaz diminuera et son énergie est employée pour accélèrer les gaz à la sortie de la tuyère. (où la pression des gaz sera égale à la pression atmosphérique).

Le nombre de mach est le rapport de la vitesse des gaz à la vitesse du bruit locale.
de l'équation (III-7),sachant que P_T est la pression dans la chambre de combustion (P_c).

Le nombre de mach à la sortie de la tuyère est donné par l'expression suivante :

$$M_e^2 = \frac{2}{\gamma - 1}\left[\left(\frac{P_c}{P_e}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right] \qquad \text{(III- 12)}$$

sashant que le débit m est constant dans toute les sections :

$$m = \rho V A = \rho^* V^* T^* \quad (m = cst) \qquad \text{(III- 13)}$$

L'air d'une section courante ramenée à une section * s'écrit :

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M}\left[\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2}{\frac{\gamma+1}{2}}\right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \qquad \text{(III- 14)}$$

Donc la section de sortie ramenée à la section au col est :

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e}\left[\frac{1+\frac{\gamma-1}{2}M_e^2}{\frac{\gamma+1}{2}}\right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \qquad \text{(III- 15)}$$

La section de sortie sera égale à :

$$A_e = A_t \frac{1}{M_e}\left[\frac{1+\frac{\gamma-1}{2}M_e^2}{\frac{\gamma+1}{2}}\right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \qquad \text{(III- 16)}$$

La vitesse des gaz au niveau de la section de sortie de la tuyère se déduit de la façon suivante :

D'après le 1ère principe de la thermodynamique :

$$h_T = h + \frac{V^2}{2} = cst \qquad \text{(III -17)}$$

$$\Leftrightarrow h_c + \frac{V_c^2}{2} = h_e + \frac{V_e^2}{2} \qquad (V_c = 0)$$

$$\Leftrightarrow Cp_c T_c = Cp_e T_e + \frac{V_e^2}{2}$$

$$\Leftrightarrow V_e = \sqrt{2\,Cp\,(T_c - T_e)}$$

(III- 18)

Et Ve sera égale :

$$V_e = \left[2\frac{\gamma r}{\gamma-1}T_c\left[1-\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]\right]^{\frac{1}{2}} \qquad \text{(III- 19)}$$

4-2/ Définition de la tuyère :

La tuyère, et plus particulièrement le divergent doivent être dessinés de telle façon qu'ils se confondent avec une ligne de courant de l'écoulement. La détermination du profil se fait par la méthode des caractéristiques. Le calcul par les caractéristiques montre que pour une tuyère conique on peut supposer les lignes de courant dans le plan de sortie de la tuyère comme radiale et issues d'une source ponctuelle (fig-III- 5)

L'écoulement étant radial, la vitesse d'éjection est uniforme et normale à la callote sphérique ee'. Il a été démontré que si Ae designe l'aire de la section droite de sortie et As l'aire de cette callote sphérique, on a :

$$A_s = A_e \frac{2}{1+\cos\theta_e} \qquad \text{(III- 20)}$$

On appelle $\lambda = \frac{1+\cos\theta_e}{2}$ le coefficient de divergence.

Cette divergence des lignes de courant réduit la composante axiale de la poussée. Pour $\theta_e = 15°$ on a $\lambda = 0.983$ m V_e. En pratique les divergentes coniques ont des demi-angles au sommet compris entre 12° et 18°.

Ce type de tuyère présente l'inconvénient d'une grande longueur, donc d'une masse importante.

La tuyère dite << coquetier>> permet un raccourcissement important du divergent d'où un gain de performance.

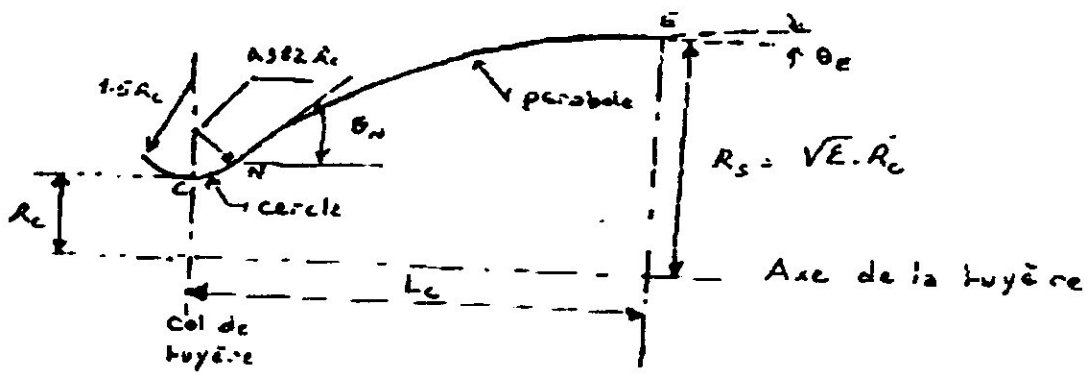


Fig III -5 Une tuyère de type « Coquetier »

4.3/ Forme des tuyères :

Buts recherchés sont :

1- écoulement uniforme et axial à la sortie.

2- minimiser les pertes par turbulance et décollement .

3- minimiser la longueur de la tuyère pour réduire le poids, les frottements les plus de refroidissement et l'encombrement .

4- facilité d'usinage.

a-Tuyère conique :

Ordre de grandeur
$R = (0.5 \div 1.5)\, R_t$; $\alpha = 12° \div 18°$
$\theta = 20° \div 45°$

$$Ln = \frac{R_t\left(\sqrt{\varepsilon} - 1\right) + R\left(\sec\alpha - 1\right)}{\text{tg}\ \alpha}$$

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos\ \alpha) = 0.983 \quad \text{pour} \quad \alpha = 15°$$

b-Tuyère à courbure optimale (coquetier):

c- Tuyère obtenue par la méthode des caractéristiques (parfait).

d- Tuyère tronquée (gain en poids)

e- Tuyère à contour parabolique.
$R_1 = 1.5\, R_t$
$R_2 = 0.382\, R_t$

F -Tuyères annulaires

g- Tuyère à détente extérieur (a corp centrale).

h- Tuyère à détente intérieur (gain de longueur).

III- 5/ PARAMETRES CARACTERISTIQUES DU MOTEUR :

5.1/ Coefficient de débit et vitesse caractéristique :

Le débit d'une tuyère peut s'écrire en fonction des caractéristiques au col :

$$\dot{m} = A_t\ \rho_t\ V_t \qquad \text{(III- 21)}$$

avec :
A_t : section au col
V_t : vitesse de l'écoulement au col
ρ_t : masse volumique au col

En exprimant ρ_t et V_t en fonction des caractéristiques des gaz dans la chambre de combustion :

nous avons donc $$\rho_t = \rho_c \left(\frac{P_t}{P_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad \text{(III- 22)}$$

$$V_t = \left[2\frac{\gamma r}{\gamma - 1} T_c \left[1 - \left(\frac{P_t}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]\right]^{\frac{1}{2}} \quad \text{(III- 23)}$$

$$V_t = \left[2\frac{\gamma r}{\gamma - 1}\frac{P_c}{\rho_c}\left[1 - \left(\frac{P_t}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]\right]^{\frac{1}{2}} \quad \text{(III- 24)}$$

or au col on a $$P_t = P_c \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{(III- 25)}$$

et la vitesse au col $$V_t = M_t\, a_t = \sqrt{\gamma r T_t} \quad \text{(III- 26)}$$

Finalement en remplaçant ρ_t et V_t dans l'équation (III- 21) on obtient :

$$m = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\frac{\gamma}{rT_c}}\; A_t\, P_c \quad \text{(III- 27)}$$

avec :

γ : rapport des chaleurs spécifiques des gaz
Pc : pression de combustion
Tc : température de combustion
r = R/ M : R constante universelle des gaz parfaits et M masse molaire des gaz

On appelle coefficient de débit la grandeur suivante :

$$C_d = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\frac{\gamma}{rT_c}} \quad \text{(III- 28)}$$

On remarque que le coefficient de débit ne dépend que de la nature du mélange gazeux et de la température de combustion donc le coefficient de débit est caractéristique d'un propergol.

L'équation du débit peut s'écrire sous la forme suivante :

$$\dot{m} = C_d \,.\, A_t \,.\, Pc \quad \text{(III- 29)}$$

Le coefficient de débit ayant pour dimension l'inverse d'une vitesse, par commodité on utilise son inverse appelé vitesse caractéristique :

$$C^* = 1 / C_d \qquad \text{(III- 30)}$$

5.2/ Coefficient de poussée :

La poussée est définie :

$$F = C_F \cdot A_t \cdot P_c \qquad \text{(III- 31)}$$

C_F c'est un coefficient sans dimension définie parle rapport de la poussée au produit $P_c \cdot A_t$ soit :

$$C_F = \frac{F}{P_c A_t} \qquad \text{(III- 32)}$$

et

$$C_F = \frac{\dot{m} V_e}{P_c A_t} + \frac{(P_e - P_a)}{P_c} \frac{A_e}{A_t} \qquad \text{(III- 33)}$$

On aura alors :

$$C_F = \sqrt{2\frac{\gamma^2}{\gamma-1}\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}\left[1-\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \frac{(P_e - P_a)}{P_c} \frac{A_e}{A_t} \qquad \text{(III- 34)}$$

on remarque que le coefficient de poussée qui ne dépend que des rapport Pc / Pe et Pc / Pa caractérise donc la tuyère.

5.2/ Impulsion spécifique :

On définit ce coefficient comme étant le rapport entre la poussée et le débit poids du propergol passant à travers la tuyère, on aura donc :

$$Isp = F/ (\dot{m} \cdot g_c) \qquad \text{(III- 35)}$$

avec g_c : C'est une constante concernant l'attraction universelle de la terre et elle est égale à 9.81 m / s^2

l'impulsion spécifique s'exprime en secondes .

Impulsion spécifique peut être exprimée par :

$$Isp = \frac{F}{\dot{m} g_c} = \frac{\dot{m} V_e}{\dot{m} g_c} + \frac{(P_e - P_a)}{\dot{m} g_c} A_e = \frac{V_e}{g_c} + \frac{C^*}{g_c} \frac{(P_e - P_a)}{P_c} \frac{A_e}{A_t} \qquad \text{(III- 36)}$$

ou bien

$$Isp = \frac{F}{mg_c} = \frac{C_F P_c A_t}{mg_c} = \frac{C_F}{C_d g_c} = \frac{C_F C^*}{g_c} \qquad \text{(III- 37)}$$

Pour comparer les propergols entre eux on utilise l'impulsion spécifique, qu'il faut ramener à des conditions de référence identiques ces conditions sont :

- P_c = 1000 psia (6.9 .106.Pa = 68 atmosphères)
- rapport de détente Pc / Pe = 68 / 1
- tuyère adaptée au niveau de la mer
  ou
- P_c = 7 Mpa
- rapport de détente Pc / Pe = 70 / 1
- tuyère adaptée au niveau de la mer.

On aura alors :

$$Isp = Ve / g_c \qquad \text{(III- 38)}$$

III- 6/ DIMMENSIONEMENT DU MOTEUR :

La section suivante détaillera des équations simplifiées pour la conception des moteurs de fusée à combustible liquide.

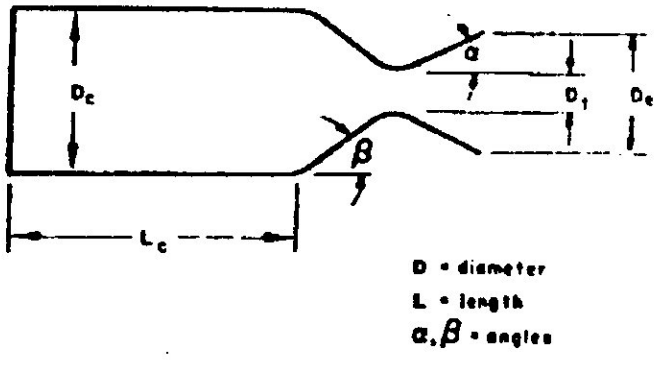


Fig III- 6 Configuration De Conception Du Moteur

Le T_t est la température des gaz au col de la tuyère. La température des gaz au col est moins que dans la chambre de combustion due à la perte d'énergie thermique en accélérant le gaz à la vitesse du bruit locale (nombre de mach = 1) au col . Par conséquant :

$$T_t = T_c\left[\frac{1}{1+\frac{\gamma-1}{2}}\right] \qquad \text{(III -39)}$$

Pour $\gamma = 1.2$

$$T_t = (0.909)\,(T_c)$$

La pression des gaz au col de la tuyère est moins que dans la chambre de combustion due à l'accélération des gaz à la vitesse du bruit locale (nombre de mach = 1)au col. Par conséquent :

$$P_t = P_c\left[1+\frac{\gamma-1}{2}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \qquad \text{(III- 40)}$$

Pour $\gamma = 1.2$

$$P_t = (0.564)\,P_c$$

la section de la chambre de combustion est donnée par :

$$A_c = A_t\left(\frac{A_e}{A_t}\right) \qquad \text{(III- 41)}$$

Le rapport de la température des gaz de chambre de combustion à ceux sortant de la tuyère est donné par :

$$T_e = T_c\left(\frac{T_e}{T_c}\right) \qquad \text{(III- 42)}$$

Le diamètre du col est donné par :

$$D_t = \sqrt{\frac{4\,A_t}{\pi}} \qquad \text{(III- 43)}$$

et le diamètre de sortie de la tuyère est donné par :

$$D_e = \sqrt{\frac{4\,A_e}{\pi}} \qquad \text{(III- 44)}$$

Une bonne valeur pour le demi angle de la section convergente de la tuyère β (bêta) est de °60. Le demi angle de la section divergente de la tuyère α (alpha), ne devrait pas être plus grand de °15 pour empêcher les pertes internes d'écoulement de bec. (voyez fig-6)

III-7/ LA Chambre de combustion :

Un paramètre décrivant le volume de la chambre de combustion est exigé pour une combustion complète est la longueur caractéristique de la chambre, L *, qui est indiqué par :

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \qquad \text{(III- 45)}$$

Là où Vc est le volume de la chambre de combustion (y compris la section convergente de la tuyère) en m^3, et A_t est la section du col en m^2. Pour oxygène gazeux / combustible d'hydrocarbure, un L * de 0.8 à 3 m est approprié. L * est un paramètre permettant de déterminer le temps de résidence de la chambre de combustion à la réaction des propergols.

Pour réduire les pertes dues à la vitesse d'écoulement des gaz dans la chambre, la section de la chambre de combustion devrait être au moins égale trois fois la section du col. Ce rapport est connu en tant que "rapport de contraction".

La section de la chambre de combustion est indiquée par :

$$A_c = \frac{\pi\,D_c^2}{4} \qquad \text{(III -46)}$$

Et le diamètre de la chambre sera donc égale à :

$$D_c = \sqrt{\frac{4\,A_c}{\pi}} \qquad \text{(III -47)}$$

Le volume de la chambre de combustion est indiqué par :

$$V_c = 1.1 \left(A_c \; L_c\right) \tag{III -48}$$

Et la longueur de la chambre de combustion sera égale à :

$$L_c = \frac{V_c}{1.1\, A_c} \tag{III -49}$$

Pour des petites chambres de combustion le volume convergent de la tuyère est environ 1/10 le volume de la partie cylindrique de la chambre, de sorte que :

$$V_c = 1.1 \left(A_c \; L_c\right) \tag{III -50}$$

Pour des petites chambres de combustion le diamètre (poussée moins de 2415 lbf) devrait être égale trois à cinq fois le diamètre du col.

III -7/ Épaisseur De Paroi De La Chambre De Combustion :

La chambre de combustion doit pouvoir résister à la pression interne des gaz chauds de combustion. Elle doit être physiquement fixée à une chemise de refroidissement et, en conséquence, l'épaisseur de la paroi de la chambre doit être suffisant. Puisque la chambre sera une coquille cylindrique, les contraintes de pression agissant sur les parois sont données par :

$$\sigma = \frac{P_C \cdot D_C}{2\, t_w} \tag{III -51}$$

Là où P_c est la pression dans la chambre de combustion (en négligeant l'effet de pression du liquide réfrigérant sur la paroi extérieur de la chambre), D_c est le diamètre moyen du cylindre, et t_w est l'épaisseur de la paroi du cylindre. Un matériel typique pour les petites chambres de combustion refroidies à l'eau est le cuivre, pour lesquelles les contraintes de pression sont environ de 8000 Psi ($55.152\ 10^6$ Pasc). L'épaisseur du mur de la chambre de combustion est donc donnée par :

$$t_w = \frac{P_C \cdot D_C}{\sigma} \tag{III -52}$$

C'est l'épaisseur minimum ; réellement l'épaisseur devrait être légèrement plus grand pour tenir compte aux contraintes. L'épaisseur de la paroi de la chambre et la tuyère sont habituellement égaux.

III -8/ Refroidissement Du Moteur :

Le constructeur ne devrait pas construire des moteurs de fusée non refroidis puisqu'ils ne peuvent fonctionner que durant peu de temps et leur conception exige une connaissance complète de la technologie du transfert de la chaleur et de la masse. Les moteurs de fusée refroidis prévoient pour refroidir quelques ou toutes les pièces en métal qui entre en contact avec les gaz chauds de combustion. L'injecteur est habituellement auto-refroidi par l'écoulement entrant des propergols. La chambre de combustion et la tuyère exigent certainement le refroidissement.

Une chemise de refroidissement permet la circulation d'un liquide réfrigérant, qui est dans le cas des moteurs de vol l'un des propergols. Cependant, pour les essais statiques , l'eau est le seul liquide réfrigérant recommandé. La chemise de refroidissement se compose d'une paroi interne et externe. La chambre de combustion forme le mur intérieur et un plus grand cylindre fournit le mur externe. L'espace entre les murs sert au passage du liquide réfrigérant. La région du col est habituellement à une intensité plus élevée de transfert thermique et est, donc, la plus difficile à se refroidir.

Le dégagement d'énergie par unité de volume de la chambre d'un moteur de fusée est très grand, et peut être 250 fois qu'une bonne chaudière à vapeur ou de cinq fois qu'une chambre de combustion de turbine à gaz. Le taux du transfert thermique d'un moteur de fusée est habituellement de 20 à 200 fois qu'une bonne chaudière. Il est évident, donc, qu'il est difficile de refroidir un moteur de fusée. La conception du refroidissement d'un moteur de fusée est extrêmement complexe. Quelques renseignements importants de conception sont énumérées ci-dessous :

1. Employez l'eau comme liquide de refroidissement.
2. Employez le cuivre pour les murs de chambre de combustion et la tuyère.
3. La vitesse d'écoulement de l'eau dans la veste de refroidissement devrait être entre 20 et 50 ft/sec (6.096 – 15.24 m/s) .
4. Le débit d'eau devrait être assez haut de sorte que l'ébullition ne se produise pas.
5. Prolongez la chemise de refroidissement par l'eau au delà de l'injecteur.
6. Un flux stationnaire d'eau de refroidissement est essentiel.

III -9 / Transfert Thermique :

La plus grande partie de chaleur transférée à partir des gaz chauds de la chambre de combustion aux murs est par convection. La quantité de chaleur transférée par la conduction est petite et peut être négligeable, tandis que la quantité de chaleur transférée par rayonnement est habituellement compris entre (5 - 35%), du total. Les parois de la chambre doivent être maintenus à une température tels que le mur est proportionnée afin d'empêcher l'échec. L'échec matériel est habituellement provoqué à une température soulevant de la paroi du côté des gaz chauds, afin de ne pas s'affaiblir, fondre, ou endommager le métal à cette température un liquide réfrigérant est utilisée et se vaporise à coté des parois . L'échec est le conséquent de l'élévation pointue de la température des parois provoqué par le transfert thermique excessive au liquide de refroidissement.

Dans les chambres refroidies, la chaleur transférée est absorbée par l'eau. Ce dernier doit avoir une capacité au chaleur proportionnée afin d'éviter son ébullition à un point

quelconque dans la chemise de refroidissement. Toute la chaleur transférer de la chambre à l'eau de refroidissement est donnée par :

$$Q = q\,A = m_{eau} Cp_{eau} (T - T_i) \qquad \text{(III -53)}$$

Une expérience précédente avec un moteur de fusée refroidi par l'eau a prouvé que la chambre de combustion et la tuyère de cuivre éprouvent un taux moyen de transfert thermique, q, de 3 Btu/in^2- sec (48980 J/m^2-sec) . La section du transfert thermique de la chambre de combustion est la surface externe de la chambre et la tuyère. Cette superficie est indiquée par :

$$A = A_{\text{CYLINDRE}} + A_{\text{CONE DELA TUYERE}} \qquad \text{(III- 54)}$$

$$A_{CYLINDRE} = 2\,\pi\, r\, L = \pi D L_C = \pi(D_c + 2\, t_w)\, L_c \qquad \text{(III- 55)}$$

La section du cône de la tuyère jusqu'à le col peut être assumé de 10% de la superficie de chambre de sorte que :

$$A = (1.1)\, A_{CYLINDRE} \qquad \text{(III- 56)}$$

Toute la chaleur transférée dans le liquide réfrigérant est donnée par l'équation (III- 53)

Le débit d'eau de refroidissement peut être calculé en assumant q'une élévation de la température d'eau est désirée. L'équation du débit de refroidissement est donc :

$$\dot{m}_{eau} = Q / (\Delta T) \qquad \text{(III- 57)}$$

où Cp pour l'eau = 1.0 Joule/Kg °K

là où
Q = le flux total transférée, Btu/sec (Joules /sec)
q = la densité du flux transférée de la chambre, Btu/m^2-sec (Joules /m^2-sec)
A = la section du transfert thermique, m^2
$\dot{m}$ = le débit de liquide réfrigérant, Kg/sec
Cp = la chaleur spécifique du liquide réfrigérant, Btu/lb(deg) °F. (Joule/Kg °K)
T = température de liquide réfrigérant laissant la chemise, degré °K
Ti = température de la chemise entrante de liquide réfrigérant, degré °K
l'utilisation de cette équation sera illustrée dans le calcul de conception d'exemple de section.

Le passage annulaire entre le mur de la chambre de combustion et la chemise externe doit être classé de sorte que la vitesse d'écoulement d'eau de refroidissement soit au moins la valeur calculeé. Cette vitesse est obtenue quand le passage d'écoulement a des dimensions comme déterminé ci-dessous :

$$V_{eau} = \frac{\dot{m}_{eau}}{rho \,.\, A_P} \qquad \text{(III- 58)}$$

là où (rho) = 62.4 lb/ft3 (c'est la densité d'eau Kg/m^3)

Et A_p est la section du passage annulaire (m^2), donné par :

$$A_p = \frac{\pi \left(D_2^2 - D_1^2\right)}{4} \qquad \text{(III- 59)}$$

là où : D_2 est le diamètre intérieur de la veste externe et D_1 est le diamètre extérieur de la chambre de combustion, donné par :

$$D_1 = D_C + 2\, t_W \qquad \text{(III- 60)}$$

Substitution dans les équations ci-dessus :

$$D_2 = \sqrt{\frac{4\, \dot{m}_{eau}}{V_{eau}\,(rho)\,\pi} + D_1^2} \qquad \text{(III -61)}$$

Le passage d'écoulement d'eau est donnée par :

$$Espace = \frac{D_2 - D_1}{2} \qquad \text{(III -62)}$$

III- 10 / <u>Les Matériaux De Fabrication:</u>

Les murs de la chambre de combustion et la tuyère doivent résister à des hautes températures , pour des vitesses élevées des gaz, à l'érosion chimique, et à l'effort élevé. Le métal de fabrication des murs doit être capable de transférer des taux élevés du transfert thermique (qui signifie une bonne conductivité thermique), et encore de résister à la pression de combustion de la chambre. Les besoins en matériaux sont critiques seulement dans les pièces entrant en contact direct avec les gaz des propergols. D'autres composants de moteur peuvent être faits d'un métal conventionnel.

Une fois le métal des murs d'un moteur de fusée commence à échouer, la destruction du moteur est extrêmement rapide. Même un petit trou d'épingle dans la volonté du mur de la

chambre, presque immédiatement (dans un délai d'une seconde) s'ouvrent dans un grand trou parce que les gaz chauds de la chambre (4000-6000 ° F) oxyderont ou fondront le métal adjacent.

L'expérience avec une grande variété de conceptions d'un moteur de fusée mène aux recommandations suivantes pour les moteurs de fusée d'amateur :

1. La chambre de combustion et tuyère devraient être usinés dans une seule pièce, en cuivre.
2. Les pièces d'injecteur entrant en contact avec les gaz chauds de combustion devraient également être usinées en cuivre.

III -11 / LES INJECTEURS :

De raison des gaz chauds les injecteurs, devraient être fabriquées en acier inoxydable ou en laiton.

La fonction des injecteurs est de présenter les propergols dans la chambre de combustion de tel manière que la combustion peut se produire. Deux types d'injecteurs sont considérés pour la conception des petits moteurs. Un de ces derniers est l'injecteur d'empiétement du jet (impinging stream)que l'oxydant et le carburant sont injecté par un certain nombre de trous de sepaate de sorte que l'intersection de l'un avec l'autre se réalise. Le jet de carburant empiétera avec le jet d'oxydant et les deux se casseront en des petites gouttelettes. Quand l'oxygène gazeux est employé comme oxydant, et l'hydrocarbure liquide est employé comme carburant,la diffusion et la vaporisation du jet liquide résultant provoque un jet du gaz avec une vitesse élevée , entraînant un bon mélange et une combustion efficace(complète). Un inconvénient de ce type d'injecteur est que ces trous sont extrêmement petits sont exigé pour des petits débits de moteur et les caractéristiques et les équations hydrauliques employés pour prévoir les paramètres d'un injecteur ne donnent pas des bons résultats pour des petits orifices. Il est également difficile de forer les petits trous, particulièrement en cuivre mou .

Cependant, pour fournir une image complète des équations utilisées dans la conception d'un moteur de fusée, nous nous présentons au-dessous l'équation d'écoulement d'un liquide par un orifice simple (un trou foré rond, par exemple) :

$$\dot{m} = C_d A \sqrt{2 \rho \Delta P} \qquad \text{(III -63)}$$

là où
$\dot{m}$ = le débit de combustible, Kg /sec
A = la section de l'orifice, m^2
(ΔP) = chute de pression à travers l'orifice, N /m^2
ρ = densité du propulseur(masse volumique), Kg /m^3
Cd = le coefficient de décharge d'orifice
Le coefficient de décharge pour un orifice simple bien-formé aura habituellement une valeur entre 0.5 et 0.7.

La vitesse d'injection, ou la vitesse du jet liquide sortant de l'orifice, est indiquée par :

$$V = C_d \sqrt{\frac{2\,\Delta P}{\rho}} \qquad \text{(III -64)}$$

Des chutes de pression d'injection de 70 à 150 Psi (70 à 150 Pasc), où des vitesses d'injection de 50 à 100 ft/sec (15.24 à 30.48 m/ s) sont habituellement employées dans des petits moteurs de fusée à combustible liquide. La chute de pression d'injection doit être haute assez haut pour éviter l'instabilité de la combustion à l'intérieur de la chambre de combustion.

Les trous d'injection pour l'oxygène gazeux seront des orifices forés simples. La taille de ces orifices devrait être telle qu'une vitesse de jet de gaz, ou environ 200 ft/sec (61 m/s) est obtenue au débit de l'oxygène de conception. Les trous ne doivent pas être très petits si le cas une vitesse sonique soit réalisée dans les passages d'orifice.

Si un injecteur de carburant de pulvérisation est employé nous assumerons l'utilisation de quatre orifices d'injection équidistants de l'oxygène parallèles à la ligne centrale de la chambre de combustion. Si nous assumons une chute de pression d'injection de 100 Psi (100 Pasc) puis la pression de gaz de l'oxygène à l'entrée aux orifices d'injection sera de 400 Psi (400Psi) (la pression de la chambre plus la chute de pression d'injection). La densité d'oxygène gazeux à 400 Psi et une température de 68 °F (293 °K) est indiquée par la loi du gaz parfait (voir le tableau III -1).

La densité d'oxygène gazeux à d'autres conditions que les standards est définie par :

$$\rho_2 = \rho_1 \cdot \frac{P_2}{P_1} \cdot \frac{T_1}{T_2} \qquad \text{(III - 65)}$$

Où :

P_1 = 14.7 Psi ($1.013 .10^5$ Pasc)

T_1 = 68 °F (293 °K)

ρ_1 = 0.083 lb/ft^3 (1.33 Kg/m^3)

La section du trou d'injection d'oxygène est donné par :

$$A = \frac{\dot{m}_{ox}}{\rho_{ox} \cdot V_{ox}} \qquad \text{(III – 66)}$$

Puisque nous savons le débit d'oxygène et la vitesse désirée d'injection, nous pouvons facilement trouver la section d'injection :

$$A = \frac{\dot{m}}{C_d}\left[\frac{1}{2\,\rho(\Delta P)}\right]^{\frac{1}{2}} \qquad \text{(III- 67)}$$

Cependant que l'injecteur aura quatre trous, le diamètre de chaque trou serait égale à $\frac{1}{4}$ le diamètre de la section d'injection pour un injecteur d'un seul trou .

Un deuxième type d'injecteur est de pulvérisation (spray nozzel) . Quand un hydrocarbure liquide est forcé par ce type d'injecteur les gouttelettes résultantes d'injection du carburant sont facilement mélangées avec l'oxygène gazeux et le mélange résultant est aisément vaporisé et brûlé. La Fig III- 7 illustre les deux types d'injecteurs.

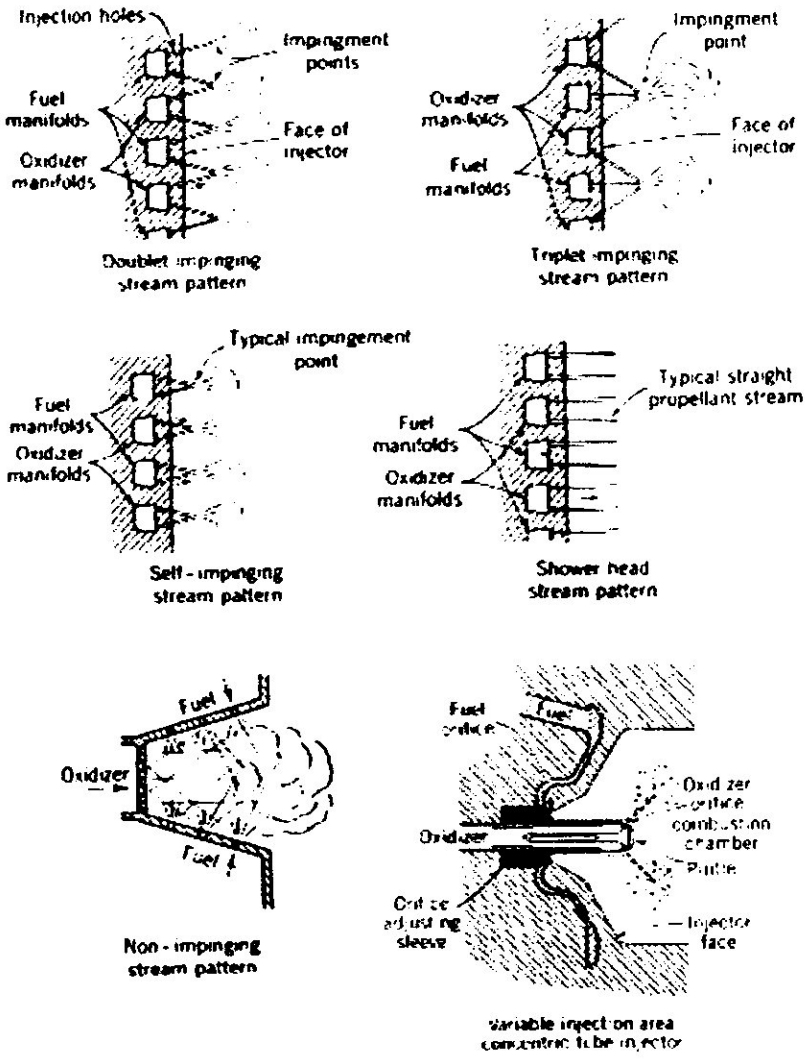
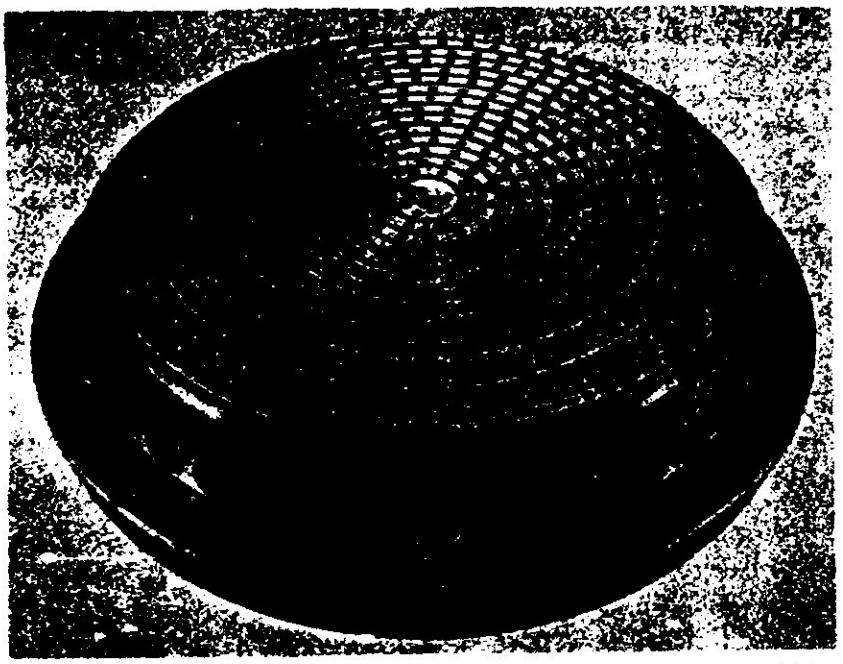
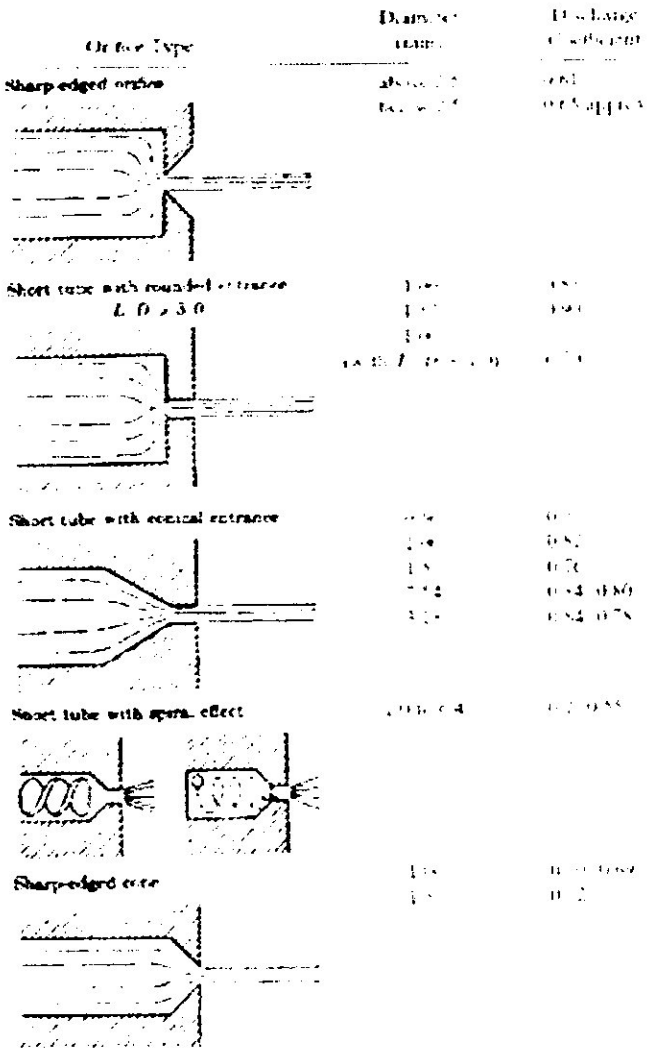


Fig III -7 Les différents types d'injecteurs



III- 8 Le Type d'injecteur (Self –Impinging) avec °90



III- 9 Les Cœfficients De Décharge Des Injecteurs

III -12 / PROGRAMME DE CALCUL DES CARACTERISTIQUES ET DE DIMMENSIONNEMENT D'UN MOTEUR DE FUSEE :

Ce programme nous aidera à déterminer :

- Le débit total d'écoulement des propergols $\dot{m}_t$ (Kg /sec)
- Le débit de carburant $\dot{m}_f$ (Kg /sec)
- Le débit d'oxygène $\dot{m}_o$ (Kg /sec)
- La température au col T_t (°K)
- La pression au coi P_C (Pascal)
- La section du col At (m^2)
- Le diamètre du col D_t (m)
- Le coefficient de poussée C_F
- Le nombre de mach à la sortie de la tuyère Me (m/sec)
- Le rapport de section Ae /At
- La section de sortie de la tuyère Ae (m^2)
- Le diamètre de la section de sortie de la tuyère De (m)
- Le volume de la chambre de combustion Vc (m^3)
- Le diamètre de la chambre de combustion Dc (m)
- La longueur de la chambre de combustion Lc (m)
- L'épaisseur de la chambre de combustion t_w (m)
- Le flux de chaleur échanger à travers la chemise de refroidissement Q2 (Joules/ sec)
- Le débit d'eau de refroidissement M_w (Kg /sec)

- La vitesse d'eau de refroidissement V_w (m / sec)

- Le diamètre extérieur de la chambre de combustion D_1 (m)

- Le diamètre intérieur de la chemise de refroidissement D_2 (m)

- La section du passage d'eau de refroidissement Ap (m^2)

- L'espace du passage d'eau de refroidissement Wg (m)

- La section du trou d'injecteur de carburant Ar (m^2)

- Le diamètre du trou d'injecteur de carburant Dr (m)

- La section du trou d'injecteur d'oxygène Aox (m^2)

- Le diamètre du trou d'injecteur d'oxygène Dox (m)

III – 13 / EXEMPLE D'EXECUTION DU PROGRAMME :

Cet exemple d'exécution est pour un moteur de fusée à combustible liquide brûlant avec l'oxygène gazeux. L'hydrocarbure que nous avons utilisé est l'essence $C_8 H_{18}$, ce dernier est brûlé à une pression de combustion de $20{,}67 .10^5$ Pascal (300 Psi) pour un rapport de mélange stoechiométrique où il s'affiche une impulsion spécifique maximal r = 2.5 (ϕ =1.4). L'exécution du programme de combustion nous déterminera les paramètres suivantes :

La température de la flamme dans la chambre de combustion Tc = 3493 °K

L'impulsion spécifique des gaz d'échappement Isp = 253 sec

Le rapport entre les chaleurs spécifique γ = 1.2

La constante des gaz d'échappement r = 382

Ces résultats sont employés comme des données dans le programme de calcul des paramètres moteur et ces dimensions :

13.1 / POUR UNE POUSSEE DE 500 N :

- Le débit total d'écoulement des propergols m_t = 2.01 E- 001 (Kg /sec)

- Le débit de carburant m_f = 5.76 E- 002 (Kg /sec)

- Le débit d'oxygène $\dot{m}_o$ = 1.44 E -001 (Kg /sec)
- La température au col T_t = 3175 (°K)
- La pression au col P_C = 2067000 (Pascal)
- La section du col At = 1.73 E- 004 (m^2)
- Le diamètre du col D_t = 1.48 E -002 (m)
- Le coefficient de poussée C_F = 1.32
- Le nombre de mach à la sortie de la tuyère Me = 2.55 (m/sec)
- Le rapport de section Ae /At = 3.67
- La section de sortie de la tuyère Ae = 6.38 E-004 (m^2)
- Le diamètre de la section de sortie de la tuyère De = 2.85 E -002 (m)
- Le volume de la chambre de combustion Vc = 2.64 E-004 (m^3)
- Le diamètre de la chambre de combustion Dc = 7.43 E-002 (m)
- La longueur de la chambre de combustion Lc = 5.54 E-002 (m)
- L'épaisseur de la chambre de combustion t_w = 1.39 E-003 (m)
- Le flux de chaleur échanger à travers la chemise de refroidissement Q2 = 1447 (Joules/ sec)
- Le débit d'eau de refroidissement M_W = 36.17 (Kg /sec)
- La vitesse d'eau de refroidissement V_W = 1.22 (m / sec)
- Le diamètre extérieur de la chambre de combustion D_1 =7.71 E- 002 (m)
- Le diamètre intérieur de la chemise de refroidissement D_2 = 2.08 E-001 (m)
- La section du passage d'eau de refroidissement Ap = 2.95 E-002 (m^2)

- L'espace du passage d'eau de refroidissement Wg = 6.58 E-002 (m)

- La section du trou d'injecteur de carburant Ar = 2.17 E-004 (m^2)
- Le diamètre du trou d'injecteur de carburant Dr = 1.66 E-002 (m)

- La section du trou d'injecteur d'oxygène Aox = 2.60 E-004 (m^2)
- Le diamètre du trou d'injecteur d'oxygène Dox = 1.82 E-002 (m)

13.2 / POUR UNE POUSSEE DE 10 000 N :

- Le débit totai d'écoulement des propergols m_t = 4.03 (Kg /sec)

- Le débit de carburant m_f = 1.15 (Kg /sec)

- Le débit d'oxygène m_o = 2.88 (Kg /sec)
- La température au col T_c = 3175 (°K)

- La pression au col P_C = 2067000 (Pascal)
- La section du col At = 3.47 E-003 (m^2)

- Le diamètre du col D_t = 6.65 E-002 (m)
- Le coefficient de poussée C_F = 1.39

- Le nombre de mach à la sortie de la tuyère Me = 2.55 (m/sec)
- Le rapport de section Ae /At = 3.67

- La section de sortie de la tuyère Ae = 1.27 E-002 (m^2)
- Le diamètre de la section de sortie de la tuyère De = 1.27 E-001 (m)

- Le volume de la chambre de combustion Vc = 5.29 E-003 (m^3)

- Le diamètre de la chambre de combustion Dc = 3.32 E-001 (m)

- La longueur de la chambre de combustion Lc = 5.54 E-002 (m)

- L'épaisseur de la chambre de combustion t_w = 6.23 E-003 (m)

- Le flux de chaleur échanger à travers la chemise de refroidissement Q2 = 6471 (Joules/ sec)

- Le débit d'eau de refroidissement M_W = 161.79 (Kg /sec)

- La vitesse d'eau de refroidissement V_W = 1.22 (m / sec)

- Le diamètre extérieur de la chambre de combustion D_1 = 3.45 E-001 (m)

- Le diamètre intérieur de la chemise de refroidissement D_2 = 5.36 E-001 (m)

- La section du passage d'eau de refroidissement Ap = 1.32 E-001 (m^2)

- L'espace du passage d'eau de refroidissement Wg = 9.54 E-002 (m)

- La section du trou d'injecteur de carburant Ar = 4.35 E-003 (m^2)

- Le diamètre du trou d'injecteur de carburant Dr = 7.45 E-002 (m)

- La section du trou d'injecteur d'oxygène Aox = 5.21 E-003 (m^2)

- Le diamètre du trou d'injecteur d'oxygène Dox = 8.15 E-002 (m)

13.3 / <u>POUR UNE POUSSEE DE 25 000 N :</u>

- Le débit total d'écoulement des propergols $\dot{m_t}$ = 10.08 (Kg /sec)

- Le débit de carburant $\dot{m_f}$ = 2.88 (Kg /sec)

- Le débit d'oxygène $\dot{m_o}$ = 7.20 (Kg /sec)

- La température au col T_t =3175 (°K)

- La pression au col P_C = 2067000 (Pascal)

- La section du col At = 8.68 E-003 (m^2)

- Le diamètre du col D_t = 1.05 E-001 (m)

- Le coefficient de poussée C_F = 1.39

- Le nombre de mach à la sortie de la tuyère Me = 2.55 (m/sec)

- Le rapport de section Ae /At = 3.67

- La section de sortie de la tuyère Ae = 3.19 E-002 (m^2)

- Le diamètre de la section de sortie de la tuyère De = 2.01 E-001 (m)

- Le volume de la chambre de combustion Vc = 1.32 E-002 (m^3)

- Le diamètre de la chambre de combustion Dc = 5.26 E-001 (m)

- La longueur de la chambre de combustion Lc =5.54 E-002 (m)

- L'épaisseur de la chambre de combustion t_w = 9.85 E-003 (m)

- Le flux de chaleur échanger à travers la chemise de refroidissement Q2 = 10232 (Joules/ sec)

- Le débit d'eau de refroidissement M_W = 255.82 (Kg /sec)

- La vitesse d'eau de refroidissement V_W = 1.22 (m / sec)

- Le diamètre extérieur de la chambre de combustion D_1 = 5.45 E-001 (m)

- Le diamètre intérieur de la chemise de refroidissement D_2 = 7.50 E-001 (m)

- La section du passage d'eau de refroidissement Ap = 2.08 E-001 (m^2)

- L'espace du passage d'eau de refroidissement Wg = 1.02 E-001 (m)

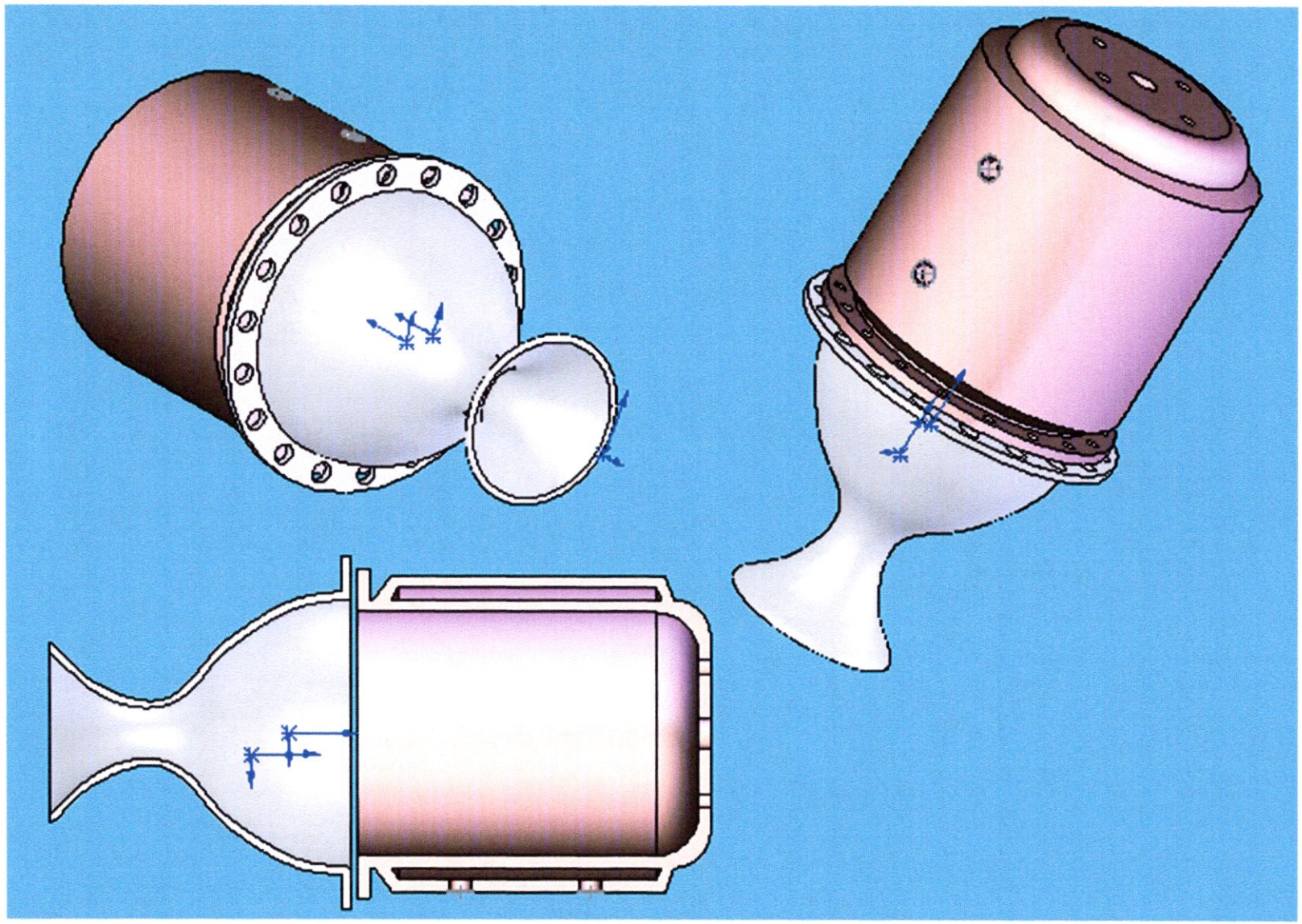
- La section du trou d'injecteur de carburant Ar = 1.08 E-002 (m^2)

- Le diamètre du trou d'injecteur de carburant Dr = 1.17 E-001 (m)

- La section du trou d'injecteur d'oxygène Aox = 1.30 E-002 (m^2)
- Le diamètre du trou d'injecteur d'oxygène Dox = 1.28 E-001 (m)

13.4 / POUR UNE POUSSEE DE 50 000 N :

- Le débit total d'écoulement des propergols $\dot{m}_t$ = 20.16 (Kg /sec)
- Le débit de carburant $\dot{m}_f$ = 5.76 (Kg /sec)
- Le débit d'oxygène $\dot{m}_o$ = 14.40 (Kg /sec)
- La température au col T_t = 3175 (°K)
- La pression au col P_C = 206700 (Pascal)
- La section du col At = 1.73 E-002 (m^2)
- Le diamètre du col D_t = 1.48 E-001 (m)
- Le coefficient de poussée C_F = 1.39
- Le nombre de mach à la sortie de la tuyère Me = 2.55 (m/sec)
- Le rapport de section Ae /At = 3.67
- La section de sortie de la tuyère Ae = 6.38 E-002 (m^2)
- Le diamètre de la section de sortie de la tuyère De = 2.85 E-001 (m)
- Le volume de la chambre de combustion Vc = 2.64 E-002 (m^3)
- Le diamètre de la chambre de combustion Dc = 7.43 E-001 (m)
- La longueur de la chambre de combustion Lc = 5.54 (m)
- L'épaisseur de la chambre de combustion t_w = 1.39 E-002 (m)



- Le flux de chaleur échanger à travers la chemise de refroidissement Q2 = 14471 (Joules/ sec)
- Le débit d'eau de refroidissement M_W = 361.78 (Kg /sec)
- La vitesse d'eau de refroidissement V_W = 1.22(m / sec)
- Le diamètre extérieur de la chambre de combustion D_1 = 7.71 E-001 (m)
- Le diamètre intérieur de la chemise de refroidissement D_2 = 9.85 E-001(m)
- La section du passage d'eau de refroidisement Ap = 2.95 E-001 (m^2)
- L'espace du passage d'eau de refroidissement Wg = 1.07 E-001 (m)
- La section du trou d'injecteur de carburant Ar = 2.17 E-002 (m^2)
- Le diamètre du trou d'injecteur de carburant Dr = 1.66 E-001 (m)
- La section du trou d'injecteur d'oxygène Aox = 2.60 E-002 (m^2)
- Le diamètre du trou d'injecteur d'oxygène Dox = 1.82 E-001 (m)

III – 14 / ÉQUIPEMENTS D'ESSAI :

Dans cette section nous discuterons du matériel requis pour actionner le moteur - fusée, l'installation de cet équipement, et son utilisation sûre dans l'opération du moteur.

14.1 / Système D'Alimentation (gaz- pression) :

Le système d'alimentation pour l'essai d'un moteur de fusée se compose d'un réservoir pour stocker le combustible liquide, un approvisionnement en gaz d'azote réglé à haute pression pour forcer le carburant du réservoir vers le moteur, un approvisionnement en oxygène gazeux réglé à haute pression, et un dispositif de commande pour régler les débits des propergols. Un système de pressurisation typique d'alimentation est montré schématiquement sur la Fig III - 10.

Les composants d'un système d'alimentation de moteur - fusée sont des instruments de précision conçus pour manipuler le gaz et/ou les liquides à haute pression. Tandis que plusieurs composants appropriés pour cet usage sont aisément fournis par la soudure des pièces.

Généralement le système d'alimentation comprend :

1.a / Cylindres Des Gaz À haute pression :

Des gaz à haute pression sont stockés dans des cylindres (habituellement environ 1800 Psi). Les cylindres de gaz à haute pression ne devraient jamais être laissés tomber ou mal traités . La meilleure manière de leur fixation est de les enchaîner ou de les attacher à un stand ou à une table de travail approprié.

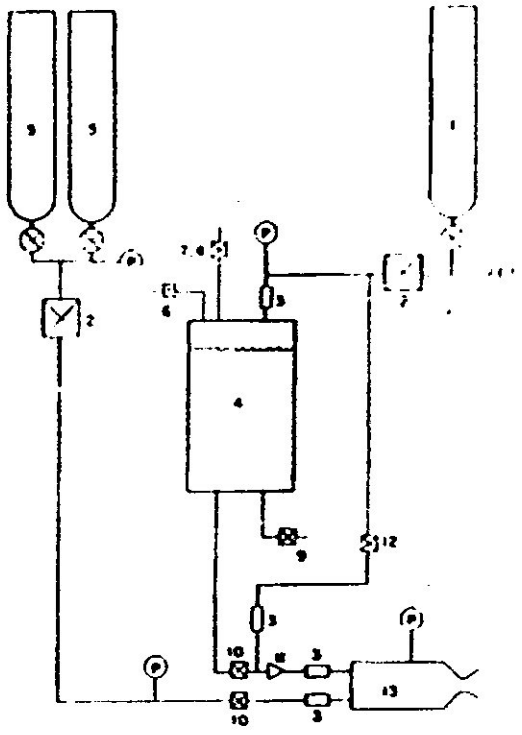


Fig III – 10 Schéma D'un Système D'alimentation De Type Gaz -Pression

Les propergols sont un combustible liquide et un oxygène gazeux. (1) approvisionnement d'azote à haute pression, (2) régulateur de pression, (3) clapet anti-retour, (4) réservoir de carburant, (5) cylindres d'oxygène gazeux, (6) soupape de sécurité, (7) clapet de mise à l'air libre, (8) port de suffisance, (9) soupape de vidange, (10) soupape de commande de propergol, (11) filtre d'essence, (12) valve de vidange, (13) moteur à fusée. **P** est un indicateur de pression.

1. b / L'Azote Gazeux :

L'azote est un gaz disponible, inerte et compatible avec les matériaux .il devrait être à haute pression, il est stocké dans un réservoir .

1. c / L'Oxygène Gazeux :

L'oxygène gazeux est stocké dans un réservoir à haute pression. Deux cylindres d'oxygène ou plus peuvent être employés simultanément à fin de réaliser des longues durées de fonctionnement du moteur.

1. d / Réservoir De Carburant :

Le réservoir de carburant contient le combustible liquide à une pression compris entre 300 à 500 Psi. Des réservoirs de diverses tailles et formes sont faits en acier inoxydable de carbone. Dans tous les cas le réservoir devrait être hydro statiquement examiné avant de l'employer dans le système d'alimentation du moteur - fusée. L'épaisseur de la paroi du réservoir est donnés par l'équation **tw = PD/2S.**

Le forage et le tapement devraient être faits avant la soudure, pour empêcher des morceaux de pétrole ou du métal de tomber dans le réservoir. Le réservoir devrait être complètement nettoyé et hydro statiquement examiné avant de l'utiliser dans le système d'alimentation du moteur .

1. e / Régulateur Gazeux D'Azote :

Le but du régulateur est de maintenir les gaz à haute pression à une pression constante. Le débit du gaz d'azote exigé pour le réservoir de carburant est relativement petit et pourrait être manipulé par un régulateur.

1. f / Régulateur Gazeux De l'Oxygène :

La discussion des régulateurs pour le service d'azote gazeux s'applique également à l'oxygène gazeux, sauf que le régulateur devrait être particulièrement nettoyé pour le service d'oxygène.

1. g / Soupapes De Commande des Propergols :

Les soupapes de commande des propergols permettent à l'opérateur de démarrer et contrôler manuellement l'écoulement de chaque propergol dans le moteur - fusée. Ces valves devraient être des soupapes à pointeau d'acier inoxydable. . La valve employée pour l'oxygène gazeux doit être plus grande que la valve utilisée pour la ligne de carburant. Puisque ces valves commandent l'écoulement des propergols, elles devraient être montées près des réservoirs sur le banc d'essai du moteur, et être actionnées à distance au moyen de prolongements de la tige de la valve.

1. h / D'Autres Valves :

D'autres valves sont exigées dans le système d'alimentation tel que, la soupape de vidange, et la valve de vidange d'azote. Les valves à bille de qualité peu coûteuses sont fortement recommandées pour ces fonctions. Des valves fabriquées en acier inoxydable, en laiton ou avec des sièges de téflon sont acceptables.

1. i / Clapets Anti –retour :

Il permet le passage du fluide dans une seule direction.

Les clapets anti-retour devraient être complètement nettoyés avant l'utilisation et être examinés pour assurer un fonctionnement correct.

1 .j / Les Soupapes De sécurité :

Le réservoir de carburant exige un certain dispositif de soulagement pour empêcher l'échec du réservoir en cas de la surpression. Une soupape de sécurité à ressort réglable est recommandée de raison qu'elle peut être placée à diverses pressions pendant que les utilisations de système d'alimentation changent.

1. k / Le Filtre d'essence :

Des trous d'injection de carburant sur des petits moteurs - fusée à combustible liquide sont facilement bouchés avec des contaminants de réservoir du carburant et du système de commande. Un filtre d'essence qui peut filtrer des particules d'une taille moins de dix microns fortement recommandés.

1. l / Les Indicateurs De Pression :

Le carburant, l'oxygène, l'eau, et la pression de la chambre de combustion sont des mesures essenticiles pour l'opération du moteur - fusée. Les indicateurs de pression de tube-Buordon offrent l'exactitude, la rugosité, le bas coût et la disponibilité, pour cette condition. Les fabricants l'utilisent souvent.

1. m / La Tuyauterie :

La tuyauterie est une canalisation d'acier inoxydable permet la liaison entre les différents parties du système d'alimentation.

III – 15 / LE BANC D'ESSAI :

Le banc d'essai d'un moteur de fusée est une structure qui incorpore une méthode de montage du moteur, le support des soupapes à pointeau de commande d'écoulement du propergol, le réservoir de carburant et la tuyauterie sont associée, ainsi les cylindres d'oxygène et d'azote sont associée avec les régulateurs et la tuyauterie. La station d'opérateur, qui est vraiment une partie du banc d'essai, devrait être physiquement séparée du banc d'essai approprié par au moins de 20 pieds. La station d'opérateur devrait contenir les prolongements des soupapes de commande, la batterie de circuit d'allumage et les commutateurs associés, et un système de miroir de sorte que l'opérateur ne regarde pas directement le moteur - fusée opérant.

Le plus grand risque en examinant des petits moteurs de fusée en cas d'explosion ou de disintigration du moteur est l'éclat. Par conséquent, le banc d'essai proprement dit devrait être barricader pour réduire l'effet d'éclat dans toutes les directions.

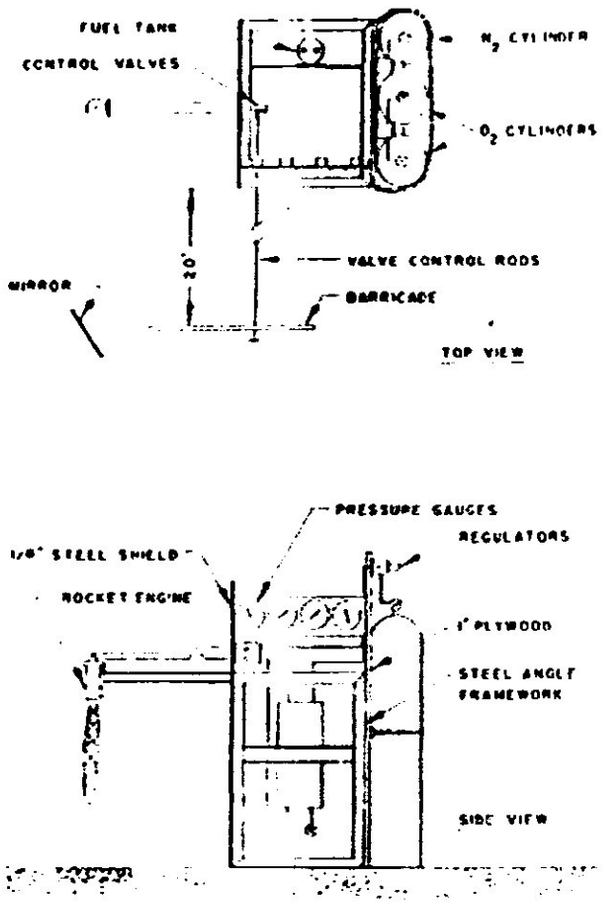


Fig III -11 / Un banc d'essai pour des petits moteurs de fusée à combustible liquide.

Le schéma III -11 montre l'arrangement approprié des composants pour un banc d'essai sûr de moteur - fusé. Le moteur - fusé est séparé des soupapes de commande d'écoulement de propergol par une barricade de 1/8-inch en acier épaisse. Le moteur est fermement attaché à une section du canal en acier dans la position basse de la tuyère d'éjection. C'est l'orientation la plus sûre pour un moteur de fusée à combustible liquide puisque le carburant est excessif, en cas d'un échec d'allumage, il s'écoule simplement hors de la tuyère du moteur. Le moteur est monté assez haut de la terre de sorte qu'aucun descendeur de flamme ou tout autre déflecteur ou montage compliqué d'échappement ne soit exigé. Les cylindres des gaz comprimés (un d'azote et deux d'oxygène) sont montés à l'arrière du banc d'essai et sont séparés du compartiment des soupapes de commande par une autre barricade faite à partir du contre-plaqué épais d'un pouce. Les régulateurs d'azote et d'oxygène sont montés sur cette barricade de contre-plaqué au-dessus des cylindres. De cette manière, les cylindres dépensés peuvent ils remplacés avec des cylindres chargés sans déranger les régulateurs ou les mettre d'aplomb. Un morceau de la tuyauterie formé d'acier inoxydable entre la tubulure d'oxygène et le régulateur d'oxygène et un morceau semblable de tuyauterie entre le cylindre d'azote et son régulateur est enlevé pendant l'échange de cylindre, et puis rebranchés. Les lignes devraient toujours être couvertes à fin d'empêcher l'entrée de la saleté et d'autres objets étrangers en cas d'arrêt moteur.

Le réservoir de carburant est monté entre la barricade d'acier vers l'avant et la barricade arrière de contre-plaquer sur une pièce en métal fixé aux deux barricades. Le réservoir est monté dans la position verticale avec la sortie du liquide au fond.

Les soupapes de commande d'écoulement du propergol sont montées et placé l'un sur l'autre dans une parenthèse en métal qui est fixée à la barricade d'acier vers l'avant. Des indicateurs de pression pour la pression du réservoir de carburant, la pression de la ligne d'oxygène , la pression de sortie de l'eau de refroidissement et la pression de la chambre de combustion sont montés dans un panneau qui est fixé aux barricades vers l'avant et l'arrière et qui fait face à une distance à la station de l'opérateur.

L'eau de refroidissement pour un moteur de fusée est introduite dans un accouplement de tuyau attaché au stand, avec la tuyauterie l'accouplement et le moteur - fusée. L'eau découlant de la chemise de refroidissement devrait être dirigée loin du moteur ou peut être dirigée en bas sur une couche de 3-inch profonde des pierres brutes étendues sous l'échappement du moteur de fusée . Ces pierres empêcheront l'échappement du moteur de sélectionner vers le haut de la saleté et de la poussière ; l'eau refroidira les pierres et prolongera leur vie utile. L'opérateur peut observer le déplacement du jet d'eau de refroidissement comme indication que l'eau de refroidissement traverse réellement le moteur.

Le banc d'essai proprement dit devrait avoir un cadre d'angle en acier soudé ou boulonné. L'acier vers l'avant et la barricade arrière de contre-plaqué sont boulonnés à ce cadre d'angle fournissant la rigidité et la force. Le banc d'essai de Thee devrait être fermement attaché à la surface de la zone d'essai par le boulonnage à une garniture concrète ou en pesant vers le bas avec des sacs de sable ou des poids concrets.

En raison des risques physiques impliqués en manipulant des propergols et en commandant le processus de combustion à haute pression, on doit observer certaines mesures de sécurité élémentaires dans l'essai statique des moteurs - fusée. Les mesures de sécurité générales sont les suivantes :

1. L'opérateur devrait être protégé par une barricade appropriée et localisé à une certaine distance (au moins 20 pieds) du banc d'essai.
2. La commande des valves pendant l'allumage du moteur et l'opération équilibrée devrait être par des moyens à distance, qui pour les unités d'amateur est réalisée par des commandes manuelle des soupapes à pointeau par l'intermédiaire des prolongements de tige de valve.
3. Un grand extincteur chimique (ou, au moins, un approvisionnement abondant en eau) devrait toujours être en main.
4. L'opérateur ne doit pas regarder le banc d'essai directement, mais devrait employer un arrangement du miroir (légèrement comme un périscope) ou employer une couche épaisse du verres de sûreté renforcés et fixés à la barricade de l'opérateur. Rappelez vous que le danger primaire est l'éclat en cas d'explosion du moteur.
5. La séparation du stockage de carburant et d'oxydant réduit le risque d'incendie et d'explosion et limite la quantité de propergol arrimée dans n'importe quel section.
6. L'unité de banc d'essai devrait être barricadée de plusieurs côtés pour réduire l'effet de l'éclat en cas d'explosion.
7. Les valves, les capteurs de pression, et d'autres composants qui sentent directement les propriétés des liquides ne devraient pas être placé dans la station d'opérateur, mais devraient être sur le banc d'essai et à distance indiquer. Cette règle ne s'applique pas à l'instrumentation électrique où un capteur est situé sur le banc d'essai et un afficheur électrique est situé à la station d'opérateur (ce type d'instrumentation est très cher et est au delà de l'extension de la plupart des amateurs).

8. Des signaux d'alarme devraient être donnés avant les essais (toutes fois où les valves de cylindre de gaz sont ouvertes) pour informer le personnel que le secteur est dangereux. Un essai ne doit jamais être effectué jusqu'à ce que l'opérateur soit assuré que tout le personnel est derrière des barricades de sûreté ou autrement soit protégé.
9. Le personnel devrait être autorisé pour travailler dans la zone d'essai seulement si le carburant et l'oxydant sont séparés et pas pressurisés.
10. Le personnel manipulant des propergols devrait porter l'équipement de sûreté tel que des gants, des boucliers de visage, ou des tabliers en caoutchouc. Rappelez-vous que la plupart des carburants sont toxiques ; ne respirez pas les vapeurs de carburant même si pour peu de temps.

III- 16 / CONTRÔLE DU MOTEUR :

Après que le moteur de fusée ait été fabriqué, plusieurs essais de contrôle et calibrages d'écoulement devraient être faits avant de l'examiner avec les propergols.

16.1 / Essai De Fuite :

Reliez la chemise de refroidissement du moteur à une source aisément disponible de l'eau pressurisée (telle que l'approvisionnement de maison ; la pression devrait être de 50 à 100 Psi sans écoulement). Attachez un indicateur de pression à l'orifice de sortie de la chemise et ouvrez la valve d'eau, en permettant à l'eau de remplir la chemise. Observez la chemise et le moteur pour vérifier les fuites. Il ne devrait y avoir aucune fuite.

Un contrôle semblable de pression devrait être exécuté sur le collecteur d'essence de l'injecteur. Puisque l'injecteur n'est pas facilement obturé, réalisez cet essai par l'eau débordante par l'injecteur. Utilisez un filtre dans la ligne d'eau pour éviter de boucher les petits trous d'injection de carburant .Il ne devrait y avoir aucune fuite. .

16.2 / Contrôle De Banc d'essai :

Après que la section d'opération soit accomplie et des composants sont installés, essais s'il conduit pour déterminer qu'une fuite de gaz ou de liquide ne se produira pas quand des propergols réels sont employés. Remplissez le réservoir avec de l'eau propre. Couvrez re les lignes de carburant et d'oxygène où ils s'attacheraient normalement au moteur. Pressurisez le système à 100 Psi et contrôles les fuites. Une solution de savon peut être employée pour vérifier autour de tous les joints. Les bulles de savon indiquent la présence d'une fuite de gaz. Si aucune fuite n'est présente, augmentez la pression à 200 Psi et répétez le procédé de détection. Continuez ce procédé jusqu'à ce que la pression de fonctionnement du banc d'essai soit atteinte et aucune fuite n'est présente. Dépressurisez le système et remplissez le réservoir de carburant avec de l'eau propre. Attachez le moteur de fusée à son bâti d'essai et reliez toute la tuyauterie. Pressurisez le stand de la façon normale et pratiquez l'ordre d'allumage et d'opération en utilisant l'eau comme carburant. Si une fuite ne se développe pas, videz le réservoir de carburant d'eau et séchez le par le rinçage avec le gaz d'azote pendant plusieurs secondes. Le moteur et le banc d'essai sont maintenant prêts pour leur première mise à feu .

III- 17 / OPÉRATION D'ALLUMAGE :

L'allumage des propergols entrants dans la chambre de combustion réalisé par une petite bougie d'allumage est dangereux et incertain. La synchronisation du propergol est

extrêmement importante dans un moteur de fusée liquide de Bi-propergol. Un excès de l'un ou l'autre propergol (si tous les deux sont liquides) dans la chambre de combustion peut mener à une surpression grave lors de l'allumage (connu sous le nom de " début-dur") et une rupture possible de la chambre de combustion. Le moteur d'amateur employant l'oxygène gazeux n'est pas sensible aux débuts durs comme si l'oxydant étaient un liquide.

Des centaines d'essais avec des petits moteurs de fusée à combustible liquide utilisant l'oxygène gazeux comme oxydant ont indiqué que l'allumage d'une source chaude fournit d'excellentes caractéristiques d'allumage de propergol, et réduisent rigoureusement les débuts durs. La Fig III- 12 détaille la bougie d'une source chaude.

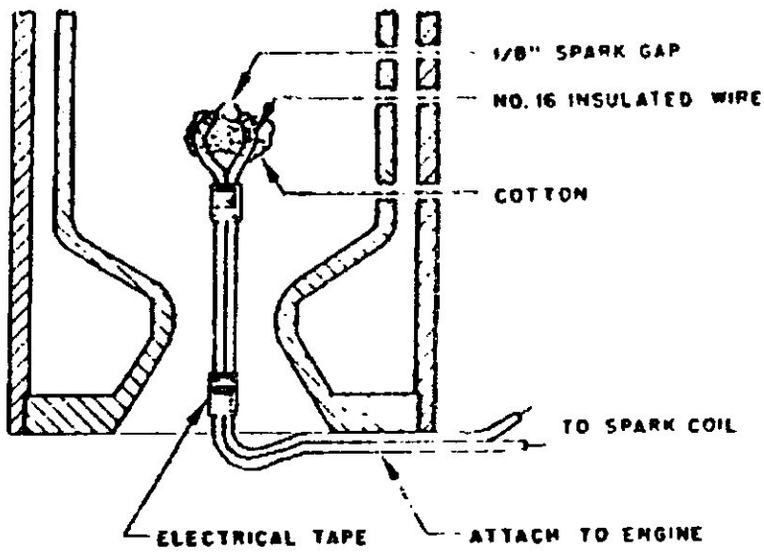


Fig III- 12 **présente une bougie d'une source Chaude pour des petits moteurs de fusée à combustible liquide en utilisant comme oxydant l'oxygène gazeux.**

CONCLUSION

CONCLUSION :

Le calcul de la température de combustion et la composition molaire des produits de combustion ont une grande importance pour la détermination des performances thermique d'un moteur.

L'objectif de cette étude est d'élaborer des programmes permettent de calculer la température de la flamme dans la chambre de combustion , la composition molaire des produits de combustion ainsi que les performances des gaz d'échappement dans la tuyère du moteur et aussi son dimensionnement.

Et comme application nous avons choisi comme combustible le gasoil alimentant les moteur rotatifs (turboréacteur) et l'octane qui est habituellement utilisé dans les moteur de fusée.

Nous avons essayé pour cela de monter le fonctionnement d'un moteur de fusée à combustible liquide.

Le présent mémoire donne une description détaillé sur les équations de combustion ainsi la conception d'un moteur de fusée et les résultas obtenus de l'exécution du programme.

Annexe C

****
****

COEFFICIENTS DE GORDON & Mc BRIDE

****

Pour chaque espèce, les fonctions thermodynamiques telles que la chaleur spécifique, enthalpie et entropie sont fonctions de la température et sont données en utilisant les coefficients des polynômes de GORDON & Mc BRIDE :

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

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

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

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

	H	O	H_2	OH
Hf(298k°)	+52.103	+59.554	+ 0.000	+ 9.318
S0(298k°)	+27.392	+38.468	+ 31.207	+ 43.881
a_1	+2.5000000E+00	+2.5420596E+00	+3.1001901E+00	+2.9106427E+00
a_2	+0.0000000E+00	-2.7550619E-05	+5.1119464E-04	+9.5931650E-04
a_3	+0.0000000E+00	-3.1028033E-09	+5.2644210E-08	-1.9441702E-07
a_4	+0.0000000E+00	+4.5510674E-12	-3.4909973E-11	+1.3756646E-11
a_5	+0.0000000E+00	-4.3680515E-16	+3.6945345E-15	+1.4114542E-16
a_6	+2.5471627E+04	+2.9230803E+04	-8.7738042E+02	+3.9353815E+03
a_7	-4.6011763E-01	+4.9203080E+00	-1.9629421E+00	+5.4423445E+00

	CO	O_2	H_2O	CO_2
Hf(298k°)	-26.417	+0.000	-57.795	-94.054
S0(298k°)	+47.241	+49.005	+45.106	+51.072
a_1	+2.9840696E+00	+3.6219535E+00	+2.7167633E+00	+4.4608041E+00
a_2	+1.4891390E-03	+7.3618264E-04	+2.9451374E-03	+3.0981719E-03
a_3	-5.7899684E-07	-1.9652228E-07	-8.0224374E-07	-1.2392571E-06
a_4	+1.0364577E-10	+3.6201558E-11	+1.0226668E-10	+2.2741325E-10
a_5	-6.9353550E-15	-2.8945627E-15	-4.8472145E-15	-1.5525954E-14
a_6	-1.4245228E+04	-1.2019825E+03	-2.9905826E+04	-4.8961442E+04
a_7	+6.3479156E+00	+3.6150960E+00	+6.6305671E+00	-9.8635982E-01

Pour étudier l'influence du préchauffage, il est nécessaire d'avoir les coefficients a_i (i= 1, 7) des espèces chimiques pour des températures comprises entre 300 et 1000 °K.

	O_2
a_1	+0.3625598 E +01
a_2	- 0.1878218 E -02
a_3	+0.7055454 E –05
a_4	- 0.6763513 E -08
a_5	+0.2155599 E –11
a_6	- 0.1047522 E +04
a_7	+0.4305277 E +01

Annexe D

****
****

Longueur :

1pouce = 1inch = 2,54 cm
1pied = 1foot = 30,48 cm
1mille = 1,6093 Km
1mille marin = 1,8532 Km^2

Surfaces :

1pouce carré = 1square inch = 6,452 cm^2
1pied carré = 1square foot = 0,093 m^2
1acr = 0,0040 Km^2

Volumes:

1pouce cube = 1cubic inch = 16,39 cm^3
1pied cube = 1cubic foot = 0,03 m^3
1Galon imperial UK= 4,546 LITRES
Glon americain US= 3,785 LITRES

Poids:

1once = 1ounce = 28, 35 GRAMMES
1livre = 1pound (1LB) = 0,453 Kg
1tonne = 1ton = 1,16 Kg
1cwt = UK 50,8KG = US = 45, 36 Kg

Vitesse:

1mille a l'heure = 1mph = 1,6 Km/H

Température :

Temp fahrenheit= 9/5(temp.fahrenheit + 32)
Degré centigrade = 5/9(degré fahrenheit-32)
Degré Rankine = degré centigrade + 460
Degré kelvin = degré centigrade + 273°

Mesures de pression :

1kg/cm^2 = 14,22 PSI
1livre par pouce carré (PSI) = 0,0703 Kg/cm^2
Pression atmosphérique = 1,033Kgcm = 1,013 Hpz = 14,7 PSI

Unités de puissance et calorifiques :

1 BTU (unité thermique britanniques) = 252 Kg calories (grandes calories)
= 0,393 H.P heure
= 0,293 kilowatt heure

****
****

NOTATION

Symbole	Désignation	Unité
C_p	Chaleur spécifique à pression constante	Cal/mole°k
C_v	Chaleur spécifique à volume constant	Cal/mole °k
G	Enthalpie libre	Cal/mole
H	Enthalpie standard	Cal/mole
H_A	Enthalpie du mélange frais	Cal /mole
H_B	Enthalpie des gaz brûlés	Cal/mole
K_p	Constante d'équilibre	--
M	La masse molaire	g/mole
N	Nombre de mole	mole
N_t	Nombre de mole totale	mole
P	Pression	atm
Pc_i	Pouvoir calorifique inférieur	Kcal/Kg
Pc_s	Pouvoir calorifique supérieur	Kcal/Kg
Q	Chaleur libérée par la combustion	Cal/mole
Q_p	Chaleur de réaction à pression constante	Cal/mole
Q_v	Chaleur de réaction à volume constant	Cal/mole
R	Constante universel des gaz parfait	Cal/mole °k
r_C	La richesse	--
S	Entropie molaire	Cal/mole °k
Ta	Température d'entrée d'air	°k
Tc	Température de combustion	°k
Te	Température d'injection de carburant	°k
U	Energie interne	Cal/mole
x_i	Fraction molaire	--
α	Degré de dissociation	--
γ	Rapport de chaleur spécifique	--
λ	Coefficient d'excès d'air	--
$(\Delta H_f)^{298°}$	Enthalpie de formation à 298°k	Cal/mole
ΔH_R	Enthalpie de réaction	Cal/mole
$[\Delta H]^{T1}_{T0}$	Enthalpie sensible de T_0 à T_1	Cal/mole

BEBLIOGRAPHIE

1-Rocket propulsion elements (an introduction to the engine of rockets) George P.Sutton, cote 840.

2-Handbook for estimating Toxic fuel Hazards, NAZA Report CR-61326, April 1970.

3- H. N. Norton, sensors and analyser Handbook, prentice Hall, Inc, Englewood Cliffs, N. J., 1982, p.562.

4-Handbook of recommended practices of liquid propellant rocket engine parameters, chemical propulsion information agency, Handbook No; 179, Jan. 1969, Silver Spring, MD. (AD 51127).