

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE & POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITE DE SAAD DAHLEB BLIDA
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE
MEMOIRE DE FIN D'ETUDES



En vue de l'obtention du Diplôme d'Etudes Universitaires
Appliquées en Aéronautique (DEUA)
Option : Propulsion

Thème :
**ETUDE THERMODYNAMIQUE
D'UN MOTEUR FUSEE**



Réaliser par :

Mr : LAAMAYAD Kaddour

Mr : SOURI Hamza

Promoteurs :

Mr : BADR-EDDINE I.

PROMOTION : 2004

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

إِنَّ الظِّمِيرَ وَالسُّكْرَ وَالنَّفْثَةَ لِلنَّبِيِّ الرَّبِيِّ
قَدَّرْنَا لَنَا هَذَا عَشِيرَةً وَنَشْكُرُهُ عَلَى كُلِّ
شَيْءٍ

مِنْكُمْ بِمَا مَنَّا لِلْمَوْطَرِ وَاللَّامِثَةِ فِي
عَمَّاؤُا بَنِي الرَّبِيِّ وَغَيْرِهَا بِحَسْبِ
إِلَى كَيْفِ الْأَمْرِ وَالظَّاهِرِ وَالْمَغْرِبِ
إِلَى كَيْفِ بَسْمِ الْأَمْرِ بِمِ هَذَا الْعَمَلِ
بِسْمِ الرَّبِيِّ وَالْوَيْسِ بِعَيْبِ

لله هبة

اقترى هذا العبد المذنب اليك مني كما ان السبب
في انك توفى بي اليك يسبح الفان صرحتي اليك يسبح اوصاني
اليك يسبح افا فيه اليك يسبح كما انت في قولنا
ميسرنا اليك اليك ان عني يسبح ان الله اليك
والنبي الكرم يسبح ان الله يسبحهم بها
الله الخوة يسبح ان الله يسبحهم بها
مكرها يسبحهم بها ومننا صبرا اليك يسبحهم بها
اليك ان الله فعله والله قارن
اليك يسبحهم بها قدينا اليك يسبحهم بها
العامة بلواضع يا يسبحهم بها
الانسان في العز

إلى جميع الأصدقاء مناصفة: عبد الجبار
فيلق محمد بن يحيى بالله عبد الرحمن
عيسى بن أبي البركات من بلاد الجبل
عمر بن الأصابع السعيد قاضي
هجرة بنين فوسعي كتابه
تفتاح بن زبير الكرمي

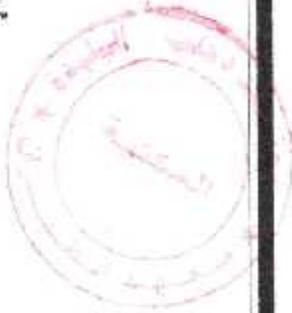
لعمري قدود

DEDICACE

Je dédie ce modeste travail :

- *A ma chère mère qui m'a toujours soutenu, encourager et apporter une aide précieuse.*
- *A mon cher père que Dieu ait son âme.*
- *A mes chers frères et sœurs : Mourad, Samir, Mounir, Nouredine, Nora, Wissem, Fatima, Zohra.*
- *A mes belles sœurs : Souad, Yasmina, Naima, Fatima.*
- *A mes amis : Kamel, Chokri, Messeoud, Amar.*
- *A tous les militants de UNEA de Blida.*
- *A tous ceux qui m'ont connu à Blida.*

Mr: S. HAMZA



Resumée

Ce travail consiste à faire une étude sur les différents systèmes d'un moteur fusée: la combustion, système d'alimentation et les différents débits (débit de fuel et débit des gaz à la sortie du tuyère) et enfin la détermination des dimensions principales du moteur. De ce fait nous avons conçu un programme informatique en langage FORTRAN pour être en service des utilisateurs.

Summary

This work consists in making a study on the deferent systems of a rocket motor: combustion, feeding system and deferent flows (fuel flow and output of gases at the exit of the conduit) and still some dimensions. Due to this fact, we achieve a data-processing program FORTRANT to bring into service users.

ملخص

يستخلص هذا العمل على إجراء دراسة لمختلف أنظمة عمل محرك الصاروخ: نظام الاحتراق، نظام التغذية بالوقود و تدفق الوقود، بالإضافة إلى تدفق الغازات، المتحركة خارج المحرك، وكذلك بعض الأبعاد. وهذا باستخدام برنامج إلهام ألي (فور تران) لجعله في خدمة المستخدم.

Sommaire

SOMMAIRE

TITRE

PAGE

INTRODUCTION

CHAIPITE I : GENERALITE

I-1-INTRODUCTION.....	1
I-2-LA PROPULSION DES FUSEES.....	2
I-2-1- LE PRINCIPE DE LA PROPULSION.....	2
I-2-1-1-LA POUSSEE.....	3
I-2-1-2-L'IMPULSION.....	3
I-2-1-3-RAPPORT DE MASSE	4
I-2-2-LES SYSTEMES DE PROPULSION	4
I-2-2-1-FUSEES A PROPERGOLS SOLIDES	5
I-2-2-2-PROPULSION NUCLÉO THERMIQUE	6
I-2-2-3-PROPULSION ELECTRIQUE.....	7
I-2-2-4-LES RECHERCHES.....	9
I-2-2-5-FUSEES A PROPERGOLS LIQUIDES.....	10

CHAPITRE II : LA COMBUSTION

II-1-GENERALITES.....	14
II-2-PROPERGOLS LIQUIDES ET PROPERGOLS SOLIDES.....	16
II-2-1-Propergols solides.....	16
II-2-2-Propergols liquides.....	17
II-3-LES RESERVOIRES DE PROPERGOLS.....	18
II-4- L'INJECTION.....	20
II-5-LES ECHANGES THERMIQUES	20
II-5-1-PROCESSUS DE LA COMBUSTION.....	21
II-5-2-DIMENSIONNEMENT DE FOYER.....	23
II-6- LA COMBUSTION.....	27
II-6-1-REACTION DE LA COMBUSTION.....	27
II-6-2-CALCUL DE LA TEMPERATURE DE FIN DE COMBUSTION T_f	27

CHAPITRE III SYSTEME AUXILIAIRE

III-1- SYSTEME D'AILMENTATION DES MOTEURS FUSEES A PROPERGOL LIQUIDES.....	30
III-1-1-GENERALITES.....	30
III-1-2-ALIMENTATION PAR PRESSURISATION.....	32
III-1-3-ALIMENTATION PAR PRESSION DES GAZ COMPRIM.....	32
III-1-3-DESCRIPTION.....	32
III-1-4-ALIMENTATION PAR PRESSION DES GAZ GENERES.....	35
III-2-INJECTION.....	37
III-2-1-FONCTIONNEMENT DE L'INJECTEUR.....	37
III-2-2-DIFFERENTS TYPES D'INJECTEURS.....	37
III-3-CALCULE DE DEBIT A LA SORTIE.....	39
III-4-CALCUL DE DISTRIBUTION DES DEBITS.....	41

CHAPITRE IV RESULTATS ET INTERPRETATIONS

IV-1- CALCUL DE LA TEMPERATURE DE FIN DE COMBUSION.....	47
IV-2- CALCUL LES DEBITS EN FONCTION DE LA TEMPERATURE.....	48
IV-3-CALCUL LES DEBITS EN FONCTION DE LA PRESSION.....	49
IV-4-CALCUL LES DIAMETRES DES SECTIONS EN FONCTION DE LA TEMPERATURE.....	51
IV-5-CALCUL LES DIAMETRES DES SECTIONS EN FONCTION DE LA TEMPERATURE.....	51

CONCLUSION

ANNEXES

BIBLIOGRAPHIE

Liste des symboles

- V : Le volume de foyer (m^3) ;
 P : La pression (Pa) ;
 F : La poussée (N) ;
 h : Coefficient caractérisant le propergol ;
 L^* : La longueur de chambre de combustion (m) ;
 A_c : Section de col (m^2) ;
 t_s : Temps de séjour (s) ;
 v : Volume spécifique moyen (m^3) ;
 α : L'excès d'air
 T_f : Température de fin de combustion ($^{\circ}K$) ;
 H_{BR} : L'enthalpie des gaz brûlés ;
 H_{FR} : L'enthalpie des gaz frais ;
 H : L'enthalpie sensible ;
 m_s : Le débit au niveau de la sortie de la tuyère (Kg/s) ;
 V_s : Vitesse des gaz au niveau de la sortie de la tuyère (m/s)
 P_s : Pression des gaz au niveau de la sortie de la tuyère (Pa) ;
 P_a : Pression ambiante (Pa) ;
 ρ : la masse volumique (Kg/m^3) ;
 M_s : Nombre de mach ;
 m' : Quantité de débit déviée vers la turbine (Kg/s) ;
 m_f : Débit de fuel (Kg/s) ;
 m_l : Débit de l' O_2 liquide (Kg/s) ;
 m : Débit total (Kg/s) ;
 f : Fraction de débit total déviée vers la turbine ;
 P_t : la pression de chambre de combustion (Pa) ;
 η_m : Rendement mécanique ;
 w_a : Travail réel ;
 w_t : Travail de la turbine ;
 D_s : Diamètre de section de sortie (m) ;
 D_c : Diamètre de section du col (m).
 P_{ts} : Pression total à la sortie de la tuyère.

Introduction

INTRODUCTION

La mécanique newtonienne nous apprend que, dans le vide, le seul moyen de générer une force autre que la gravitation, est l'éjection de masse. Classiquement par le jeu d'un échange de quantité de mouvement entre la masse éjectée et le lanceur motorisé, il se crée un effet de réaction sur le lanceur, qu'on appelle **POUSSEE REACTIVE**. Tous les cours de mécanique illustrent ce phénomène.

Dans le cas d'un moteur fusée, l'éjection est réalisée par un processus chimique mettant en jeu des gaz sous pression. De plus il existe une pression de l'air autour du lanceur, dite **pression ambiante**.

Les substances utilisées pour alimenter un moteur fusée et lui fournir son énergie propulsive se nomment **ergols**. C'est généralement en faisant réagir deux ergols l'un sur l'autre que sont obtenus la réaction chimique exothermique (qui dégage de la chaleur) et l'éjection de gaz recherchée. Un tel couple porte le nom de **propergol**.

On distingue deux catégories d'ergol : les combustibles, qui sont des substances réductrices, comme l'hydrogène, le kérosène, l'hydrazine, l'aluminium, etc. ; et les comburants, qui sont des substances oxydantes (qui brûlent le combustible), comme l'oxygène, le peroxyde d'azote, l'acide nitrique, le perchlorate d'ammonium, etc. une autre classification considère l'état physique de l'ergol : solide, liquide ou gazeux.

On distingue deux grande catégories des fusées : les fusées à propergol solide et les fusées à propergols liquides. Dans les deux cas on appelle moteur la chambre de combustion. Dans les fusées à propergols liquides les deux ergols sont stockés dans les réservoirs séparés, et alimentent le moteur fusée selon un schéma bien défini dans les fusées à propergols solides, le combustible est stocké et brûler dans le moteur même. Aujourd'hui, dans le domaine spatial le terme fusé est souvent remplacé par lanceur.

Cependant notre travail est porté exclusivement à l'étude de moteur fusée à propergol liquide. De ce fait nous avons adapté le plan travail suivant :

Nous avons commencé par une généralité sur les moteurs fusées qui est portée sur : la propulsion, la poussée, les fusées à propergols solides, et enfin les fusées à propergols liquides.

Dans le deuxième chapitre, l'étude est consacrée au phénomène de la combustion, au point de vue combustibles, processus et réaction de combustion, et enfin dimensionnement de foyer.

Après avoir obtenu les caractéristiques de la combustion, pression totale et température de fin de combustion, nous avons entamé l'étude des systèmes auxiliaires tels que le système d'alimentation, d'injection, d'éjection. Cette étude, faisant l'objet du troisième chapitre, permet d'obtenir les dimensions et les performances du moteur.

Dans le dernier chapitre, résultats et interprétation, nous avons traité des exemples qui ont permis de calculer la température de fin de combustion et les différents débits et sections. Les résultats obtenus sont de ce fait comparés à ceux donnés par la documentation, ce qui prouve la validité de notre programme de calcul. De plus pour une poussée donnée réalisant la mission de l'engin, nous avons réalisé une étude paramétrique permettant la visualisation de l'évolution des différents paramètres de dimensionnement.

En fin nous avons clôturé le travail par une conclusion générale.

Chapitre I

I-1-INTRODUCTION

Le fonctionnement d'un moteur-fusée est basé sur la troisième loi de Newton, le principe de l'action-réaction, selon lequel à toute action correspond une réaction égale et de direction opposée.

Utilisées pour le divertissement ou pour la guerre, les fusées à poudre furent connues dès le Moyen Âge, mais il fallut attendre les publications du savant soviétique Constantin Tsiolkovski, en 1883, pour que naisse l'idée de l'exploration du cosmos par des engins propulsés par des moteurs-fusées.

Le principe du moteur-fusée est d'utiliser la force de réaction pour propulser une masse dans le vide absolu: si la réaction chimique entre combustible et comburant s'opère dans une chambre de combustion close, la pression des gaz engendrés s'exercera d'égale façon sur les parois de la chambre. Supposons que cette chambre communique avec l'extérieur par une tuyère: les gaz s'échapperont par l'orifice, et la résultante des forces de pression ou de poussée sera opposée au jet de gaz.

Le rapport entre la poussée exercée et la masse de gaz éjectée définit l'impulsion spécifique, qui se mesure en secondes. L'impulsion sera d'autant plus importante que la masse éjectée est faible par rapport à la poussée, et dépend entre autres facteurs de la géométrie des tuyères et de la nature des propergols. L'impulsion spécifique du couple hydrogène/oxygène liquide est 50 % plus importante que celle de la plupart des ergols classiques.

Schématiquement, un moteur-fusée se compose d'une chambre de combustion et d'une tuyère, où les gaz se détendent. La partie convergente canalise l'écoulement gazeux jusqu'au col, puis les gaz se détendent et sont

accélérés au niveau du divergent. Les propergols liquides sont injectés à haute pression dans la chambre par un système de turbopompes. Le moteur-fusée le plus puissant est le moteur SSME à oxygène et hydrogène de la navette spatiale américaine, avec une vitesse d'éjection de 4 500 m/s et une impulsion de 455 s.

I-2-LA PROPULSION DES FUSEES

Le principe d'une fusée répond à la loi d'action et de réaction énoncée par Isaac Newton: à toute action correspond une réaction égale et opposée. Dans une fusée, l'éjection des gaz constitue l'action, et la pression vers l'avant, ou poussée, la réaction. La loi de Newton étant valable en tout lieu, ce principe peut aussi bien fonctionner dans l'atmosphère terrestre que dans le vide spatial.

I-2-1- LE PRINCIPE DE LA PROPULSION

Une fusée fonctionne à l'aide d'un moteur à combustion interne ne nécessitant pas d'air extérieur. Elle emporte, dans ses réservoirs, à la fois le combustible et l'oxydant de celui-ci – le couple combustible-comburant –, qui sont brûlés ensemble dans une chambre de combustion en produisant des gaz à haute température, lesquels sont à leur tour libérés à travers une tuyère .

À l'intérieur de la chambre de combustion, les gaz enflammés exercent une pression dans toutes les directions. Si cette chambre était close, toutes les pressions s'équilibreraient, et la fusée ne se déplacerait pas, mais l'éjection des gaz à grande vitesse à travers une tuyère permet à la fusée de se mouvoir.

I-2-1-1-LA POUSSEE

Le système de propulsion par réaction est fondé sur une force – la *poussée* –, résultante des forces de pression qui s'exercent dans la chambre de propulsion; elle dépend de la vitesse à laquelle les propergols sont brûlés dans le moteur et de la vitesse effective d'éjection des gaz produits (pour des propergols chimiques, elle est généralement comprise entre 1 500 et 4 500 m/s), dont la valeur croît avec la racine carrée de la température de combustion et de manière inversement proportionnelle à la racine carrée de la masse moléculaire moyenne du gaz éjecté (les éléments de faible masse moléculaire, comme l'hydrogène, offrent donc les meilleurs rendements).

I-2-1-2-L'IMPULSION

Une grande poussée est nécessaire durant un certain temps pour échapper aux effets de l'attraction terrestre. Ainsi apparaît la notion d'*impulsion*, ou *impulsion totale*, d'une fusée; elle se définit comme le produit de la poussée par la durée effective de fonctionnement: un missile classique à courte portée peut avoir une poussée moyenne de 300 kg pour une durée effective de 0,2 s, ce qui donne une impulsion totale de 60 kg.s ; la fusée Saturn avait, elle, une impulsion totale de 510 000 t.s .

L'*impulsion spécifique* est la poussée obtenue par unité de masse de propergol en 1 s de fonctionnement du moteur. Elle est égale à la vitesse d'éjection du propergol divisée par l'accélération de la pesanteur (l'unité de mesure est donc la seconde). L'impulsion spécifique est la mesure commune des performances des propergols et des systèmes de propulsion: plus grande

est la valeur de l'impulsion spécifique, meilleures sont les performances du moteur. Améliorer l'impulsion spécifique implique que l'on obtienne plus de poussée par unité de masse de propergol.

I-2-1-3-RAPPORT DE MASSE

Le paramètre le plus important qui affecte la vitesse maximale de vol est le rapport de masse de la fusée: la relation entre le lanceur et la quantité de propergol qu'il peut emporter. Ce rapport de masse est obtenu en divisant la masse totale au décollage par la masse totale restant après que le propergol a brûlé. En général, un rapport de masse élevé indique qu'une masse importante de propergol pousse une faible masse de véhicule; il en résulte une grande vitesse du système.

Ainsi, le lanceur Saturn 5 possédait une poussée au décollage d'environ 3 450 t et consommait environ 12,7 t de propergols par seconde, avec une vitesse d'éjection de 2 500 m/s pendant environ 2 min 30 s. À l'inverse, un petit moteur de contrôle d'attitude de fusée peut produire seulement 0,045 kg de poussée avec un faible flux de propergol pour des impulsions courtes de 0,02 à 0,2 s.

I-2-2-LES SYSTEMES DE PROPULSION

Les systèmes de propulsion de fusées peuvent être classés selon leur source d'énergie (combustion chimique, énergie nucléaire ou solaire...), selon le type d'engin transporté (missiles, vaisseaux, fusées-sondes) et selon la puissance délivrée ou la nature des propergols.

I-2-2-1-FUSEES A PROPERGOLS SOLIDES

Les moteurs de fusées à propergols solides, ou moteurs à poudre, sont de différents types et dimensions: les propulseurs d'appoint de la navette américaine pèsent environ 500 t; ceux d'Ariane 4 fois, plus petits, ne font que 9 t.

Les propergols solides, composés de poudre qui incluent les éléments chimiques nécessaires à la combustion (le combustible et le comburant), sont contenus dans la chambre de combustion. Dès que le bloc est allumé, la combustion progresse le long de sa surface exposée et modifie la forme de sa surface interne. Lors de la conception d'un bloc de poudre, la préoccupation essentielle est de mettre le maximum de propergol dans le volume de la chambre de combustion. La forme idéale est le cylindre, qui brûle comme une cigarette, d'une extrémité à l'autre, car elle développe une poussée progressive. Un bloc en forme d'étoile creuse induit une poussée relativement constante.

Le taux de combustion du propergol solide – généralement entre 0,3 et 3,3 cm/s dans la direction perpendiculaire à la surface de combustion – dépend de ses composants. Ce taux s'accroît avec la pression de la chambre (qui à son tour est déterminée par le dessin de la tuyère et la configuration donnée à la poudre) et avec la température du propergol avant l'allumage.

Les propergols solides ont des performances inférieures à celles des propergols liquides, mais leur facilité de stockage fait qu'ils sont largement utilisés pour les fusées militaires, nécessitant des délais rapides de fonctionnement.

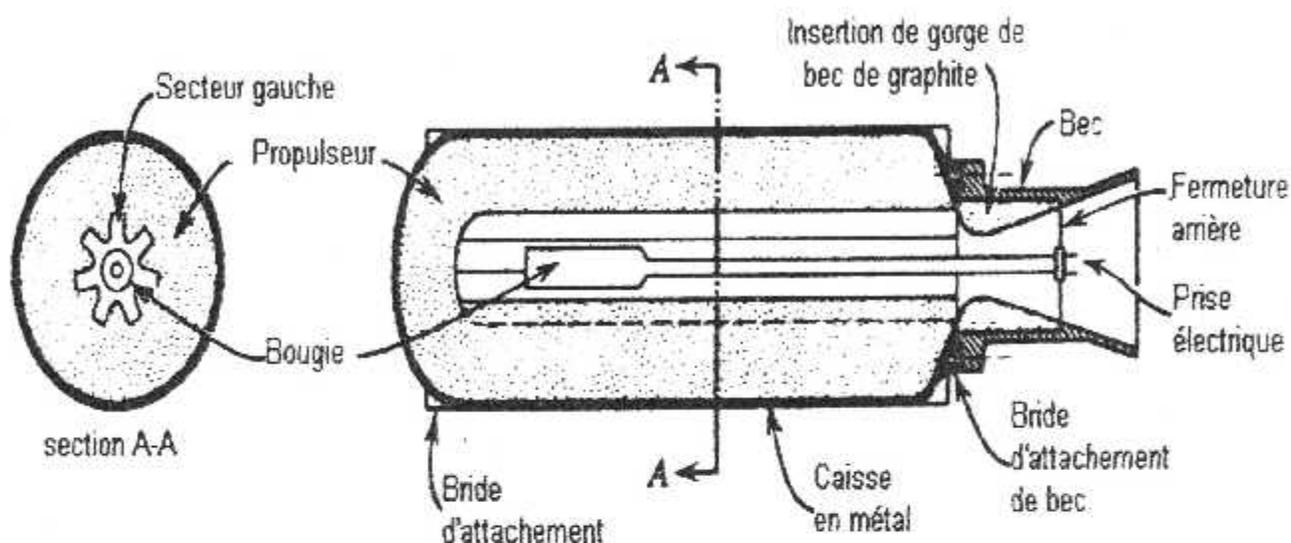


Fig (I-1) : Moteur fusée à propergol solide

I-2-2-2-PROPULSION NUCLÉO THERMIQUE

Le chauffage d'un propergol tel que l'hydrogène, qui, dans le cœur d'un réacteur à fission, atteint des températures de 2 500 à 3 300 °C, puis l'éjection de ce propergol à grande vitesse (de l'ordre de 10 km/s) permettent d'atteindre une impulsion spécifique de 1 200 s .

Dès le début des années 1960, des recherches importantes ont été menées sur la propulsion de fusées par réacteur à fission nucléaire, notamment le projet Nerva aux Etats-Unis, maintenant abandonné: en 1970, le moteur a fourni au banc d'essai une poussée de 31 t.

I-2-2-3-PROPULSION ELECTRIQUE

Elle regroupe en fait trois formes de propulsion: électrothermique, électrostatique et électromagnétique.

***Système électrothermique**

Le propulseur est chauffé ou vaporisé par des systèmes de chauffage utilisant des résistances ou des arcs électriques; le gaz (hydrogène, azote...) chauffé est dilaté dans une tuyère comme pour une fusée chimique. Pour l'hydrogène, on obtient une impulsion spécifique de l'ordre de 3 000 s.

***Système électrostatique**

Il fournit l'accélération par l'interaction d'un champ électrostatique sur des particules de propergol ionisées ou à l'état colloïdal. Les fusées qui utilisent des ions tels que le césium ou le mercure sont dites fusées ioniques. L'impulsion spécifique est très élevée, mais les poussées très faibles.

***Système électromagnétique**

Il produit une accélération par action d'un champ électromagnétique sur un plasma, fluide à très haute température, électriquement neutre, qui contient un mélange d'électrons, d'ions et d'espèces moléculaires neutres. Un système

électromagnétique utilisant le Téflon a été expérimenté par les Etats-Unis sur un satellite de télécommunications.

***Les limites des systèmes électriques**

Tous les types de propulsion électrique dépendent d'une source d'énergie embarquée relativement volumineuse, lourde et puissante, qui utilise généralement le rayonnement solaire, l'énergie chimique ou nucléaire, et nécessite un équipement lourd de conversion et de conditionnement de l'énergie pour la porter à la tension et à la fréquence désirées. Le poids de l'équipement de production ou de transformation électriques, même lorsqu'on emploie l'énergie solaire, peut devenir excessif, surtout si le rendement pour transformer la puissance en poussée est faible.

Jusqu'à présent, ces systèmes sont encore expérimentaux, seuls les Soviétiques ont tenté une utilisation plus systématique d'un réacteur thermonucléaire, dénommé Topaze, à bord des satellites de reconnaissance radar océanique de la famille Rorsat. Cette technologie exclusive suscita un certain intérêt et un exemplaire de ce réacteur fut acheté en 1992 par les autorités américaines.

Les systèmes de propulsion électrique peuvent être utilisés pour modifier les orbites ou bien maîtriser les perturbations des satellites artificiels, pour corriger la trajectoire des vols, pour le contrôle de l'attitude des engins spatiaux, ou pour permettre les transferts planétaires ou la sortie du système solaire. Quelques systèmes de propulsion électriques ont été utilisés sur des vaisseaux spatiaux. Les systèmes de propulsion électrostatiques et électromagnétiques sont très performants. Ils possèdent des impulsions

spécifiques élevées mais sont limités par de faibles poussées (0,45 g à 0,9 kg) et donc de très faibles accélérations.

I-2-2-4-LES RECHERCHES

D'autres types de moteurs de fusée sont actuellement étudiés. Plusieurs des unités de propulsion de la navette spatiale ont fait appel à une nouvelle technologie: la capacité de réutilisation et les caractéristiques d'autocontrôle du moteur principal à propergols liquides n'avaient pas été utilisées pour les lanceurs précédents, et l'impulsion spécifique de ce moteur est nettement plus puissante que celle des fusées précédentes fonctionnant à l'hydrogène-oxygène. Le moteur principal de la navette américaine fait appel à des technologies complexes, et offre un rendement très élevé: cinquante fois par seconde, un système expert compare les performances nominales aux performances du moteur, et intervient pour en réguler le fonctionnement. Le moteur lui-même est dit «à flux intégré» (à combustion étagée): il est équipé d'une chambre de précombustion avant injection dans la chambre principale. L'hydrogène liquide est utilisé à une pression de 20,5 MPa. Le moteur SSME est deux fois plus performant que les deuxième et troisième étages de Saturn 5, pour une pression quatre fois supérieure à celle des moteurs du premier étage.

Il est peu vraisemblable que des progrès puissent encore être réalisés dans le domaine des propergols chimiques conventionnels. Les moteurs à propulsion électrique et ceux à propulsion nucléaire semblent devoir s'imposer pour des missions interplanétaires, mais leur technologie est loin d'être maîtrisée. Plusieurs autres concepts sont actuellement étudiés, mais aucun ne s'est révélé suffisamment prometteur pour donner lieu à une

recherche intensive. Parmi ces concepts, on trouve les faisceaux laser, qui interagissent avec le propergol, les voiles solaires, la fusée photonique, les fusées à fusion nucléaire, ou les propergols chimiques métastables.

I-2-2-5-FUSEES A PROPERGOLS LIQUIDES

Un moteur de fusée à propergols liquides est un système complexe avec une ou plusieurs chambres propulsives, un ou plusieurs réservoirs de propergols, des pompes d'alimentation pour injecter les liquides dans la chambre propulsive, une source d'énergie pour faire fonctionner ces pompes, des valves et des canalisations pour la circulation des liquides, une structure pour transmettre les forces de poussée, et des systèmes de contrôle pour l'admission et la régulation des flux de propergols.

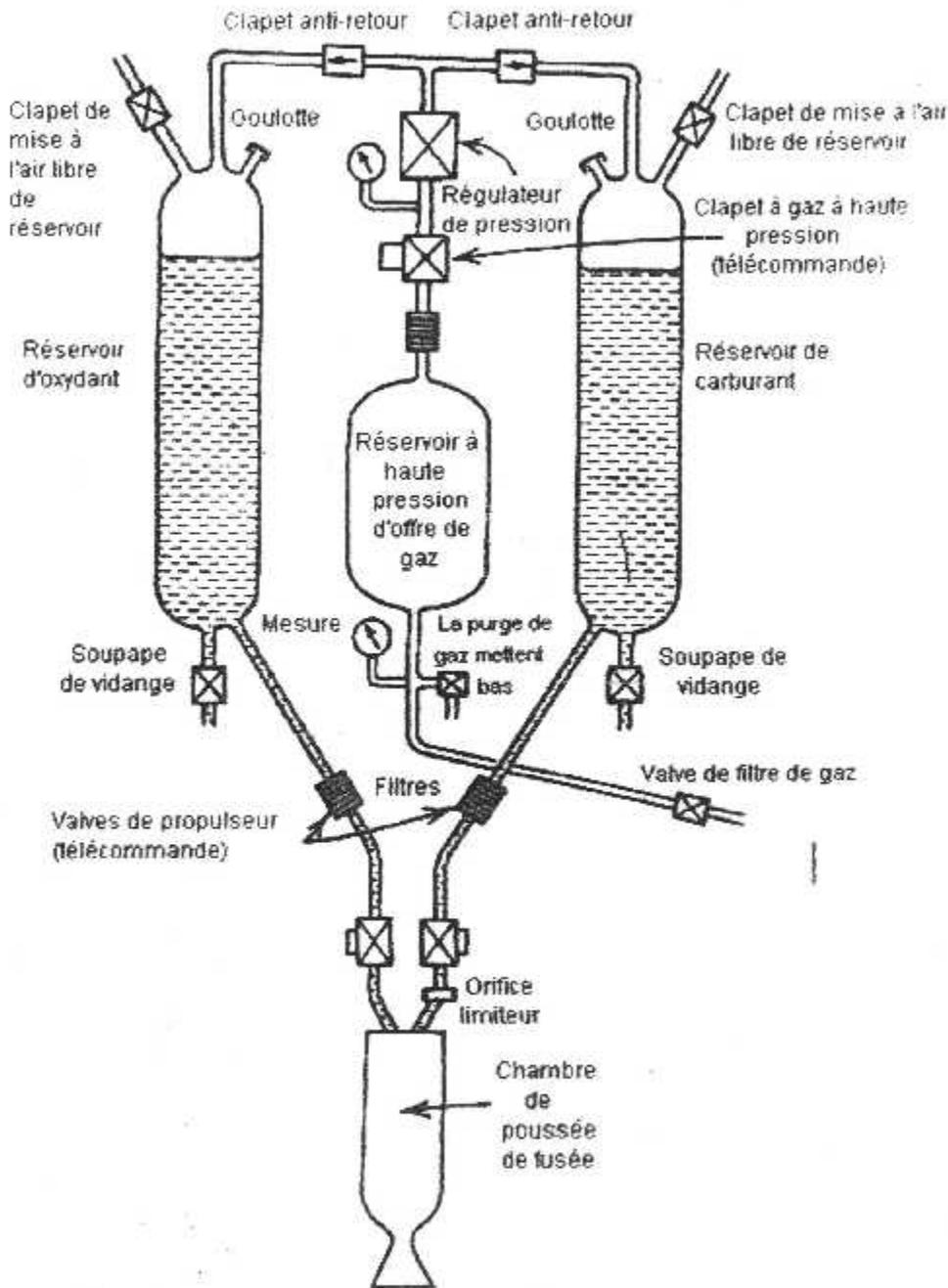


Fig (I-2) : Moteur fusée à propergol liquide

***Chambre propulsive**

La chambre propulsive est composée d'un injecteur, d'une chambre de combustion, d'une tuyère et d'un système où les propergols liquides sont dosés, injectés, pulvérisés, mélangés et brûlés pour donner les produits de réaction chauds et gazeux; ceux-ci, accélérés et éjectés à grande vitesse, génèrent la poussée. *L'injecteur* est un assemblage imbriqué de tuyaux et de trous d'injection orientés de manière à introduire optimalement les propergols dans la chambre de combustion, après les avoir pulvérisés et mélangés de façon à créer un mélange relativement uniforme entre le combustible et le comburant. Cette chambre peut être refroidie par la circulation de l'un des propergols (généralement le combustible) au travers de cloisons de refroidissement.

La chaleur peut également être absorbée par des céramiques ou des métaux spéciaux «haute température» tels que le molybdène. La *tuyère d'éjection* permet l'expansion des gaz chauds et leur accélération à des vitesses supersoniques. On utilise généralement une tuyère convergente-divergente avec des contours réguliers. Dans certains cas, l'axe de la tuyère est déplacé (en faisant pivoter ou en suspendant la chambre de poussée, ou parfois le moteur complet) de manière à diriger le véhicule en modifiant la direction de la poussée.

***Système de pompage**

Les moteurs à propergols liquides utilisent deux types de pompage: l'un, classique, conduisant les propergols vers la chambre propulsive, est utilisé

pour les lanceurs à haute poussée; l'autre, un système de gaz à haute pression pour éjecter et déplacer les propergols, est utilisé pour les manœuvres orbitales et les contrôles d'attitude.

Comme les propergols liquides sont en gravité nulle dans l'espace, des dispositifs spéciaux sont nécessaires pour maintenir constamment le liquide dans les canalisations.

Pour les faibles poussées de contrôle d'attitude, les moteurs sont généralement montés par paires sur le pourtour du vaisseau; deux chambres propulsives pointant dans des directions opposées sont mises à feu au même moment afin de donner un véritable mouvement de rotation au véhicule. Un minimum de douze chambres propulsives est requis pour permettre le contrôle de la rotation dans chacune des deux directions autour de trois axes perpendiculaires. Pour un contrôle précis de la position angulaire dans l'espace, on applique une impulsion à la fois; les fusées de contrôle de position fonctionnent classiquement avec des impulsions allant de 20 à 100 millisecondes.

Chapitre II

II-1-GENERALITES

La chambre propulsive est l'élément le plus important d'un moteur fusée puisque c'est elle qui produit l'énergie nécessaire à la poussée.

Une chambre propulsive, telle que celle représentée schématiquement sur la figure (2-1), comporte :

- un injecteur par lequel les ergols sont introduits dans la chambre de telle façon qu'ils soient finement pulvérisés et mélangés.
- une chambre de combustion, ou foyer, dans laquelle les ergols sont vaporisés et brûlés sous une pression de combustion élevée (en général comprise entre 10 et 70 bars) pour former des produits de combustion gazeux à haute température.
- une tuyère convergente-divergente dans laquelle les gaz de combustion sont accélérés par détente et éjectés à grande vitesse, produisant ainsi la poussée.
- un circuit de refroidissement de la chambre de combustion et de la tuyère dans le cas le plus fréquent où l'un des ergols est utilisé pour refroidir les parois internes par convection forcée.
- un dispositif d'allumage lorsque le propergol utilisé n'est pas hypergolique.

Le débit des ergols dans la chambre est réglé par les orifices d'injection et le col sonique de la tuyère.

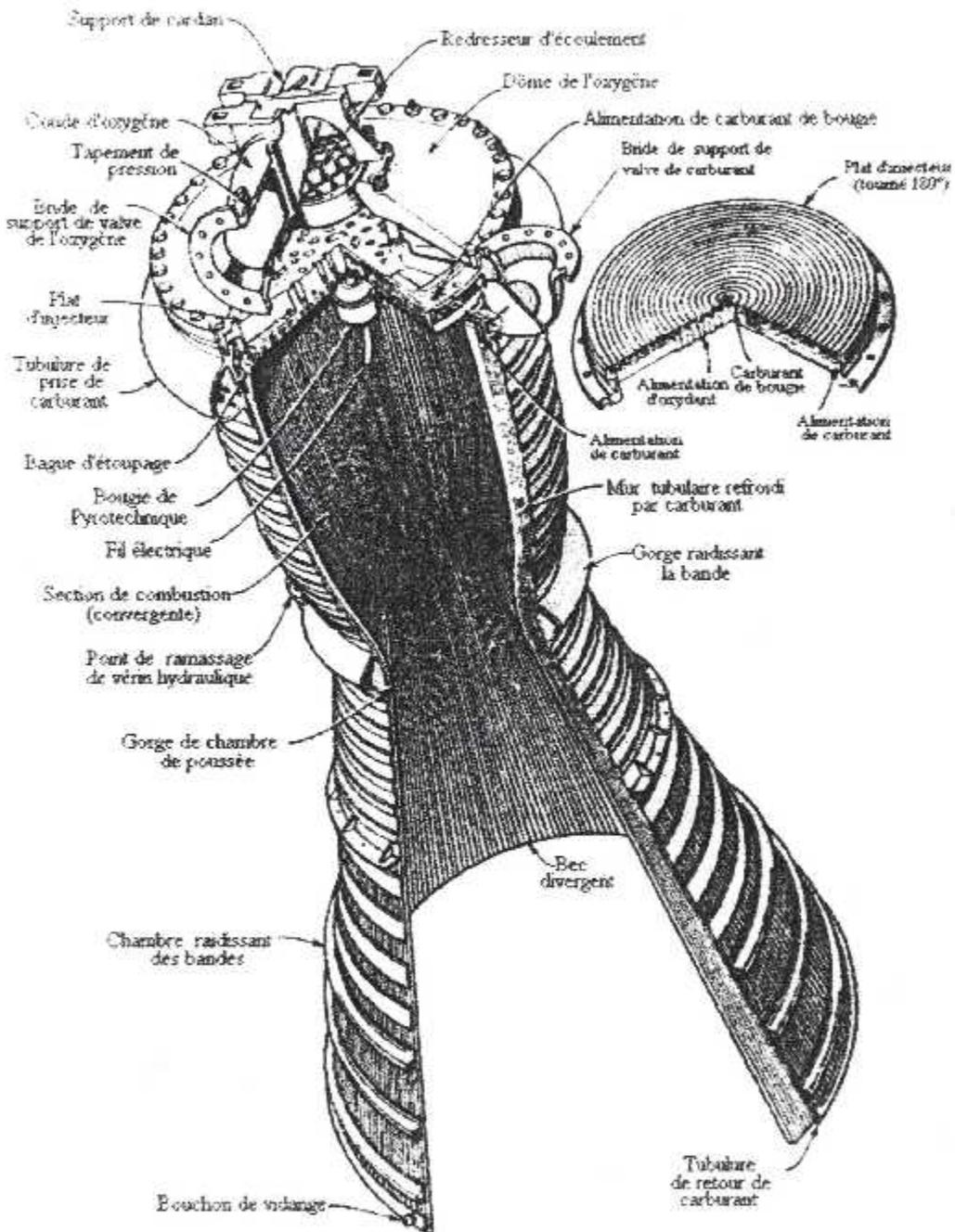


Fig (II-1) Une chambre tubulaire en utilisant le carburant et l'oxygène liquide

II-2-PROPERGOLS LIQUIDES ET PROPERGOLS SOLIDES

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

II-2-1-Propergols solides

Les propergols solides sont des matériaux combustibles mais stables à température ordinaire. On distingue des propergols homogènes et des propergols hétérogènes, ou composites.

Les propergols homogènes, comme la nitrocellulose, sont des composés chimiques dont la combustion a une impulsion spécifique assez réduite. Leur discrétion justifie leur utilisation par les engins militaires de type tactique.

Les propergols composites sont formés par un combustible, généralement un sel minéral, finement disséminé dans la masse de comburant, souvent du perchlorate d'ammonium. Ainsi, l'aluminium est le combustible des propulseurs d'appoint de la navette spatiale américaine. L'ensemble est lié et stabilisé par un liant organique, tel que le polybutadiène ou le chlorure de vinyle. Le mélange est préparé et moulé sous forme de pains allant de quelques grammes à 500 t dans le cas des propulseurs à poudre de la navette spatiale. La forme des pains de poudre déterminera la progression de la combustion: formes cylindriques pour une poussée progressive, en étoile, à ailettes pour une double poussée.

Pour doper les performances des propergols solides, on y incorpore parfois une faible quantité d'explosif. L'impulsion spécifique en est améliorée, mais au détriment de la stabilité et de la résistance à l'humidité.

Les propergols solides sont stables et facilement stockables. Ils présentent cependant un inconvénient majeur: une fois la combustion commencée, rien ne peut l'arrêter.

Les propergols liquides sont moins stables et d'un maniement plus délicat que les propergols solides. L'hydrazine est, par exemple, un composé très corrosif, et l'UDMH, utilisé pour le premier étage d'Ariane, est un composé très toxique.

La recherche de propergols utilisables par les statoréacteurs des futurs avions supersoniques suppose de mettre au point un couple fonctionnant en milieu aérobie et anaérobie; on utiliserait ainsi une première combustion dégageant des gaz primaires réducteurs pour permettre ensuite une seconde combustion à partir de l'oxygène de l'air. Ce type de propulsion assure de très hautes impulsions spécifiques, mais s'avère techniquement complexe et difficile à maîtriser.

II-2-2-Propergols liquides

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

Le couple de propergols doit assurer une impulsion spécifique importante, et avoir une température de combustion élevée produisant un gaz de faible masse molaire. De plus, pour faciliter le stockage, leur masse volumique ne doit pas être trop faible. On distingue ainsi les *ergols* qui peuvent être conservés à température ambiante plusieurs jours, comme le tétra oxyde d'azote ou l'UDMH (diméthyl-hydrazine dissymétrique), et les ergols cryotechniques, qui nécessitent un stockage à très basse température. Par exemple, l'oxygène, comburant cryogénique dont la température d'ébullition est de $-183\text{ }^{\circ}\text{C}$, ne peut pas rester longtemps dans un réservoir, et doit être rapidement vidangé en cas de report du tir.

Les couples de propergols peuvent être hypergoliques, c'est-à-dire qu'ils entrent spontanément en réaction dès qu'ils se trouvent en contact. C'est le cas du couple tétra oxyde d'azote/UDMH, dont la température de combustion est de $2\,800\text{ }^{\circ}\text{C}$ pour une vitesse d'éjection de $2\,900\text{ m/s}$ dans le vide.

II-3-LES RESERVOIRES DE PROPERGOLS

Le moteur-fusée et les propergols qui l'alimentent représentent environ 99 % de la masse d'un lanceur au décollage. La fusée Ariane 4, par exemple, a une capacité d'emport de 4,7 t en orbite de transfert géostationnaire, pour un poids total au décollage de 470 t.

L'équation pour les ingénieurs est donc simple: plus la charge utile est importante, plus un lanceur doit emporter de propergols, mais la masse totale du lanceur s'accroît d'autant, ce qui augmente la quantité de propergols nécessaires...

Des solutions techniques ont donc été imaginées pour réduire la masse (en allégeant les réservoirs) et pour augmenter les performances (modification des mélanges de propergols). Ainsi, le réservoir à hydrogène et oxygène liquide du lanceur Ariane 5 est un immense fût de 25 m de hauteur pour un diamètre de 5,4 m. Ses parois sont d'une épaisseur de 2 mm, afin d'alléger au maximum la structure. Pour augmenter les performances du moteur-fusée Vulcain, les ingénieurs ont imaginé de modifier le rapport de mélange entre hydrogène et oxygène, ce qui suppose de modifier la structure interne du réservoir.

Chaque type de propergol impose des contraintes structurales: les réservoirs de propergols doivent supporter la corrosion de substances très actives comme l'hydrazine ou le fluor, et, dans le cas de fluides cryogéniques, être constamment refroidis pour ne jamais approcher la température d'ébullition et être pressurisés. Le réservoir externe de la navette spatiale américaine, qui contient plus de deux millions de litres d'oxygène et d'hydrogène liquide, est isolé par un revêtement thermique multicouches de plus de 25 mm d'épaisseur.

La navette spatiale américaine, partiellement récupérable, exige des performances hors norme: le réservoir externe doit délivrer 178 000 l/min d'hydrogène et 64 000 l/min d'oxygène. Le réservoir en aluminium mesure 47 m de long et pèse 30 t à vide. Il est largué avant la mise en orbite de la navette et se détruit en retombant sur Terre. Au contraire, les deux propulseurs d'appoint à poudre (*boosters*) sont destinés à être réutilisés. Lorsque la poussée se termine, les réservoirs vides retombent, freinés par des parachutes situés sous la coiffe. Ils sont récupérés et remplis de nouveau de propergols solides.

Les propulseurs d'appoint mesurent 45,5 m de hauteur, 3,7 m de diamètre et ne pèsent à vide que 83 t. Trop grands pour être coulés d'une seule pièce, ils sont assemblés en quatre segments. C'est la rupture d'un des joints reliant ces segments qui a été à l'origine de l'accident de la navette *Challenger*.

II-4-L'INJECTION

L'injection doit donner lieu à un rendement de combustion élevé tout en ayant lui-même une bonne tenue thermique et sans créer de points chauds ou de zones chaudes risquant de compromettre le refroidissement de la chambre de combustion.

Il ne doit pas être la cause d'instabilité de combustion.

II-5-LES ECHANGES THERMIQUES

Ils sont extrêmement intenses dans les chambre propulsives de moteurs fusées et doivent faire l'objet d'une étude soignée pour éviter le risque de destruction de la chambre.

Nous examinerons successivement ces différentes questions ainsi que l'allumage des chambre de combustion .Il faut, dès maintenant, remarquer que l'état actuel de la technique ne permet de donner une solution théorique rigoureuse et complète à aucun de ces problème et que la mise au point d'une nouvelle chambre propulsive comporte, encore, une part importante d'empirisme.

II-5-1-PROCESSUS DE LA COMBUSTION

Déférentes phases aboutissent à la combustion du propergol injecté dans le foyer :

- pulvérisation ou atomisation des jets ou nappes d'ergols, c'est-à-dire leur résolution en fines gouttelettes dont les diamètres moyens peuvent varier de 70 à 240 μ environ suivant le type d'injecteur ;

- mélange des gouttelettes de combustible et de comburant ;
- vaporisation des gouttes d'ergols. Dans le foyer les gouttelettes reçoivent de la chaleur par convection et rayonnement des gaz de combustion et des parois. Chaque gouttelette est entourée d'un film de vapeur, une partie du flux thermique reçue est absorbé par la vapeur dont il élève la température, l'autre partie atteint la surface de la gouttelette. Dans une première phase, le flux thermique atteignant la surface de la goutte sert, d'une part, à vaporiser du liquide, d'autre part, à élever la température du liquide constituant la goutte.

On suppose que la température de la goutte est uniforme ; cette hypothèse est justifiée par l'existence d'une circulation interne rapide mise en évidence expérimentalement. La température du liquide s'élève de la valeur qu'elle a à l'injection jusqu'à une valeur d'équilibre.

Lorsque la température d'équilibre est atteinte commence une deuxième phase de vaporisation durant laquelle la température du liquide reste constante et tout le flux thermique atteignant la surface de la goutte sert à évaporer du liquide. Il est intéressant de noter que la température d'équilibre de la goutte

n'est pas, en général, la température de saturation du liquide mais une température inférieure dont la valeur dépend, en particulier, des conditions des gaz entrant la goutte et de la vitesse relative de la goutte par rapport à ces gaz.

- réaction chimique, établissement des équilibres. Les vapeurs des deux ergols diffusent et la combustion proprement dite intervient. Dans certains cas, une partie de la réaction s'effectue en phase liquide.

De ces différences phases, c'est celle de vaporisation des gouttelettes qui nécessite de beaucoup le plus long temps et la plus grande longueur de foyer. Elle a fait l'objet de nombreuses études expérimentales et théorique dans le but de dimensionner les chambres de combustion en reliant le rendement de combustion au pourcentage de propergol vaporisé.

Le modèle simplifié utilisé d'écoulement unidimensionnel dans le foyer ne compte des fortes turbulences régnant dans les foyers et se manifestant souvent par des courants de retour.

Il est encore difficile, d'autre part, de connaître les dimensions des gouttes données par un injecteur, les résultats expérimentaux disponibles ne correspondant pas aux conditions régnant dans une chambre de combustion. Néanmoins l'analyse de ce modèle simplifié permet de tirer des conclusions générales qui peuvent guider utilement lors de la conception d'une nouvelle chambre. Elle montre, en particulier, que la longueur nécessaire pour vaporiser un pourcentage donné de propergol décroît lorsque décroissent les dimensions des gouttes et la vitesse d'injection et lorsque croissant la pression de

combustion et la vitesse des gaz. Les échanges de chaleur, par convection, entre les gaz et les gouttes sont, en effet, d'autre plus élevés que la vitesse relative des gouttes par rapport aux gaz et la pression sont plus élevés. Cette longueur dépend, encore évidemment, de la nature du propergol.

II-5-2-DIMENSIONNEMENT DE FOYER

les foyers de chambres propulsives sont, le plus souvent, cylindriques ou légèrement convergents de l'injecteur jusqu'à l'entrée du convergent.

Le dimensionnement du foyer consiste à en déterminer le volume et la forme caractérisée, en général, par le rapport de contraction, rapport de l'aire de la section droite de la partie cylindrique à l'aire du col de la tuyère.

Le volume de foyer minimal permettant une combustion complète et stable dépend de nombreux paramètres parmi lesquels les plus importants sont la nature du propergol, le type d'injecteur et la pression de combustion.

Les pertes de charge des gaz dans la chambre de combustion entraînent une diminution de performance du propulseur. Ces pertes sont négligeables lorsque la vitesse des gaz dans le foyer est faible, elles deviennent appréciables lorsque le rapport de contraction est inférieur à 2. Les valeurs du rapport de contraction sont ordinairement comprises entre 3 et 7.

S'il est toujours nécessaire de rechercher expérimentalement le volume optimal d'une chambre de combustion, l'analyse de modèle simplifié les

processus de combustion, décrit plus haut, permet d'orienter les essais et d'en limiter le nombre.

Des essais ont montré que le volume de foyer V nécessaire à une combustion complète est sensiblement proportionnel à la poussée et inversement proportionnel à une puissance égale ou légèrement supérieure à 2 de la pression de combustion.

$$V = h \cdot (F / p_0^n) \dots\dots\dots (II-1)$$

h est un coefficient caractérisant le propergol.

a)- Longueur caractéristique

On définit la longueur caractéristique L^* d'une chambre de combustion comme la longueur d'un cylindre de révolution de même volume ayant pour section droite la section du col, soit :

$$L^* = V / S_c \dots\dots\dots (II-2)$$

Où V est le volume compris entre l'injecteur et la section du col S_c de la tuyère, il comprend donc le convergent de celle-ci. L'intérêt de la longueur caractéristique est d'être à peu près indépendante de la poussée de la chambre propulsive puisque V comme S_c lui sont proportionnels. Elle n'est utilisable comme critère de dimensionnement que pour une combinaison propergolique donnée et un domaine étroit de rapport de mélange, de pression de combustion et aussi de rapport de contraction du foyer.

Suivant les propergols, la longueur caractéristique peut varier de 0.50 m à 3 m.

b)-Temps de séjour t_s des gaz

C'est la valeur moyenne du temps passé par les molécules ou atomes de gaz dans la chambre de combustion ; il peut être exprimé en fonction du volume de chambre V , du débit de propergol q et du volume spécifique moyen v des gaz de combustion dans la chambre :

$$t_s = \frac{V}{q \cdot v} \dots\dots\dots(\text{II-3})$$

On peut encore écrire :

$$t_s = (L^* \cdot C^*) / (p_0 \cdot v) \dots\dots\dots(\text{II-4})$$

Les temps de séjour des gaz dans les chambres de combustion sont de l'ordre de quelques millisecondes.

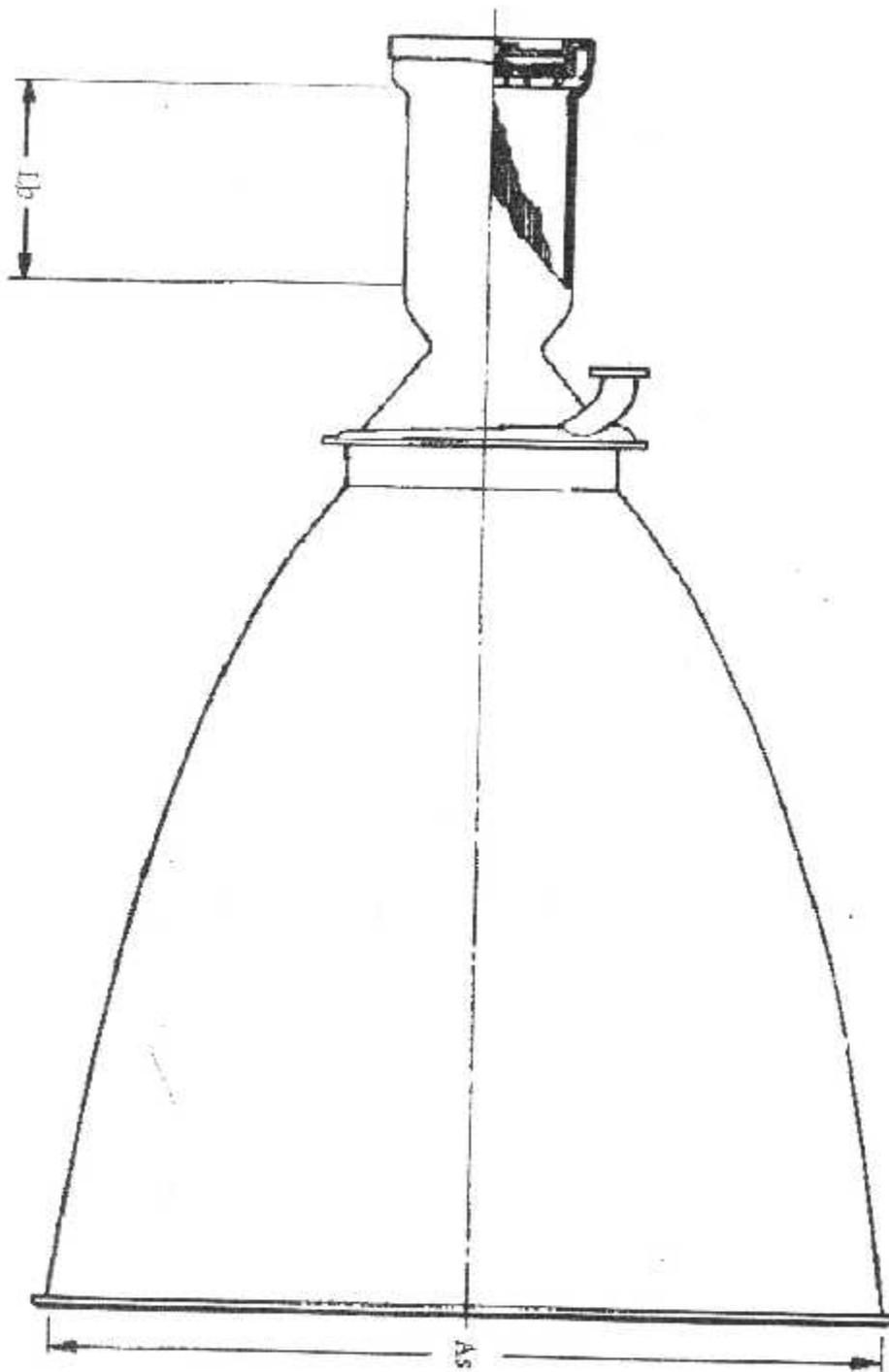


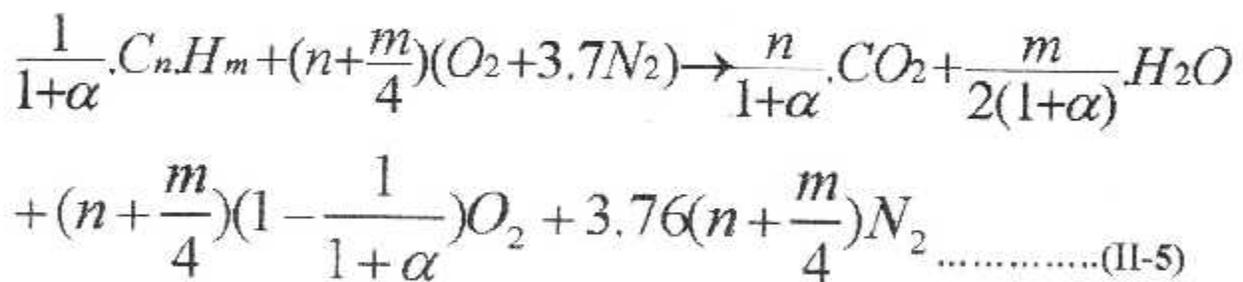
Fig (II-2): Une chambre de combustion avec la tuyère

II-6- LA COMBUSTION

II-6-1-REACTION DE LA COMBUSTION

Elle doit être aussi complète que possible et stable. La qualité de la combustion est, rappelons-le, caractérisée par l'efficacité de la vitesse caractéristique. Pour que la combustion soit complète, il est nécessaire que le foyer ait un volume suffisant. Il est bien évident que le volume optimal de la chambre de combustion sera le volume minimal donnant une haute efficacité de vitesse caractéristique. Ce dernier correspondra, en effet, à l'encombrement et au poids minimum de la chambre propulsive et aux pertes calorifiques les plus faibles. Il faut, enfin, que le volume de chambre retenu ne favorise pas les instabilités de combustion.

L'équation de réaction complète s'écrit :



α : L'excès d'air.

II-6-2-CALCUL DE LA TEMPERATURE DE FIN DE COMBUSTION Tf

Une caractéristique fondamentale entrant dans ce calcul est la chaleur de combustion ou enthalpie de réaction : Est la variation d'enthalpie accompagnant la réaction chimique d'oxydation du combustible considérée comme étant complète.

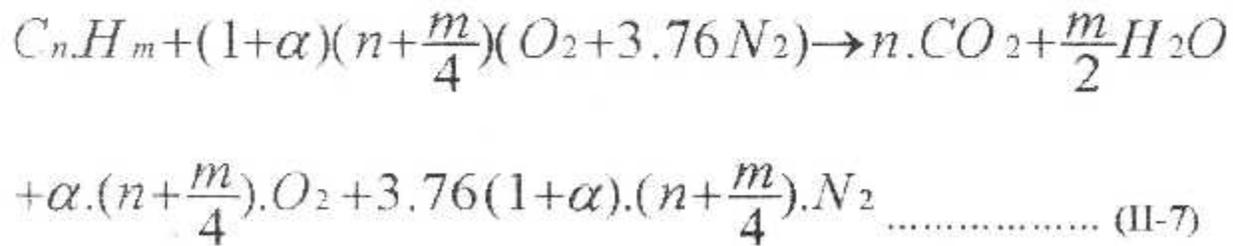
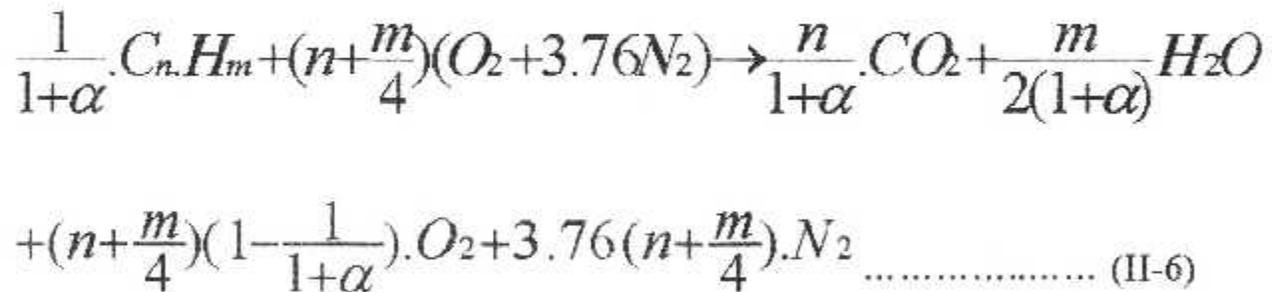
La détermination de la température de fin de combustion conduit donc à la recherche de zéro de l'équation suivante :

$$H_{FR} = H_{BR} \dots \dots \dots (II-6)$$

On choisit un intervalle de température dans lequel la température de fin de combustion est susceptible d'y exister.

L'intervalle [T₁, T₂] est choisi de telle manière que l'évolution l'enthalpie Soit linéaire.

La méthode de (DICHOTOMIE) ou bien dit (BISECTION) ce problème mais le calcul de l'enthalpie des gaz brûlés est assuré par un sous programme qui calcule chaque fois pour les différentes températures jusqu'à la détermination du H_{BR} qui égale au H_{FR}.



On pose :

$$\bullet A1 = n \dots\dots\dots (II-8)$$

$$\bullet A2 = m/2 \dots\dots\dots (II-9)$$

$$\bullet A3 = \alpha \cdot (n + \frac{m}{4}) \dots\dots\dots (II-10)$$

$$\bullet A4 = 3,76(1 + \alpha)(n + \frac{m}{4}) \dots\dots\dots (II-11)$$

Le problème consiste à élaborer un programme de calcul permettant la résolution du système d'équation des réactions des produits chimiques. Ces calculs qui permettent à partir :

De la composition du mélange carburé.

Des constantes d'équilibres.

Des chaleurs de formation des produits et des réactifs

De la variation d'enthalpie molaire des produits entre la température de référence (0°C, ou 289°K) et la température d'équilibre.

La composition des gaz brûlés à l'équilibre.

La température d'équilibre « Te ».

Dans la combustion, la totalité de l'énergie libérée est accumulée dans les produits de combustion comme chaleur sensible :

$$H = \int_{T_1}^{T_2} Cp_{(produit)}.dt \dots\dots\dots (II-12)$$

Cette expression montre que les produits de combustion (dont Cp est la chaleur spécifique par mole) sont portés de la température initiale T₁ à la température qui peut atteindre 2000 à 3000 °k.

La fonction thermodynamique Cp en fonction de la température est basée sur l'utilisation des polynômes de Gardon et Mc bride.

$$Cp (T) = R_s \left[a_1 + a_2.T + a_3.T^2 + a_4.T^3 + a_5.T^4 \right] \dots\dots\dots (II-13)$$

Les coefficients a_i (i=1,.....7) sont donnés sous forme de table pour différents éléments dans [ANNEXE B].

Chapitre III

III-1-SYSTEME D'ALIMENTATION DES MOTEURS FUSEE A PROPERGOLS LIQUIDES

III-1-1-GENERALITES

Dans ce chapitre on se limitera à l'étude des systèmes d'alimentation de moteurs à diergols et à poussée constante . Tout les propergols liquides utilisés jusqu'alors sont des diergols .

Pour assurer le fonctionnement d'un moteur fusée , il est nécessaire de fournir à sa chambre de combustion les ergols sous certaines condition de pression et de débits .

Les pressions d'alimentation se déterminent en faisant le bilan hydraulique de chacun des circuits. A la pression de combustion , il faut ajouter la surpression d'injection . La perte de charge du circuit refroidissement s'il s'agit de l'ergols utilisé à cette effet , les pertes de charge dans le circuit d'alimentation comprenant tuyauteries , vannes et accessoires divers .

Pour fixer l'idées , donnons les ordres de grandeur des pressions et pertes de charge rencontrées habituellement :

- Pression de combustion : 10 à 100 bars
- Suppression d'injection : 2 à 15 bars
- Perte de charge de circuit de refroidissement de la chambre :
2 à 20 bars
- Perte de charge des tuyauteries , vannes et accessoires : 1 à 15 bars
- Les pressions d'alimentation varient donc de 15 bars à une centaine (150)dc bars . La tendance à l'augmentation continue des pressions de combustion amène à envisage actuellement des projets des moteurs fonctionnant à des pressions de combustion dépassant 200 bars.

Les débits doivent évidemment correspondre au besoins de la chambre propulsive pour assurer la poussée demandée . Le rapport de mélange doit être maintenu aussi constant que possible pour assurer l'épuisement simultanée des deux réservoirs d'ergols . Deux grandes catégories de système d'alimentation peuvent être envisagées :

- Les systèmes d'alimentation pas pressurisation des réservoirs .
- Les systèmes d'alimentation par pompe .

A la première catégorie peuvent se rattacher les systèmes de chasse des ergols par pistons se déplaçant dans les réservoirs. Ces systèmes ne sont pratiquement pas utilisés pour l'alimentation des chambres propulsives aussi n'envisagerons-nous que la pressurisation des réservoirs par un gaz.

Les systèmes par pompes se distinguent par le mode d'entraînement de celle-ci.

Les pompes peuvent être entraînées par un moteur indépendant de moteur fusée lui-même, on dit qu'il s'agit d'un entraînement mécanique. ainsi dans les moteurs-fusées montés sur les avions à propulsion mixte, la puissance nécessaire à l'entraînement des pompes peut être prélevée sur le turbo réacteurs ; c'est le cas pour le moteur-fusée S.E.P.R. 841 équipant l'intercepteur mirage III. Nous ne nous entendrons pas sur le mode d'entraînement et les développements qui suivront concerneront exclusivement les moteurs alimentés par turbopompes. Les pompes sont alors entraînées par des turbines actionnées par des gaz de combustion produits dans le moteur lui-même. Le fonctionnement du moteur est alors autonome. L'entraînement des pompes par turbines est le seul utilisé sur engin.

Le choix entre les systèmes d'alimentation par pressurisation et par pompes peut être fait d'après un certain nombre de critères parmi lesquels le poids est en générale déterminant. C'est le poids de propulseur complet comprenant le réservoir d'ergols, qui doit être minimal. Il dépend de la mission du véhicule ou de l'étage. De sa taille, de propergols utilisé, de la poussée et du temps de fonctionnement de moteur. D'autres critères interviennent souvent tels que la sûreté de fonctionnement, la simplicité de conception, la facilité de fabrication et le délai de mise en point acceptable, expérience antérieure dans tel ou tel système.

En fait, le domaine d'utilisation des systèmes d'alimentation par pressurisation est relativement réduit. Il est limité aux faibles impulsions totales, c'est à dire aux faibles poussées et aux temps de fonctionnement courts ou aux très faibles poussées de quelques décanewtons associées à des temps de fonctionnement relativement longs. L'étude de ces systèmes présente cependant un grand intérêt car, même dans les propulseurs alimentés par pompes, il est nécessaire d'assurer la pressurisation des réservoirs pour permettre le bon fonctionnement des pompes et parfois pour participer à la rigidité structurale des réservoirs.

III-1-2-ALIMENTATION PAR PRESSURISATION

De nombreux systèmes de pressurisation ont été envisagés et réalisés nous ne nous intéresserons ici qu'à ceux qui semblent les plus intéressants et les classerons en deux catégories suivant que le gaz de pressurisation est stocké à l'état gazeux à bord de l'engin ou qu'il est généré par réaction chimique à partir de solide ou de liquide .

Les systèmes d'alimentation par pression de gaz comprimé sont les plus simple et les plus sûrs mais conduisent à un point élevé, il ne peuvent plus être utilisés que sur des petits propulseurs. les système à génération de gaz nécessite une mise au point plus délicate et plus longue mais peuvent trouver une application sur les propulseurs plus importants.

III-1-3-ALIMENTATION PAR PRESSION DE GAZ COMPRIME

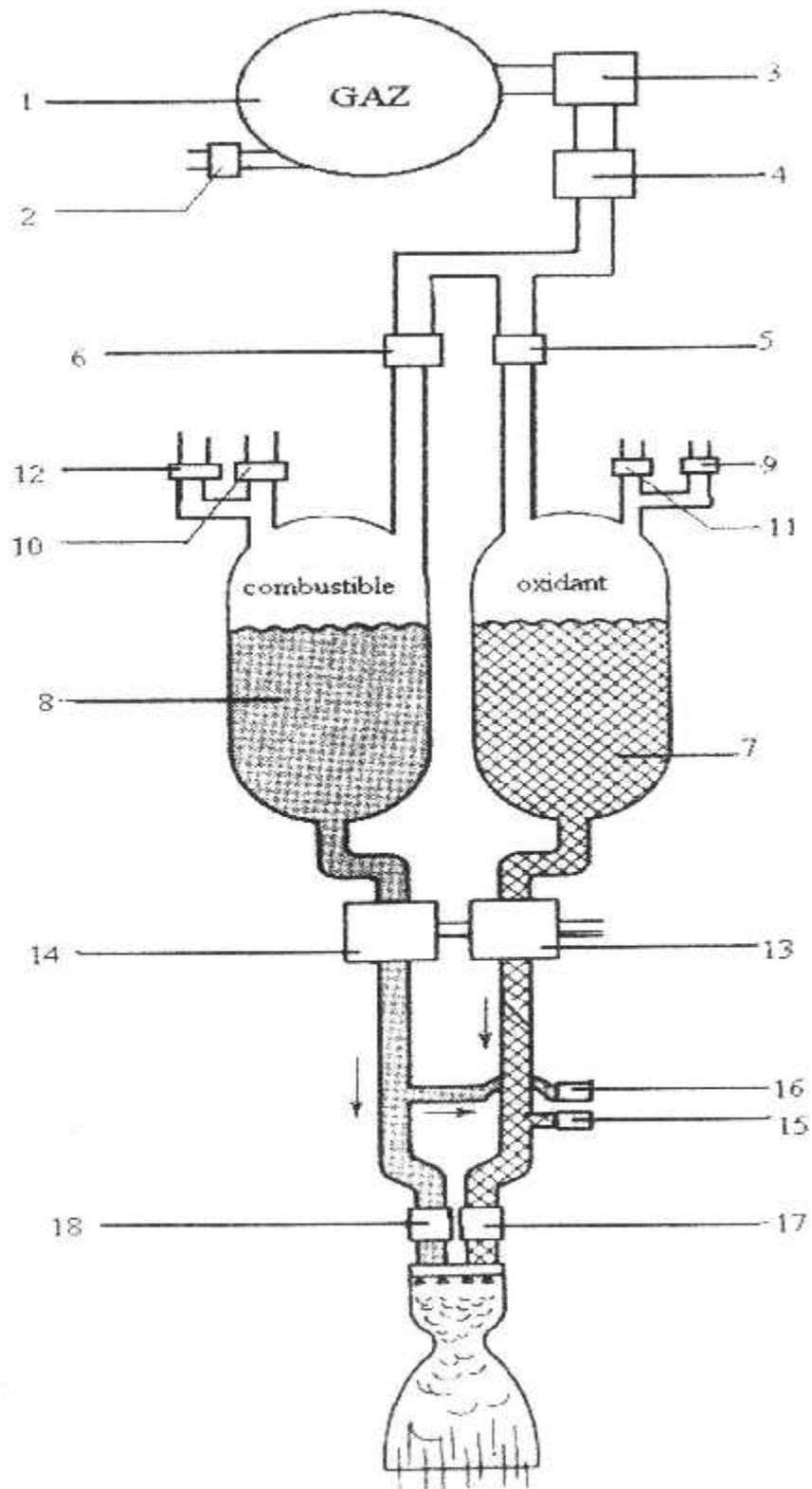
III-1-3-1- DESCRIPTION

Le système plus simple , représenté sur la figure (III-1) comprend :

- ◆ UN réservoir de gaz à haute pression (1) , généralement sphérique comportant un raccord de remplissage et de vidange (2)
- ◆ Une vanne haute pression (3) , souvent de type pyrotechnique puis qu'on ne plus demande de fonctionner qu'une fois
- ◆ Un détendeur (4) ou régulateur de pression important fréquemment 2 étages de détente ce qui permet d'éviter les variations de la pression de sortie lorsque la haute de pression chute. Si les pressions désirées dans chacun de réservoirs d'ergols sont différentes , deux détendeurs seront nécessaires .
- ◆ Deux clapets anti-retour (5) et (6) placés sur une chacune des lignes de pressurisation des réservoirs de comburant et de combustible et interdisant le mélange des ergols .
- ◆ Les réservoirs d'oxydant (7) et de combustible (8) comportant à leur partie supérieure des vannes de mise à l'air libre (9), (10) et des clapets de sûreté (11) et (12) , à leur partie inférieure des vannes de remplissage et de vidange (13) et (14) .
- ◆ Les vannes d'injection (15) et (16) permettent l'admission des ergols dans la chambre de combustion . Ces vannes peuvent

être remplacées par des membranes qui se déchirent lorsque les réservoirs sont mis en pression .

On trouve encore en générale , sur les lignes d'alimentation en propergol , des clapets anti-retour (17) et (18) et sur l'un des circuits un orifice calibré (19) permettant l'ajustage du rapport de mélange .

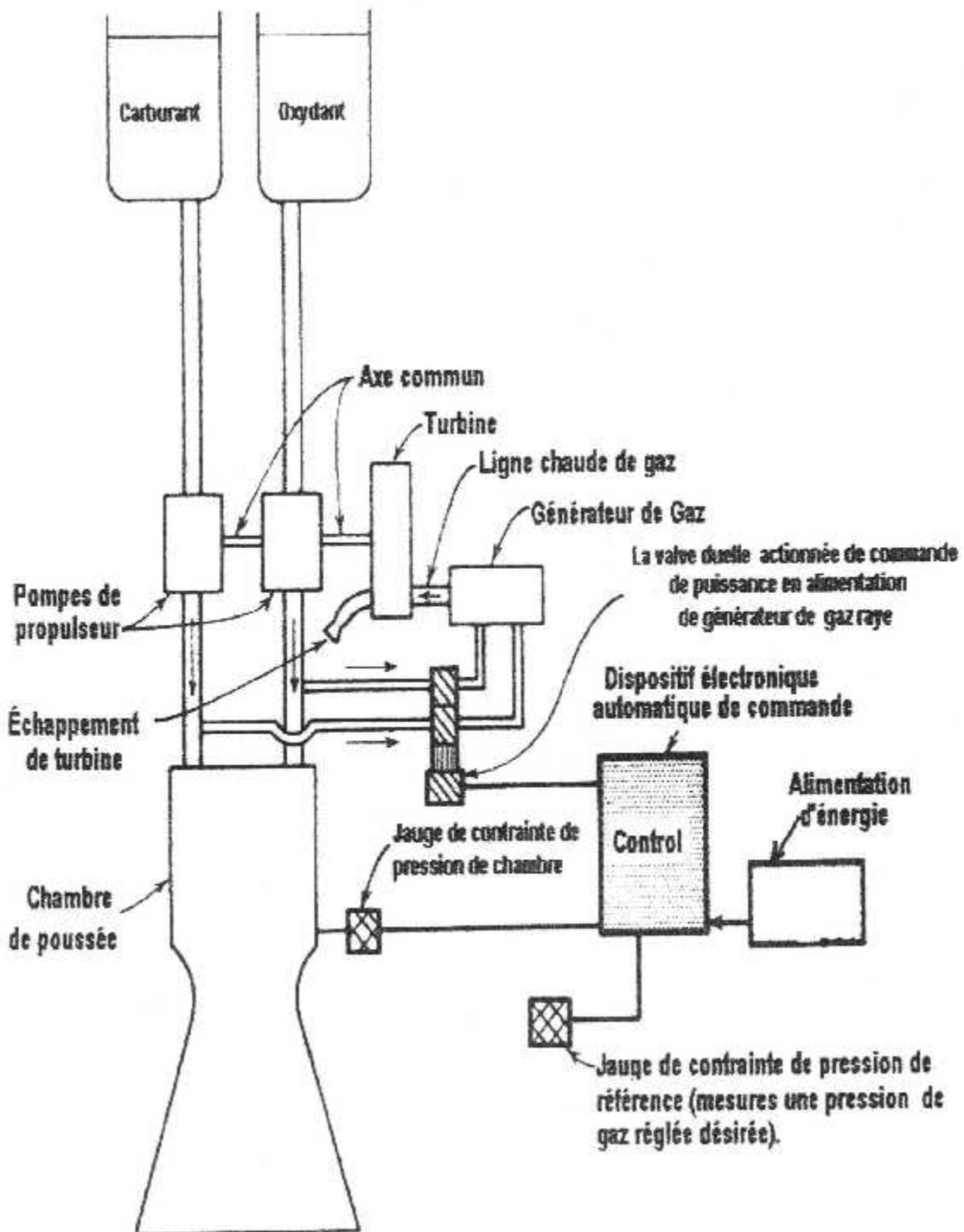


Fig(III-1) :Système d'alimentation par pression de gaz

III-1-4-ALIMENTATION PAR PRESSION DE GAZ GENERES

Les gaz de pressurisation peuvent être les produits de combustion ou de décomposition de propergols solides ou liquides. Les systèmes correspondants ont des avantages d'encombrement et de poids sur ceux à gaz comprimé mais ils posent des problèmes de compatibilité thermique avec les parois des réservoirs et chimique avec les ergols à pressuriser.

Les systèmes à liquides sont plus complexes mais d'un fonctionnement plus souple que ceux à poudre dont il est difficile de contrôler la combustion.



Fig(III-2) :système d'alimentation par pression de gaz génères

III-2-INJECTION

L'injecteur est ,sans doute , l'élément primordial de la chambre propulsive . Pour une très large part , il faut détermine la performance et la stabilité ; il a encore une forte influence sur les échanges thermique entre les gaz de combustion , les parois de la chambre et les siennes propres.

Il n'est pas encore possible de relier théoriquement la performance d'une chambre propulsive au dessin de l'injecteur. On ne sais pas ,en effet déterminer de façon précise les dimension et les distributions des gouttes formées par un injecteur. La conception et la mise au point des injecteurs restent donc largement empiriques.

III-2-1-FONCTIONNEMENT DE L'INJECTEUR

L'injecteur doit introduire les ergols dans la chambre de combustion et en contrôler les débits . Alimenté en d'ergols à des pression déterminées , il doit délivrer au foyer les débits nécessaire à l'obtention de la pression combustion désirée , au rapport de mélange voulu.

L'injecteur doit pulvériser , atomiser les plus finement possible les ergols . Parmi les phases successives qui aboutissent à la combustion du propergol ,nous avons vu qua la vaporisation des gouttelettes était la plus longue et que, pratiquement , elle déterminais le volume du foyer , pour une combustion complète et le rendement de combustion pour un volume de foyer donné . la vaporisation est évidemment d'autant plus rapide que les gouttelettes liquides produites par l'injecteur sont plus fines.

L'injecteur doit conduire à une combustion stable ; il doit avoir une bonne tenue thermique et ne pas créer des points chauds aux parois de la chambre, ce qui amènerait une destruction rapide.

III-2-2-DIFFERENT TYPES D'INJECTEURS

Les injecteurs à trous, ou orifices cylindriques sont les plus utilisés à cause de leur facilité de fabrication .On peut distinguer parmi eux, les injecteurs à jets parallèles et les injecteurs à jets concourants.

Les injecteurs à jets parallèles ,appelés injecteurs « tête de douche » ou « pomme d'arrosoir », donnent des jets parallèles à l'axe de la chambre .La pulvérisation des jets et le mélange des ergols sont médiocres .Ces injecteurs donnent donc de faibles rendements de combustion et nécessitent des volumes de foyers important, aussi sont ils peu utilisés .Ils ont une bonne tenue thermique puisque la combustion ne s'effectue pas voisinage immédiat

de la face d'injection. Pour cette raison ils sont quelque fois employés avec des propergols très réactifs pour lesquels la tenue thermique de l'injecteurs est un problème très difficile.

Les injecteurs à jet concourant sont, de loin, les plus utilisés car ils donnent lieu à des performances supérieures. Parmi eux on distingue

- Les injecteurs à doublet qui peuvent être de deux types :
 - Doublets formés de jets d'un même ergols ;
 - Doublets formés d'un jet de combustible rencontrant un jet d'oxydant ;

Les doublets forment une nappe dans le plan des bissecteurs des axes des deux jets. Ils donnent une bonne pulvérisation et pour le deuxième type un bon mélange.

Les injecteurs à triplet constitués d'un jet de combustible (ou d'oxydant) et deux jets concourants d'oxydant (ou de combustible).

Les injecteurs à triplets ou à doublet formés de jets d'ergols de nature différente sont peu employés dans les grosses chambres car ils semblent favoriser les instabilités de combustion à haute fréquence.

On trouve encore des injecteurs comportant trois ou quatre jets concourants avec un jet central.

D'autres types d'injecteurs peuvent être utilisés :

-Les injecteurs à nappes, le plus souvent cylindrique ou coniques ;

- Les injecteurs à déflecteurs dans lesquels les jets viennent se briser sur une surface ce qui a pour objet de favoriser le mélange à l'état liquide du propergol, des injecteurs de ce type ont été utilisés avec succès avec des propergols s'utilisant l'acide nitrique comme oxydant.
- Les injecteurs-tourbillons donnent une bonne pulvérisation mais leur difficulté de fabrication limite leur utilisation.

Les injecteurs à prémélange dans lesquels le mélange des ergols liquides est effectué dans une chambre de prémélange avant qu'ils soient introduits dans la chambre de combustion, ne sont pratiquement pas utilisés car il est difficile d'éviter tout risque d'explosion.

III-3-CALCULE DE DEBIT A LA SORTIE

Dans un moteur fusée, l'éjection est réaliser par un processus chimique mettant en jeu des gaz sous pression. De plus si un tel moteur est utilisé sur un premier étage traversant l'atmosphère, il existe une pression de l'air autour du lanceur, dite pression ambiante. Le lecteur consultera un cours de propulsion pour admettre ou calculer que la poussée d'un moteur fusée chimique, se calcule par la relation :

$$F = m_s(V_s) + (P_s - P_a)A_s \dots\dots\dots(III-1)$$

- m_s (Kg/s) Débit massique .
- V_s (m/s) Vitesse d'éjection des gaz au niveau de la sortie des tuyères.
- A_s (m²) section de sortie des tuyères.
- P_s (Pa) pression des gaz au niveau de la sortie de section A_s .
- P_a (Pa) pression ambiante.

On a : $A_s = \frac{m_s}{\rho_s v_s} \dots\dots\dots(III-2)$

$$m_s = \frac{F}{(V_s + \frac{P_s - P_a}{\rho_s V_s})} \dots\dots\dots(III-3)$$

on a

$$V_s = M_s a_s = M_s \sqrt{\gamma r T_s} \dots\dots\dots(III-4)$$

$$\frac{P_{ts}}{P_s} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} M_s^2 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \dots\dots\dots(III-5)$$

$$M_s = \sqrt{\left[\left(\frac{P_{ts}}{P_s} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]^{\frac{2}{\gamma - 1}}} \dots\dots\dots(III-6)$$

$$P_{ts} = P_{te} \cdot \pi_{es} = P_{tb} \cdot \pi_{bc} \cdot \pi_{cs} \dots\dots\dots(III-7)$$

$$\frac{T_{ts}}{T_s} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_s^2 \dots\dots\dots(III-8)$$

$$T_s = \frac{T_{ts}}{1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} \cdot M_s^2} \dots\dots\dots(III-9)$$

$$\frac{P_s}{\rho_s} = r T_s \Rightarrow \rho_s = \frac{P_s}{r T_s} \dots\dots\dots(III-10)$$

$$\text{Avec } C_p = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} \Rightarrow r = \frac{\gamma - 1}{\gamma} C_p \dots\dots\dots(III-11)$$

CALCUL DE DISTRIBUTION DES DEBITS

On a :

$$\dot{m} = \dot{m}_f + \dot{m}_t \dots\dots\dots(\text{III-12})$$

$\dot{m}' = f \cdot \dot{m}$ Quantité de débit déviée vers la turbine.

$f = \frac{\dot{m}'}{\dot{m}}$ Fraction de débit totale déviée vers la turbine.

Q'après le bilan thermodynamique de la turbine :

$$P_t = \dot{m}' \Delta h_{t12} \dots\dots\dots(\text{III-13})$$

Donc $\dot{m}' = P_t / \Delta h_{t12}$

D'autre part:

D'après le bilan des puissances traduisant le couplage turbine pompe:

$$P_t = (P_{pl} + P_{pf}) / \eta_m \dots\dots\dots(\text{III-14})$$

η_m : Rendement mécanique.

D'où (III-13) et (III-14) :

$$\dot{m}' = \frac{1}{\eta_m \cdot \Delta h_{t12}} \cdot (P_{pl} + P_{pf}) \dots\dots\dots(\text{III-15})$$

Donc:

$$f = \frac{1}{\eta_m \cdot \dot{m}' \cdot \Delta h_{t12}} \cdot (P_{pl} + P_{pf}) \dots\dots\dots(\text{III-16})$$

* expression de $P_{pl} + P_{pf}$:

D'après le théorème d'énergie cinétique :

$$\delta w_a = \frac{dP}{\rho} + \frac{dv^2}{2} + \delta w_f \dots\dots\dots(\text{III-17})$$

Si : $\delta = cte$

$$\delta w_a = \frac{d\left(P + \frac{\rho v^2}{2}\right)}{\rho} + \delta w_f = \frac{dP_t}{\rho} + \delta w_f \dots\dots\dots(\text{III-18})$$

$$w_a = \frac{\Delta P_t}{\rho} + w_f \dots\dots\dots(\text{III-19})$$

w_a : Travail réel.

Soit : $\eta_p = \frac{w_{as}}{w_a} \dots\dots\dots(\text{III-20})$

w_{as} : Travail isentropique.

η_p : Rendement isentropique de la pompe.

$$w_{as} = \frac{\Delta P_t}{\rho} \Rightarrow w_a = \frac{w_{as}}{\eta_p}$$

$$w_a = \frac{\Delta P_t / \rho}{\eta_p} \Rightarrow P_a = \frac{\dot{m}_p (\Delta P_t / \rho)}{\eta_p} \dots\dots\dots(\text{III-21})$$

Donc :

$$P_{pl} = \left(\frac{\dot{m}_p (\Delta P_t / \rho)}{\eta_p} \right)_l \quad \text{Et} \quad P_{pf} = \left(\frac{\dot{m}_p (\Delta P_t / \rho)}{\eta_p} \right)_f$$

Alors :

$$P_t = \frac{1}{\eta_m} \left(\left[\frac{\dot{m}_p (\Delta P_t \rho)}{\eta_p} \right]_l + \left[\frac{\dot{m}_p (\Delta P_t \rho)}{\eta_p} \right]_f \right) \dots\dots\dots(\text{III-22})$$

D'où (III-16) :

$$f = \frac{1}{\eta_m \dot{m} \Delta h_{t12}} \left(\left[\frac{\dot{m}_p (\Delta P_t \rho)}{\eta_p} \right]_l + \left[\frac{\dot{m}_p (\Delta P_t \rho)}{\eta_p} \right]_f \right) \dots\dots\dots(\text{III-23})$$

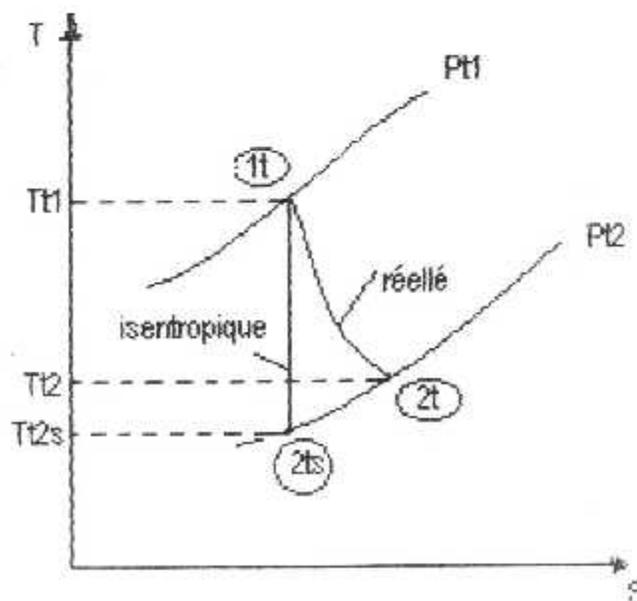
* expression de Δh_{t12} :

$$P_t = \dot{m} \cdot C_p (T_{t1} - T_{t2}) \dots\dots\dots(\text{III-24})$$

$$\eta_t = \frac{w_t}{w_{ts}} \Rightarrow w_t = \eta_t \cdot w_{ts}$$

w_t : Travail de la turbine réel

$$\Delta h_{t12} = w_t = \eta_t \cdot w_{ts}$$



$$\Delta h_{12} = \eta_t \cdot \Delta h_{12s} \dots\dots\dots(\text{III-25})$$

$$\Delta h_{12} = \eta_t \cdot Cp \cdot (T_{11} - T_{12s})$$

$$= \eta_t \cdot Cp \cdot T_{11} \left(1 - \frac{T_{12s}}{T_{11}} \right)$$

Donc:

$$\Delta h_{12} = \eta_t \cdot Cp \cdot T_{11} \left[1 - \left(\frac{P_{12}}{P_{11}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \dots\dots\dots(\text{III-26})$$

Avec $\pi_t = \frac{P_{12}}{P_{11}}$

Enfin (III-23) devient:

$$f = \frac{1}{\eta_m \cdot \eta_t \cdot \dot{m} \cdot Cp \cdot T_{11} \left[1 - \pi_t^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \left(\left[\frac{\dot{m}_p \left(\frac{\Delta P_t}{\rho} \right)}{\eta_p} \right]_1 + \left[\frac{\dot{m}_p \left(\frac{\Delta P_t}{\rho} \right)}{\eta_p} \right]_f \right)$$

$$f = \frac{\dot{m}'}{\dot{m}} \Rightarrow \dot{m}' = f \cdot \dot{m}$$

$$\dot{m} = \dot{m}_s + \dot{m}' \Rightarrow \dot{m} = \dot{m}_s + f \cdot \dot{m}$$

$$\dot{m}(1 - f) = \dot{m}_s \Rightarrow \dot{m} = \frac{\dot{m}_s}{(1 - f)}$$

Donc : $\dot{m}' = \dot{m} - \dot{m}_s \dots\dots\dots(\text{III-27})$

Chapitre IV