



La république algérienne démocratique et populaire
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique
Université de SAAD DAHLEB BLIDA 1
Institut d'aéronautique et des études spatiales



Mémoire de fin d'études pour l'obtention du diplôme de master en aéronautique option propulsion
avions

Thème :

**CONCEPTION ET REALISATION D'UN MOTEUR-FUSEE
A FAIBLE PUISSANCE EN PROPERGOL SOLIDE**

Réalisé par :

LAMAMRA Moussa

Encadré par :

Mr.KHERRAT

Mr. CHEGRANI

RESUME

La propulsion des fusées est une technologie qui exige de large connaissance théorique et expérience pratique et qui présente une difficulté technique importante vu les contraintes de fabrication et le danger qui peut être de grandeur destructive. Donc la construction des moteurs de fusée nécessite une précision très importante pour qu'ils accomplissent leur mission.

ABSTRACT

The rocket propulsion is a technology that requires broad theoretical knowledge and practical experience and that presents a significant technical difficulty because of the constraints of manufacture and the danger that can be of destructive magnitude. Therefore the construction of rocket motors requires a very important precision to accomplish their mission.

Remerciements

Je tiens tout d'abord à remercier Dieu le tout puissant et miséricordieux, qui m'a donné la force et la patience d'accomplir ce modeste travail.

L'élaboration de ce mémoire n'aurait pas été possible sans l'intervention, consciente, d'un grand nombre de personnes et j'en saisis l'occasion pour adresser mes profonds remerciements et mes profondes reconnaissances à :

MR KHERRAT,

MR CHEGRANI,

A l'ensemble du corps professoral et administratif, de l'institut d'aéronautique et études spatiale de l'université de Blida 1 pour la richesse et la qualité de leur enseignement qui déploient de grands efforts pour assurer à leurs étudiants une formation actualisée en particulier MR BENTRAD qui appuya la réalisation pratique de mon projet.

Nul n'avance ni progresse dans la vie sans l'appui moral de ses proches et dans ces circonstances je tiens à saluer toute personne m'ayant aidé de près ou de loin durant cette année en particulier mes parents, je cite :

LAMAMRA Zaghoud & KENOUS Akila.



Liste des matières

INTRODUCTION GENERALE

CHAPITRE I

GENERALITES SUR LES MOTEUR-FUSEE

I.1. Introduction.....	1
I.2. Propulsion par jet.....	3
I.3. Propulsion de fusée.....	4
I.4. Propulsion chimique de fusée.....	5
I.5. Combinaison de moteurs à jets canalisés et de moteurs fusées.....	9
I.6. Moteur à fusée nucléaire.....	11
I.7. Propulsion de fusée électrique.....	13
I.8. Autre concept de propulsion de fusée.....	14

CHAPITRE II

MOTEUR FUSEE A PROPERGOL SOLIDE

II.1. Introduction.....	17
II.2. Description de la fusée à propergol solide.....	18
II.3. Configuration de grain de propergol solide.....	20
II.3.1. Propulseur homogène ou double base.....	20
II.3.2. Propulseur hétérogène ou composite.....	21
II.3.3. Sections transversales du grain.....	23
II.4. Taux de combustion.....	25
II.5. Conception des grains pour une surface temporelle.....	27
II.6. Pression de chambre de combustion.....	29
II.6.1. Analyse de conservation de masse.....	29
II.6.2. Pression d'équilibre de la chambre.....	31
II.6.3. Stabilité de la chambre de combustion.....	33
II.6.4. Sensibilité aux performances du propergol.....	35
II.7. Performances du moteur de fusée à propergol solide.....	38
II.7.1. Moteur de fusée à propergol solide à double base.....	38
II.7.2. Carters de moteur de fusée à propergol solide.....	39
II.7.3. Dimensionnement de la chambre de combustion.....	42
II.8. Fonctionnement transitoire de moteurs à propergol solide.....	46
II.8.1. Augmentation de la pression initiale.....	46
II.8.2. Variation locale de la pression d'équilibre et temps de combustion.....	48
II.8.3. Chute de pression finale.....	50

CHAPITRE III

PROCEDES DE REALISATION DE MOTEUR-FUSEE

III.1. Introduction.....	51
III.2. Choix du propergol solide.....	51
III.3. Choix du matériau de la structure.....	54

CHAPITRE IV

RESULTAT ET INTERPRETATION

IV.1. Introduction.....	56
IV.2. Calcul de l'épaisseur de la paroi.....	56
IV.3. Calcul des dimensions de la tuyère.....	56
IV.4. Validation par le logiciel SRM.....	58
IV.5. Interprétation des résultats.....	62
IV.6. Design, réalisation et cout.....	63
IV.6.1. Design.....	63
IV.6.2. Réalisation et cout.....	65

CONCLUSION GENERALE

ANNEXE I

Programme de calcul de l'épaisseur

```
c      programme de calcul de l'epaisseur
real pmax,Re,Sf,z,a,b,tmin,q,D
write(*,*)'donner la pression max en MPa'
read(*,*)pmax
write(*,*)'donner la limite elastique en MPa'
read(*,*)Re
write(*,*)'donner le facteur de securite'
read(*,*)Sf
write(*,*)'donner la valeur du diametre interieur en mm'
read(*,*)D
z=0.9
q=z*Re/pmax*Sf
a=sqrt(48*q**2-3)
b=16*q**2-4
tmin=((3+a)/b)*D
write(*,*)tmin
stop
end
```

Liste des figures

CHAPITRE I : GENERALITES SUR LES MOTEURS-FUSEE

Figure.I.1. Schéma simplifié d'un turboréacteur.....	05
Figure.I.2. Schéma simplifié d'un statoréacteur avec une entrée supersonique (passage d'écoulement convergent et divergent).....	05
Figure.I.3. Schéma de principe d'un moteur-fusée à propergol liquide avec un système d'alimentation à pression de gaz.....	07
Figure.I.4. Schéma simplifié d'un type de moteur de fusée à propergol liquide.....	08
Figure.I.5. Perspective simplifiée de trois quarts de section d'un moteur de fusée à propergol solide classique	09
Figure.I.6. Schéma simplifié d'un moteur de fusée hybride typique.....	10
Figure.I.7. Éléments d'un missile à lancement aérien avec propulsion intégrale à statoréacteur.....	11
Figure.I.8. Schéma simplifié du système de propulsion électrique des fusées à arc électrique.	14
Figure.I.9. Schéma simplifié d'une fusée ionique typique.....	14
Figure.I.10. Schéma simplifié d'un accélérateur de rail.....	15
Figure.I.11. Schéma simplifié d'un concept de fusée solaire thermique.....	16

CHAPITRE II : MOTEUR FUSEE A PROPERGOL SOLIDE

Figure.II.1. Schéma du moteur propulsif à propergol solide.....	19
Figure.II.2. Vues en coupe de différentes configurations de grains de propergol solide.....	24
Figure.II.3. Comportement représentatif en puissance de la vitesse de combustion r en fonction de la pression de la chambre p_c	26

Figure.II.4. Différents grains de propergol et leurs caractéristiques de combustion.....	27
Figure.II.5. Variation des profils temps-poussée en fonction de la section du grain.....	28
Figure.II.6. Diagramme schématique du volume de la chambre de combustion formé par la récession de la surface de combustion.....	29
Figure.II.7. Variation de $A_p/A_t = k$ et de la pression de la chambre p_c pour différents propulseurs et différentes températures initiales.....	33
Figure.II.8. Comportement du débit massique pour les exposants de vitesse de combustion supérieurs et inférieurs à l'unité.....	34
Figure.II.9. Stabilité de la pression de la chambre de combustion des fusées à propergol solide face aux perturbations de la pression.....	35
Figure.II.10. Sensibilité de la poussée et de l'impulsion totale de propergols solides représentatifs avec $(\pi_p)_k = 0,2\%$ par ° C.....	38
Figure.II.11. Deux configurations possibles pour les moteurs à propulsion solide à double poussée.....	39
Figure.II.12. cuve cylindrique fêlée soumise à une pression interne p.....	42
Figure.II.13. diagramme en corps libre d'une partie du cylindre découpée autour d'une ligne circonférentielle.....	42
Figure.II.14. diagramme représentant des forces agissant verticalement.....	43

CHAPITRE III : PROCEDES DE REALISATION DU MOTEUR-FUSEE

Figure.III.1. variation de la pression de la chambre en fonction du temps.....	52
Figure.III.2. Variation de la poussée en fonction du temps.....	52
Figure.III.3. Les trois pièces choisies en acier inoxydable alimentaire.....	54
Figure.III.4. Usinage de la partie intérieure de la tuyère.....	55
Figure.III.5. Usinage de la partie extérieure de la tuyère.....	55

CHAPITRE IV : RESULTATS ET INTERPRETATION

Figure.IV.1. Les dimensions intérieures de la chambre.....	58
Figure.IV.2. Choix du propergol et diemnsions du grain.....	59
Figure.IV.3. choix de la pression à atteindre.....	59
Figure.IV.4. pression en fonction de temps.....	59
Figure.IV.5. poussée en fonction de temps.....	60
Figure.IV.6. les dimensions de la tuyère.....	61
Figure.IV.7. performances du moteur.....	61
Figure.IV.8. conception 3D du moteur.....	63
Figure.IV.9. Dessin technique du moteur.....	64
Figure.IV.10. Prototype final.....	65

Liste des tableaux

Chapitre I : GENERALITES SUR LES MOTEUR-FUSEE

Tableau.I.1. Sources d'énergie et propergols pour divers concepts de propulsion.....	(02)
---	------

Chapier II : MOTEUR FUSEE A PROPERGOL SOLIDE

Tableau.II.1. Performance des mélanges propulsifs solides au perchlorate d'ammonium et au polyéthylène.....	(21)
--	------

Tableau.II.2 Propriétés de certains matériaux aérospatiaux typiques.....	(41)
---	------

Chapitre III : PROCEDES DE REALISATION DU MOTEUR FUSEE

Tableau.III.1. Propriétés physique et thermochimique du propergol KNDX.....	(53)
--	------

Tableau.III.2. Variations de la vitesse de combustion r en fonction de pression dans la chambre.....	(53)
---	------

Chapitre IV : RESULTATS ET INTERPRETATION

Tableau.IV.1. représentation des résultats de calcul et de la simulation.....	(62)
--	------

Tableau.IV.2. erreur relative et erreur relative moyenne.....	(62)
--	------

Tableau.IV.3. Type de dépense et couts.....	(65)
--	------

Liste des symboles

A	section transversale
A_b	surface brûlée
A_e	surface de sortie de la tuyère
A_{p,i}	surface du port initial
A_t	surface du col de la tuyère
a	coefficient
a₀	constant
c*	la vitesse caractéristique
c_d	coefficient de décharge de la tuyère
c_F	coefficient de poussée de la tuyère
c_v	coefficient de vitesse de la tuyère
D	diamètre
F	la poussée
I	impulsion total
I_{sp}	impulsion spécifique
k	rapport entre la surface brûlée et la surface du col
L	la longueur de la charge du propergol
m	masse
\dot{m}	débit massique
n	exposant de pression de la vitesse de combustion

p	pression
R	la constante des gaz ou rayon
R_u	la constante des gaz universelle
T	température
T_{ign}	température auto-inflammation du propergol
T⁰	température de référence
t	temps ou épaisseur
t_{bo}	temps de fin de combustion
W	masse molaire
Y	fraction massique
y	distance normale à la surface
α	angle de divergence de la tuyère conique
ε	rapport d'expansion de la tuyère
Γ	fonction de γ
γ	rapport des chaleurs spécifique
π	coefficient de sensibilité
ρ	la masse volumique
σ	contrainte de traction

INTRODUCTION GENERALE

Les armes les plus destructrices ont vu le jour durant notre siècle. La plupart d'entre elles sont des missiles propulsés par réaction chimique, c'est-à-dire par propergols. Bien que cette énergie soit utilisée pour des usages militaires, elle permet également la propulsion de fusées spatiales.

Le terme propergol regroupe deux catégories, les propergols liquides et solides. Ces derniers sont les plus anciens mais sont les plus utilisés pour la propulsion de missiles car ils sont plus facilement stockables que les liquides. Néanmoins pour la propulsion spatiale, les propergols liquides sont largement utilisés à cause de leurs performances énergétiques. Nous traiterons dans notre cas que des propergols solides.

La question que se posent les missiliers ou les fabricants de fusées est quel propergol choisir pour l'engin qu'il désire réaliser. L'idéal serait d'avoir des propergols très puissants, produisant peu de fumées et capable d'être utilisés facilement. C'est à quoi la diversité de propergols solides essaye de satisfaire. En matière de propergols solides, les plus répandus sont les propergols composites et ainsi les découvertes actuelles les concernent presque exclusivement.

La propulsion des fusées se repose sur deux grands critères : le choix du propergol et la conception d'un moteur-fusée qui donne le meilleur rendement possible. C'est dans ce cadre que se situe notre mémoire de fin d'étude sous le thème « conception et réalisation d'un moteur-fusée à propergol solide »

Notre étude s'articule autour de quatre chapitres :

D'abord, dans le chapitre I, on fait une présentation générale sur la propulsion des fusées, où, on a cité les différents types de propulsions utilisées. Ensuite, dans le chapitre II on découvre le moteur-fusée à propergol solide, sa constitution, la configuration du grain du propergol et la théorie des performances de la combinaison moteur-grain.

Le chapitre III sera consacré aux procédés de réalisation du moteur-fusée à propergol solide, dans le chapitre IV on présente les résultats de calcul obtenus par le calcul direct et par simulation ensuite les interpréter en montrant l'erreur entre les deux méthodes utilisées.

En fin, on termine le travail par une conclusion générale.

I.1. INTRODUCTION

Propulsion dans un sens large est l'acte de changer le mouvement d'un corps. Les mécanismes de propulsion fournissent une force qui déplace les corps initialement au repos, change une vitesse, ou surmonte des forces de ralentissement quand un corps est propulsé à travers un milieu. La propulsion par réaction est un moyen de locomotion par lequel une force de réaction est transmise à un dispositif par l'impulsion de la matière éjectée.

La propulsion par fusée est une classe de propulsion à réaction, qui produit une poussée en éjectant la matière stockée, appelée : propulseur. La propulsion par conduits est une classe de propulsion à réaction et comprend des turboréacteurs et des statoréacteurs; ces moteurs sont aussi communément appelés moteurs à air. Les dispositifs de propulsion par conduits utilisent principalement le milieu environnant en tant que "fluide de travail", ainsi que certains combustibles stockés. Les combinaisons de fusées et de dispositifs de propulsion de conduits sont attrayantes pour certaines applications.

La source d'énergie la plus utile pour la propulsion des fusées est la combustion chimique. L'énergie peut également être fournie par le rayonnement solaire et par réaction nucléaire. En conséquence, les divers dispositifs de propulsion peuvent être divisés en propulsion chimique, propulsion nucléaire et propulsion solaire. Le tableau [I-1] énumère un grand nombre des concepts de propulsion importants en fonction de leur source d'énergie et de leur type de propulseur ou de fluide de travail. L'énergie de rayonnement peut provenir de sources autres que le soleil et peut théoriquement couvrir la transmission d'énergie par les faisceaux hertziens et laser, les ondes électromagnétiques et les électrons, protons et autres faisceaux de particules d'un émetteur vers un récepteur volant. L'énergie nucléaire est associée aux transformations des particules atomiques dans le noyau des atomes et peut être de plusieurs types, à savoir la fission, la fusion et la désintégration des espèces radioactives. D'autres sources d'énergie, internes (dans le véhicule) et externes, peuvent être envisagées. La forme d'énergie trouvée dans la sortie d'une fusée est en grande partie l'énergie cinétique de la matière éjectée; ainsi, la fusée convertit l'entrée de la source d'énergie en cette forme. La masse éjectée peut être à l'état solide, liquide ou gazeux. Souvent, une combinaison de deux ou plusieurs d'entre eux est

éjectée. A très haute température, il peut également s'agir d'un plasma, qui est un gaz activé électriquement.

dispositif de propulsion	chimique	nucléaire	solaire	Propulseur ou fluide de travail
Turboréacteur	D/P	TFD		carburant + air
Turbo-statoréacteur	TFD			carburant + air
Statoréacteur (hydrocarbure)	D/P	TFD		carburant + air
Statoréacteur (H ₂ refroidi)	TFD			Hydrogène + air
Fusée (chimique)	D/P	TFD		Propulseur stocké
Fusée canalisée	TFD			combustible solide stocké + air environnant
Fusée électrique	D/P	TFD	D/P	Propulseur stocké
Fusée à fission nucléaire		TFD		H ₂ stocké
Fusée à fusion nucléaire		TFND		H ₂ stocké
Fusée solaire chauffée			TFD	H ₂ stocké
Fusée à photons		TFND		éjection de photons (pas de propulseur stocké)
Voile solaire			TFD	réflexion de photons (pas de propulseur stocké)

D/P : développé et / ou considéré comme pratique

TFD : la faisabilité technique a été démontrée, mais le développement est incomplet

TFND : la faisabilité technique n'a pas encore été démontrée

Tableau.I.1. Sources d'énergie et proergols pour divers concepts de propulsion

I.2. PROPULSION PAR JET

Cette classe, également appelée moteurs à respiration aérienne, comprend des dispositifs qui ont un conduit pour confiner le flux d'air. Ils utilisent l'oxygène de l'air pour brûler le carburant stocké dans le véhicule de vol. La classe comprend les turboréacteurs, les turboréacteurs, les turbo-fans et les pulsejets. Cette classe de propulsion est mentionnée principalement pour fournir une comparaison avec la propulsion des fusées et un arrière-plan pour les moteurs combinés fusée-canal. Le tableau I-2 compare plusieurs caractéristiques de performance de fusées chimiques spécifiques avec celles de turboréacteurs et de statoréacteurs typiques. Une impulsion spécifique élevée est directement liée à une longue portée de vol et indique donc la capacité de portée supérieure des moteurs à reniflard par rapport aux fusées chimiques à une altitude relativement basse. L'unicité de la fusée, par exemple, forte poussée au poids, poussée élevée à la zone frontale, et une indépendance de poussée par rapport à l'altitude, permettent d'obtenir des distances de vol extrêmement longues dans l'air raréfié et dans l'espace.

Le turboréacteur est le plus commun des moteurs canalisés. La figure **I-1** montre les éléments de base.

À des vitesses de vol supersoniques supérieures à Mach 2, le statoréacteur (un moteur à conduit pur) devient attrayant pour le vol dans l'atmosphère. La poussée est produite en augmentant la quantité de mouvement de l'air qui passe à travers le statoréacteur, comme dans les moteurs à turboréacteur et à turboréacteur, mais sans compresseurs ou turbines, la figure **I.2** montre les composants de base d'un type de statoréacteur. Les statoréacteurs à combustion subsonique et à hydrocarbures ont une limite de vitesse supérieure d'environ Mach 5; Le carburant hydrogène, avec refroidissement à l'hydrogène, augmente à au moins Mach 16. Les statoréacteurs dépendent de propulseurs de fusée, ou d'une autre méthode (comme être lancé depuis un avion) pour être accéléré jusqu'à leur vitesse de vol de conception pour devenir fonctionnel. Les applications primaires ont été dans les missiles antiaériens de bord et lancés au sol. Les études d'un statoréacteur à hydrogène pour les avions hypersoniques semblent prometteuses. Le véhicule de vol supersonique est une combinaison d'un avion à grande vitesse piloté par statoréacteur et d'un propulseur de fusée à un ou deux étages. Il peut voyager à des vitesses allant jusqu'à 25 Mach à des altitudes allant jusqu'à 50 000 m.

I.3. PROPULSION DE FUSEE

Les systèmes de propulsion de fusée peuvent être classés en fonction du type de source d'énergie (chimique, nucléaire ou solaire), de la fonction de base (phase d'appoint, sustentateur, contrôle d'attitude, maintien en orbite, etc.), du type de , missile, décollage assisté, véhicule spatial, etc.), taille, type de propulseur, type de construction, ou le nombre d'unités de propulsion de fusée utilisées dans un véhicule donné.

Une autre façon est de classer par la méthode de production de poussée. Une expansion thermodynamique d'un gaz est utilisée dans la plupart des concepts pratiques de propulsion de fusée. L'énergie interne du gaz est convertie en l'énergie cinétique du flux d'échappement et la poussée est produite par la pression du gaz sur les surfaces exposées au gaz. Cette même théorie thermodynamique et le même équipement générique (tuyère) sont utilisés pour la propulsion par réaction, la propulsion de fusée, la propulsion nucléaire, la propulsion laser, la propulsion solaire thermique et certains types de propulsion électrique. Des méthodes de production de poussée totalement différentes sont utilisées dans d'autres types de propulsion électrique ou en utilisant un pendule dans un gradient de gravité. Comme décrit ci-dessous, ces systèmes électriques utilisent des champs magnétiques et / ou électriques pour accélérer des molécules ou des atomes chargés électriquement à de très faibles densités. Il est également possible d'obtenir une très faible accélération en profitant de la différence d'attraction gravitationnelle en fonction de l'altitude.

Les Chinois ont développé et utilisé du propergol solide dans des missiles de roquettes il y a plus de 800 ans et des fusées de bombardement militaires ont été fréquemment utilisées aux XVIIIe et XIXe siècles. Cependant, les développements significatifs de la propulsion des fusées ont eu lieu au XXe siècle. Les premiers pionniers comprenaient le Russe Konstantin E. Ziolkowsky, qui est crédité de l'équation fondamentale de vol de fusée et de ses propositions de 1903 pour construire des véhicules de fusée. L'Allemand Hermann Oberth a développé une théorie mathématique plus détaillée; il a proposé des véhicules à plusieurs étages pour le vol spatial et des chambres de poussée refroidies par le carburant. L'Américain Robert H. Goddard est crédité du premier vol utilisant un moteur de fusée à propergol liquide en 1926. Un livre tôt sur le sujet a été écrit par l'ingénieur viennois Eugen Stinger. Pour l'histoire de la fusée.

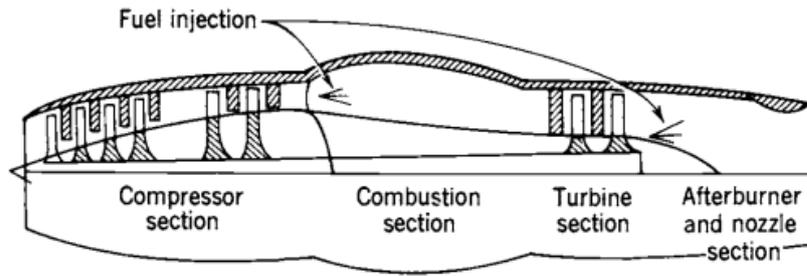


Figure.I.1. Schéma simplifié d'un turboréacteur.[1]

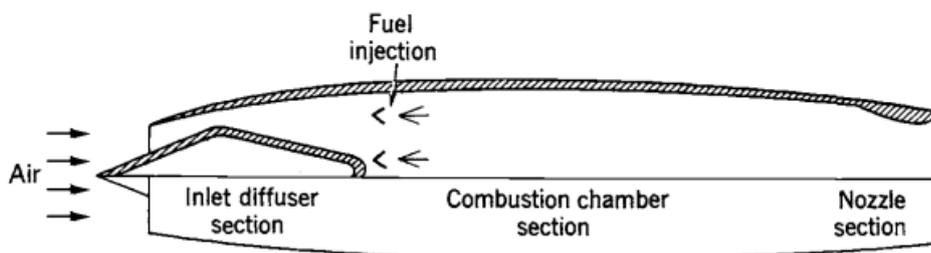


Figure.I.2. Schéma simplifié d'un statoréacteur avec une entrée supersonique (passage d'écoulement convergent et divergent).[1]

I.4. PROPULSION CHIMIQUE DE FUSEE

L'énergie provenant d'une réaction de combustion à haute pression de produits chimiques propulseurs, généralement un combustible et un produit chimique oxydant, permet le chauffage des gaz produits de réaction à des températures très élevées (2500 à 4100 ° C ou 4500 à 7400 ° F). Ces gaz sont ensuite expansés dans une tuyère et accélérés à des vitesses élevées (1800 à 4300 m/sec ou 5900 à 14100 ft/sec). Puisque ces températures de gaz sont environ deux fois le point de fusion de l'acier, il est nécessaire de refroidir ou d'isoler toutes les surfaces qui sont exposées aux gaz chauds. Selon l'état physique du propulseur, il existe plusieurs classes différentes de dispositifs de propulsion de fusées chimiques.

Les moteurs de fusée à propergol liquide utilisent des propulseurs liquides qui sont alimentés sous pression depuis les réservoirs dans une chambre de poussée. Un système de propulseur à propergol liquide alimenté sous pression typique est représenté schématiquement sur les Fig. I.3. Le bi-agent liquide consiste en un oxydant liquide (par exemple de l'oxygène liquide) et un combustible liquide (par exemple du kérosène). Un mono-propellant est un liquide unique qui contient à la fois des espèces oxydantes et des

espèces combustibles; il se décompose en gaz chaud lorsqu'il est catalysé correctement. Un grand moteur de fusée à propergol liquide alimenté par turbopompe est illustré à la Fig. I.4. Les systèmes d'alimentation à pression de gaz sont principalement utilisés sur des systèmes de propulsion à faible poussée et à énergie totale, tels que ceux utilisés pour le contrôle de l'attitude des véhicules volants, souvent avec plus d'une chambre de poussée par moteur. Les systèmes de fusées à liquide alimentés par pompe sont généralement utilisés dans des applications avec de plus grandes quantités de propulseurs et de poussées plus élevées, comme dans les lanceurs spatiaux.

Dans la chambre de poussée, les agents propulsifs réagissent pour former des gaz chauds, qui à leur tour sont accélérés et éjectés à grande vitesse à travers une buse supersonique, conférant ainsi une impulsion au véhicule. Une buse a une section convergente, une constriction ou une gorge, et une section divergente conique ou en forme de cloche.

Certains moteurs à propergol liquide permettent un fonctionnement répétitif et peuvent être démarrés et arrêtés à volonté. Si la capacité de refroidissement de la chambre de poussée est suffisante, il est possible de faire fonctionner des fusées liquides pendant des périodes supérieures à 1 heure, en fonction uniquement de l'alimentation en ergols. Un système de propulsion à fusée liquide nécessite plusieurs soupapes de précision et un mécanisme d'alimentation complexe qui comprend des pompes à propulseur, des turbines ou un dispositif de pressurisation de propulseur, et une chambre de combustion ou de poussée relativement complexe.

Dans les moteurs à propergol à solide le propergol à brûler est contenu dans la chambre de combustion ou dans le boîtier. La charge propulsive solide est appelée le grain et contient tous les éléments chimiques pour une combustion complète. Une fois allumé, il brûle généralement doucement à une vitesse prédéterminée sur toutes les surfaces internes exposées du grain. La combustion initiale a lieu sur les surfaces internes de la perforation du cylindre et les quatre fentes. La cavité interne se développe à mesure que le propulseur est brûlé et consommé. Le gaz chaud résultant circule à travers la tuyère supersonique pour transmettre la poussée. Une fois allumée, la combustion du moteur se déroule de façon ordonnée jusqu'à ce que pratiquement tout le gaz propulseur ait été consommé. Il n'y a pas de système d'alimentation ou de vanne (voir Fig. I.5).

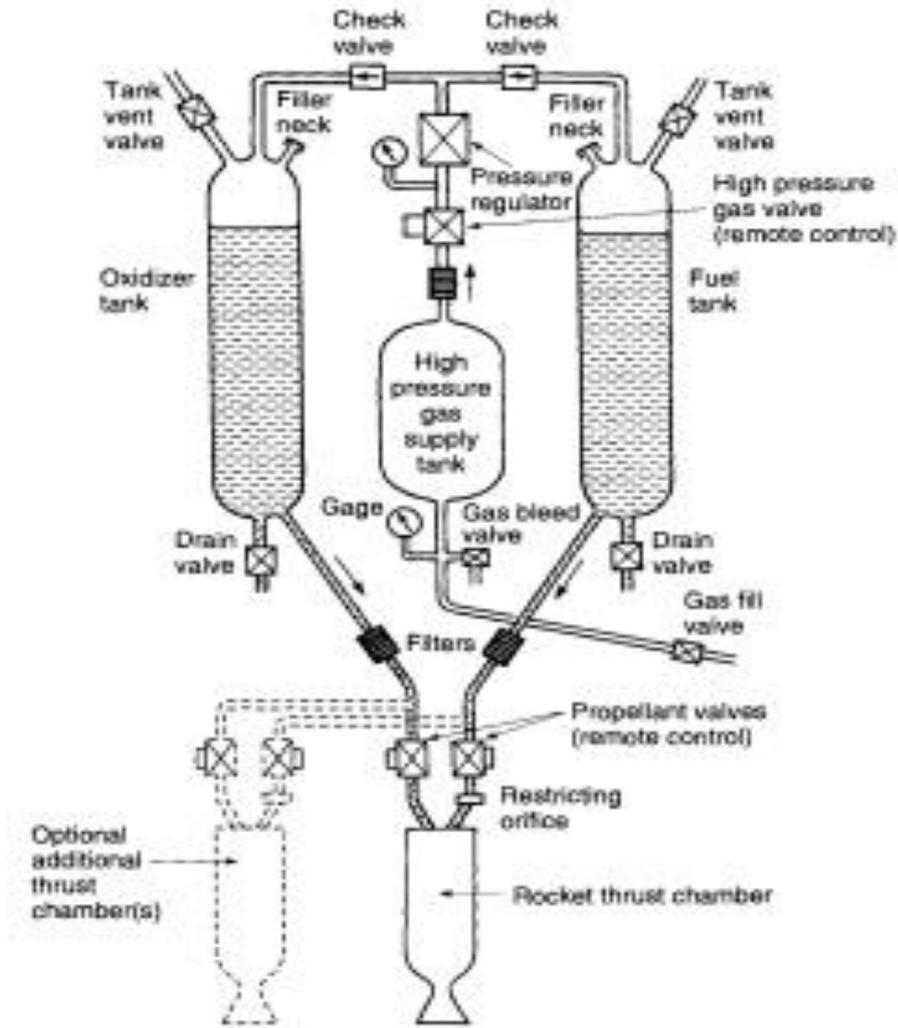


Figure.I.3. Schéma de principe d'un moteur-fusée à propergol liquide avec un système d'alimentation à pression de gaz.[1]

NB : Les lignes en tirets montrent une deuxième chambre de poussée, mais certains moteurs ont plus d'une douzaine de chambres de poussée alimentées par le même système d'alimentation. Sont également illustrés les composants nécessaires au démarrage et à l'arrêt, au contrôle de la pression du réservoir, au remplissage des agents propulsifs et à la mise sous pression des gaz, à la vidange ou au rinçage des réservoirs et de plusieurs capteurs.

Les moteurs-fusées à gaz propulseur utilisent un gaz à haute pression stocké, tel que de l'air, de l'azote ou de l'hélium, comme fluide de travail ou agent propulseur. Le gaz stocké nécessite des réservoirs relativement lourds. Ces moteurs à gaz froid ont été utilisés sur de nombreux premiers véhicules spatiaux en tant que systèmes de contrôle d'attitude et certains sont encore utilisés aujourd'hui. Le chauffage du gaz par énergie électrique ou par

combustion de certains mono-propulseurs améliore les performances, ce que l'on appelle souvent la propulsion par fusée à gaz chaud.

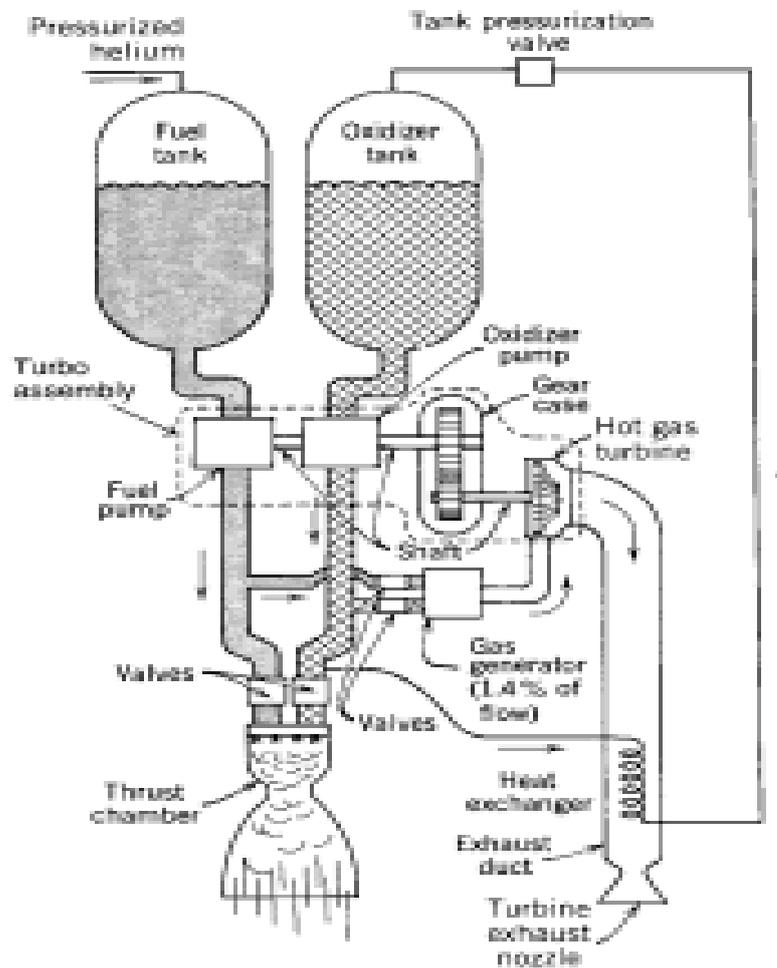


Figure.I.4. Schéma simplifié d'un type de moteur de fusée à propergol liquide.[1]

NB : Avec un système d'alimentation à turbopompe et un générateur de gaz séparé, qui génère un gaz chaud pour entraîner la turbine. Les composants nécessaires pour contrôler le fonctionnement, le remplissage, la ventilation, la vidange ou le rinçage des agents propulsifs, des filtres ou des capteurs ne sont pas représentés. L'ensemble turbopompe se compose de deux pompes propulsives, d'un carter d'engrenage et d'une turbine à grande vitesse.

Les systèmes de propulsion à propergol hybride utilisent à la fois un propulseur liquide et un propulseur solide. Par exemple, si un agent oxydant liquide est injecté dans une chambre de combustion remplie de grain de carbone solide, la réaction chimique produit des gaz de combustion chauds (voir Fig. I.6).

Il existe également des systèmes de combinaison de propulsion de fusées chimiques qui contiennent des agents propulseurs à la fois solides et liquides. Un exemple est un système de propergol liquide sous pression qui utilise un propulseur solide pour générer des gaz chauds pour la pressurisation des réservoirs; des membranes souples sont nécessaires pour séparer le gaz chaud et le propulseur liquide réactif dans le réservoir.

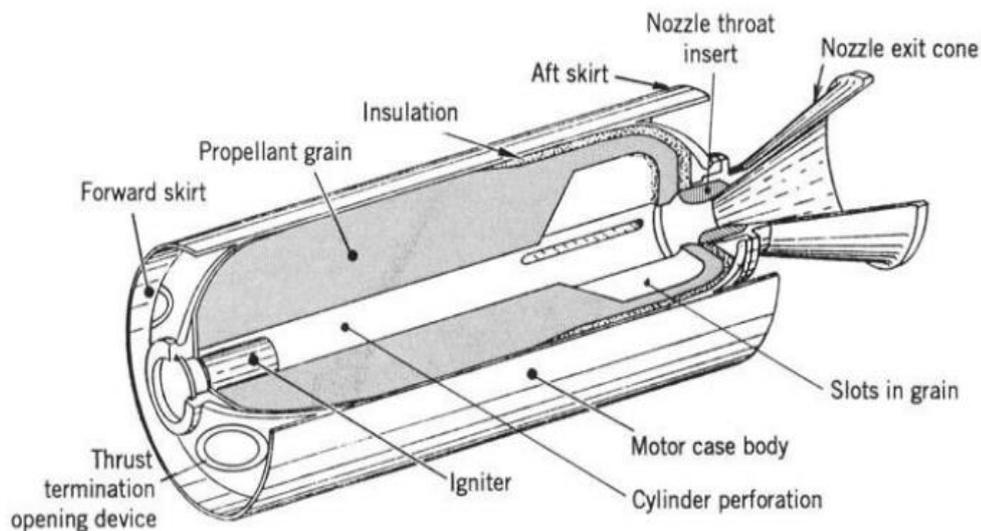


Figure.I.5. Perspective simplifiée de trois quarts de section d'un moteur de fusée à propergol solide classique.[1]

NB : Avec le grain de propulseur lié au boîtier et à la couche d'isolation et avec une tuyère d'évacuation conique. Le boîtier cylindrique avec ses dômes hémisphériques avant et arrière forme un récipient sous pression pour contenir la pression de la chambre de combustion.

I.5. COMBINAISONS DE MOTEURS A JETS CANALISES ET DE MOTEURS-FUSEES

Le missile surface-surface Tomahawk utilise deux étapes de propulsion en séquence. Le propulseur à propergol solide soulève le missile de sa plate-forme de lancement et est jeté après son fonctionnement. Un petit turboréacteur maintient le vol à basse altitude à une vitesse presque constante vers la cible.

Une fusée canalisée, parfois appelée fusée augmentée d'air, combine les principes des moteurs de fusée et de statoréacteur; il donne des performances plus élevées (impulsion spécifique) qu'un moteur de fusée chimique, tout en opérant dans l'atmosphère terrestre. Habituellement, le terme fusée à air augmenté désigne le mélange de l'air et des gaz d'échappement de la fusée (combustible riche en postcombustion) dans des proportions permettant au dispositif de propulsion de conserver les caractéristiques typiques d'un moteur-fusée, par exemple ratio de poids. En revanche, la fusée canalisée ressemble souvent à un statoréacteur en ce sens qu'elle doit être accélérée à la vitesse de fonctionnement et utilise davantage les composants de la fusée comme générateur de gaz (liquide, solide ou hybride), allumeur et pompe à éjecteur d'air.

Les principes de la fusée et du statoréacteur peuvent être combinés de sorte que les deux systèmes de propulsion fonctionnent en séquence et en tandem tout en utilisant un volume de chambre de combustion commun, comme le montre la figure I.7. La configuration à faible volume, connue sous le nom de statoréacteur-fusée intégrale, peut être attrayante dans les missiles à lancement d'air utilisant la propulsion par statoréacteur. La transition de la fusée au statoréacteur nécessite d'élargir la gorge de la tuyère d'éjection (généralement en éjectant les parties des tuyères des fusées), d'ouvrir l'interface d'entrée d'air du statoréacteur et de suivre ces deux événements avec la séquence de démarrage normale du statoréacteur.

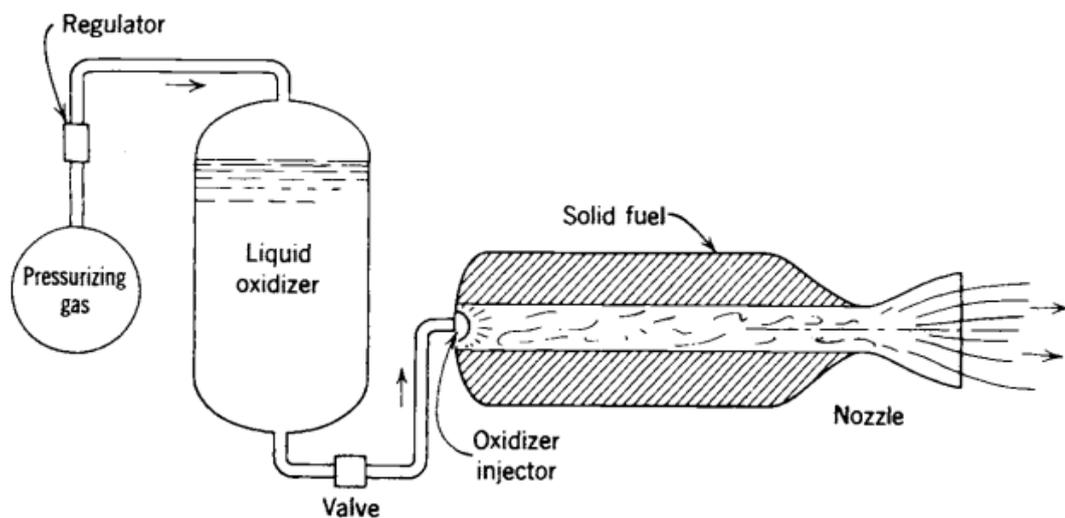


Figure.I.6. Schéma simplifié d'un moteur de fusée hybride typique.[1]

NB : Les positions relatives du réservoir de comburant, du réservoir de gaz à haute pression et de la chambre à carburant avec sa tuyère dépendent de la conception particulière du véhicule.

Un statoréacteur à combustible solide utilise un grain de combustible solide qui se gazéifie ou ablate et réagit avec l'air. De bons rendements de combustion ont été obtenus avec un combustible solide contenant du bore breveté fabriqué dans un grain similaire à un propergol solide et brûlant d'une manière similaire à un système de propulsion de fusée hybride.

I.6. MOTEURS A FUSEE NUCLEAIRE

Trois types différents de sources d'énergie nucléaire ont été étudiés pour fournir de la chaleur à un fluide actif, habituellement de l'hydrogène liquide, qui peut ensuite être détendu dans une tuyère et accéléré ainsi à des vitesses d'éjection élevées (6000 à 10 000 m / sec). Cependant, aucun ne peut être considéré comme complètement développé aujourd'hui et aucun n'a volé. Ce sont le réacteur à fission, la source de désintégration d'isotopes radioactifs et le réacteur de fusion. Les trois types sont essentiellement des extensions de moteurs à propergol liquide. Le chauffage du gaz est accompli par l'énergie dérivée des transformations dans les noyaux des atomes. Dans les fusées chimiques, l'énergie est obtenue à partir des propergols, mais dans les fusées nucléaires, la source d'énergie est généralement séparée du propergol.

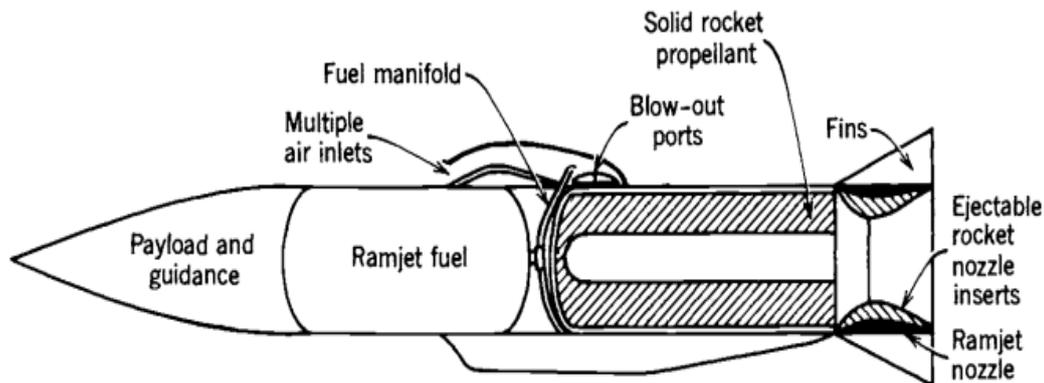


Figure.I.7. Éléments d'un missile à lancement aérien avec propulsion intégrale à statoréacteur.[3]

NB : Une fois que le propergol solide a été consommé pour propulser le véhicule à la vitesse de vol, la chambre de combustion de la fusée devient la chambre de combustion du statoréacteur avec de l'air brûlant le combustible liquide du statoréacteur.

Dans la fusée du réacteur à fission nucléaire, la fission de l'uranium dans le matériau solide du réacteur peut générer de la chaleur et être ensuite transférée dans le fluide de travail. La fusée à fission nucléaire est avant tout un moteur à forte poussée (supérieur à 40 000 N) avec des valeurs d'impulsion spécifiques allant jusqu'à 900 sec. Les fusées à fission ont été conçues et testées dans les années 1960. Les essais au sol avec de l'hydrogène en tant que fluide de travail ont abouti à une poussée de 980 000 N à un niveau de 4100 MW de réacteur nucléaire à noyau de graphite avec une impulsion spécifique équivalente de 848 sec et une température d'hydrogène d'environ 2500 K. Il y'avait des préoccupations avec l'endurance des matériaux à haute température (supérieure à 2600 K) et des rayonnements intenses, le contrôle du niveau de puissance, le refroidissement d'un réacteur après son fonctionnement, la modération des neutrons à haute énergie et la conception de boucliers de rayonnement légers pour un véhicule spatial habité.

Au cours des dernières années, il y a eu un regain d'intérêt pour la propulsion par fusée à fission nucléaire principalement pour une mission d'exploration planétaire habitée potentielle. Des études ont montré que l'impulsion spécifique élevée (estimée dans certaines études à 1100 sec) permet des temps de transfert interplanétaire plus courts, des véhicules plus petits et une plus grande flexibilité dans le temps de lancement lorsque les planètes ne sont pas dans leur position relative optimale.

Dans le moteur de désintégration isotopique, un matériau radioactif émet des radiations qui sont facilement converties en chaleur. Les sources de désintégration isotopique ont été utilisées avec succès pour produire de l'énergie électrique dans les véhicules spatiaux et certaines ont été utilisées comme source d'énergie pour les satellites et les sondes spatiales. L'énergie libérée peut être utilisée pour élever la température d'un fluide de travail propulsif tel que l'hydrogène ou peut-être conduire un système de propulsion électrique. Il fournit généralement une poussée plus faible et une température plus basse que les autres types de fusées nucléaires. Jusqu'à présent, les moteurs de fusée à désintégration isotopique n'ont pas été développés ou volés.

La fusion est la troisième méthode nucléaire de création d'énergie nucléaire capable de chauffer un fluide de travail. Un certain nombre de concepts différents ont été étudiés. À ce jour, aucun n'a été testé et de nombreux concepts ne sont pas encore réalisables ou pratiques. Les préoccupations suscitées par un accident dû à la propagation accidentelle de matières radioactives dans l'environnement terrestre et le coût élevé des programmes de développement ont jusqu'à présent empêché un développement

expérimental renouvelé d'un grand moteur de fusée nucléaire. À moins de nouvelles découvertes et un changement dans l'attitude du monde, il est peu probable qu'un moteur de fusée nucléaire sera développé ou volé dans les prochaines décennies.

I.7. PROPULSION DE FUSEE ELECTRIQUE

Dans toute propulsion électrique, la source de l'énergie électrique (nucléaire, récepteurs de rayonnement solaire ou batteries) est physiquement séparée du mécanisme qui produit la poussée. Ce type de propulsion a été handicapé par des sources d'énergie lourdes et inefficaces. La poussée est généralement faible, typiquement de 0,005 à 1 N. Afin de permettre une augmentation significative de la vitesse du véhicule, il est nécessaire d'appliquer la poussée faible et donc une petite accélération pendant une longue période (semaines ou mois).

Parmi les trois types de base, la propulsion par fusée électrothermique ressemble le plus aux unités de fusées chimiques mentionnées précédemment; le propulseur est chauffé électriquement (par des résistances chauffées ou des arcs électriques) et le gaz chaud est ensuite dilaté thermodynamiquement et accéléré à une vitesse supersonique à travers une buse d'échappement (voir Fig.I.8). Ces unités électrothermiques ont typiquement des plages de poussée de 0,01 à 0,5 N, avec des vitesses d'échappement de 1000 à 5000 m / s, et des gaz de décomposition d'ammonium, d'hydrogène, d'azote ou d'hydrazine ont été utilisés comme propulseurs.

Les deux autres types - le moteur à propulsion électrostatique ou ionique et le moteur électromagnétique ou magnéto-plasma - accomplissent la propulsion selon différents principes et la dilatation thermodynamique du gaz dans une tuyère, en tant que telle, ne s'applique pas. Les deux ne fonctionneront que dans le vide. Dans une fusée ionique (voir Fig. I.9), un fluide de travail (typiquement du xénon) est ionisé (en éliminant les électrons) puis les ions lourds électriquement chargés sont accélérés à des vitesses très élevées (2000 à 60 000 m / sec) en moyens de champs électrostatiques. Les ions sont ensuite électriquement neutralisés; ils sont combinés avec des électrons pour empêcher l'accumulation d'une charge d'espace sur le véhicule.

Dans la fusée magnéto-plasma, un plasma électrique (un gaz chaud sous tension contenant des ions, des électrons et des particules neutres) est accéléré par l'interaction entre les courants électriques et les champs magnétiques et éjecté à haute vitesse (1000 à 50000 m / sec). Il y a beaucoup de types et de géométries différents. Une unité pulsée

simple (ne fonctionnant pas en continu) avec un propergol solide est représentée sur la Fig. I.10. Ce type a eu un bon dossier de vol en tant que moteur de contrôle d'attitude de vaisseau spatial.

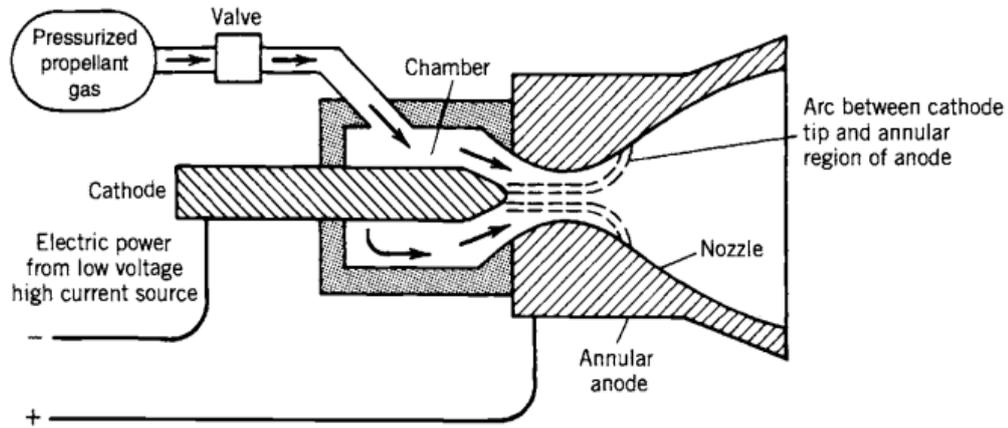


Figure I.8. Schéma simplifié du système de propulsion électrique des fusées à arc électrique.[1]

NB : La température du plasma de l'arc est très élevée (peut-être 15 000 K) et l'anode, la cathode et la chambre deviennent chaudes (1 000 K) en raison du transfert de chaleur.

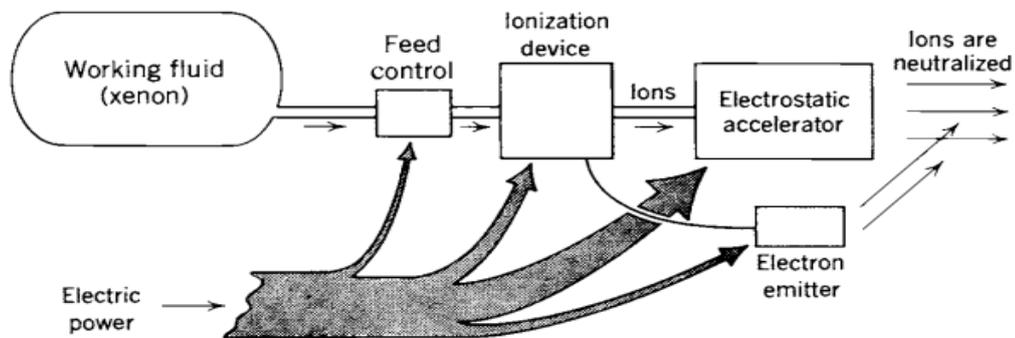


Figure I.9. Schéma simplifié d'une fusée ionique typique.[1]

I.8. AUTRE CONCEPT DE PROPULSION DE FUSEE

Plusieurs technologies existent pour exploiter l'énergie solaire pour fournir l'énergie nécessaire aux engins spatiaux et pour propulser les engins spatiaux en utilisant la propulsion électrique. Les cellules solaires génèrent de l'énergie électrique à partir du rayonnement solaire. Ils sont bien développés et réussissent depuis plusieurs décennies. La plupart des systèmes de propulsion électriques ont utilisé des cellules solaires pour leur alimentation électrique.

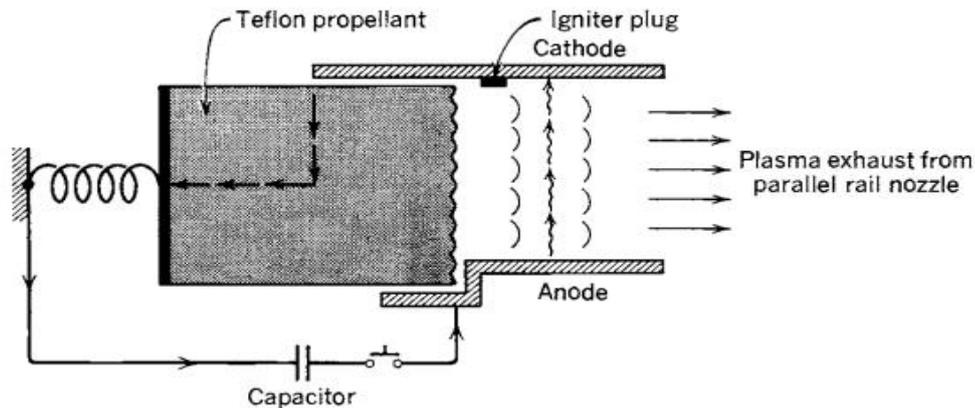


Figure.I.10. Schéma simplifié d'un accélérateur de rail.[1]

NB Accélérateur de rail simplifié pour l'accélération magnétique auto-induite d'un plasma transportant un courant. Lorsque le condensateur est déchargé, un arc est frappé sur le côté gauche des rails. Le courant élevé dans l'arc plasma induit un champ magnétique. L'action du courant et du champ magnétique permet d'accélérer le plasma perpendiculairement au champ magnétique et au courant, à savoir dans la direction des rails. Chaque fois que l'arc est créé, une petite quantité de propergol solide (Téflon) est vaporisée et convertie en un petit nuage de plasma qui, une fois éjecté, donne une petite impulsion de poussée. Les unités réelles peuvent fonctionner avec de nombreuses impulsions par seconde.

Un concept attrayant, la fusée solaire thermique, a des optiques de grand diamètre pour concentrer le rayonnement solaire (par exemple, par des miroirs paraboliques précis légers ou des lentilles de Fresnel) sur un récepteur ou une cavité optique. La Figure **I.11** montre un concept. Le récepteur est fait de métal à haute température (tel que le tungstène ou le rhénium) et a une chemise de refroidissement ou un échangeur de chaleur. Il chauffe un fluide actif, généralement de l'hydrogène liquide, jusqu'à environ 2500°C et le gaz chaud est contrôlé par des soupapes à gaz chaud et évacué par une ou plusieurs buses. Le grand miroir doit être orienté vers le soleil et ceci nécessite que le miroir soit réglable dans son orientation. Les performances peuvent être deux à trois fois plus élevées que celles d'une fusée chimique et les niveaux de poussée dans la plupart des études sont faibles (1 à 10 N). Comme les gros éléments optiques légers ne supportent pas les forces de traînée sans déformation, les systèmes optiques sont déployés hors de l'atmosphère. La contamination est négligeable, mais le stockage ou le ravitaillement en hydrogène liquide est un défi. Les problèmes étudiés comprennent des structures rigides et légères de miroirs ou de lentilles, la durée de vie opérationnelle, la minimisation de l'évaporation de

l'hydrogène et les pertes de chaleur d'autres composants de l'engin spatial. À ce jour, la fusée thermique solaire n'a pas encore fourni la poussée principale d'un engin spatial volant.

La voile solaire est un autre concept. C'est fondamentalement une grande surface de réflecteur de photon. La source d'énergie pour la voile solaire est le soleil et elle est extérieure au véhicule. Les approches utilisant des explosions nucléaires et la fusion nucléaire pulsée ont été analysées, mais ne sont pas encore réalisables. Des concepts de transmission d'énergie de rayonnement (par des lasers ou des faisceaux hertziens) de stations terriennes à des satellites ont été proposés, mais ne sont pas encore développés.

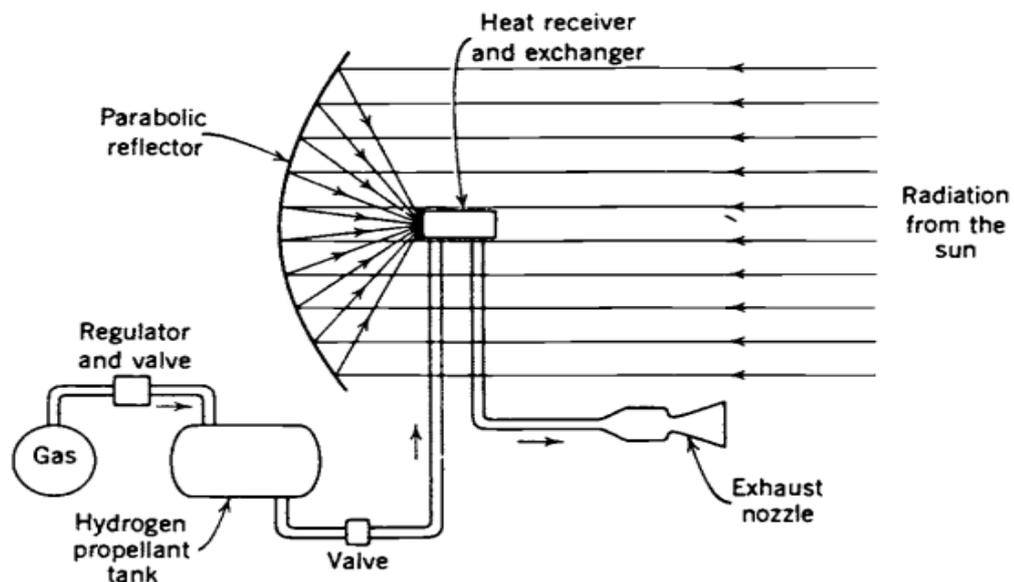


Figure.I.11. Schéma simplifié d'un concept de fusée solaire thermique.[1]

II.1. INTRODUCTION

Les propergols solides sont utilisés depuis longtemps, principalement dans les pistolets et les canons. La nitrocellulose a constitué la base de la plupart des propergols solides au cours de la première moitié du vingtième siècle. L'application à la propulsion de missiles a commencé au cours de la seconde guerre mondiale avec le développement d'un propulseur composite composé de perchlorate de potassium mélangé à un liant d'asphalte fondu. Le mélange a été versé dans un carter de moteur de fusée pour former les premiers moteurs de fusée à décollage assisté par jet (JATO). La capacité de lancer le propulseur de cette manière a rendu les fusées à propergol solide plus polyvalentes et a permis la mise au point de gros moteurs de fusée convenant aux missiles balistiques intercontinentaux et de portée intermédiaire (IRBM et ICBM, respectivement). En 1965, des moteurs-fusées à gros diamètre (156 in ou 4 m) produisant une poussée de 1,2 million de livres (5,3 MN) sont utilisés comme boosters à attacher pour le lanceur spatial Titan 3C. Au même moment, un moteur de fusée solide beaucoup plus volumineux de 6,6 m (260 in), capable de transporter 3,2 millions de livres (14,2 MN), a été testé. En 1983, le système de lancement de la navette spatiale a commencé à utiliser des moteurs à propulsion par fusée à propergol solide (SRBM) de 146 in (3,71 m) de diamètre et produisant une poussée moyenne d'environ $2,59 \times 10^6$ lb (11,52 MN). Le programme de la navette spatiale a pris fin en 2011, mais les dérivés de la SRBM seront utilisés dans le système de lancement spatial de la NASA, qui prévoit transporter des équipages en mission vers la lune et les astéroïdes proches de la Terre.

Dans ce chapitre, nous discutons des différents propergols solides actuellement utilisés et décrivons les différentes configurations géométriques des agents propulsifs et de leurs applications. Le facteur de mérite important pour les propergols solides est leur vitesse de combustion, ou la vitesse à laquelle la surface solide recule au fur et à mesure de la combustion. Cette caractéristique et la disposition géométrique de la surface brûlante sont utilisées pour produire des caractéristiques de temps de poussée particulières. La production rapide de gaz provenant de la combustion du propergol solide élève considérablement la pression dans le carter du moteur de fusée et les moyens permettant d'atteindre en toute sécurité une pression de chambre d'équilibre élevée souhaitable sont analysés. La stabilité de la pression de la chambre est étudiée car une mauvaise conception peut conduire à une accumulation de pression explosive avec des résultats désastreux. La sensibilité des propergols solides aux conditions environnementales, comme la température initiale, est décrite. L'accélération des gaz de combustion descendant du moteur vers la buse peut

augmenter la vitesse de combustion. Des estimations de cet effet de brûlure érosif sont présentées. Les caractéristiques de performance typiques des grands moteurs propulseurs à propergol solide comme ceux du système de lancement de la navette spatiale sont discutées. Des moyens pour produire des performances sensiblement différentes dans un seul moteur de fusée en utilisant deux agents propulsifs différents ou deux géométries de propergol différentes, ainsi que les caractéristiques de conception des boîtiers de moteur de fusée à propergol solide, sont présentés. En plus du fonctionnement à l'équilibre, les phénomènes transitoires dans les moteurs à fusées solides sont couverts, y compris la pressurisation et la décroissance. Le transfert thermique des buses et l'utilisation de dissipateurs thermiques ou de matériaux d'ablation pour la protection thermique sont pris en compte. Les aspects de la conception optimale des moteurs de fusée sont couverts et des comparaisons avec les moteurs propulsifs à propergol solide sont présentées.

II.2. DESCRIPTION DE LA FUSEE A PROPERGOL SOLIDE

La fusée solide est appelée ainsi parce qu'elle consiste en un mélange de comburant et de combustible sous la forme d'un solide complètement enfermé dans un réservoir qui sert de récipient sous pression et auquel est fixée une tuyère. Ainsi, il n'est pas nécessaire de disposer de réservoirs séparés de comburant et de combustible ou de moyens pour les introduire dans la chambre de combustion dans le bon rapport. La citerne solide est solide car elle doit contenir les gaz à haute pression formés par la réaction chimique du combustible et du comburant et est donc relativement lourde. D'autre part, en raison de sa robustesse, il ne nécessite aucun moyen spécial pour le stabiliser structurellement. Le principal avantage des fusées solides est leur simplicité. Ils ne comportent aucune pièce mobile, aucun système d'injection et n'ont pas besoin d'être alimentés avant le lancement. Par conséquent, les équipements de stockage, de manutention, de service et auxiliaires reliés aux fusées solides sont beaucoup plus simples que ceux des fusées à liquide. En raison du faible nombre de pièces détachées et de la rareté, voire de l'absence de pièces mobiles, la fiabilité des fusées solides est élevée, autour de 99%. Pour les mêmes raisons, le rapport de masse de la charge utile est élevé et le coût global est faible par rapport aux fusées à liquide. Ces caractéristiques de simplicité de structure, de facilité de stockage du propergol solide et de disponibilité quasi instantanée pour le lancement font du moteur-fusée à propulsion un dispositif de propulsion attractif.

Le propergol solide contient à la fois du carburant et du comburant et est enflammé par des moyens électriques ou pyrotechniques afin de permettre la gazéification. Ensuite, le propulseur brûle dans la phase gazeuse, la chaleur de la combustion étant suffisante pour poursuivre le processus de gazéification. La conception de la fusée est très simple, comme indiqué ci-dessous dans la Fig. II.1:

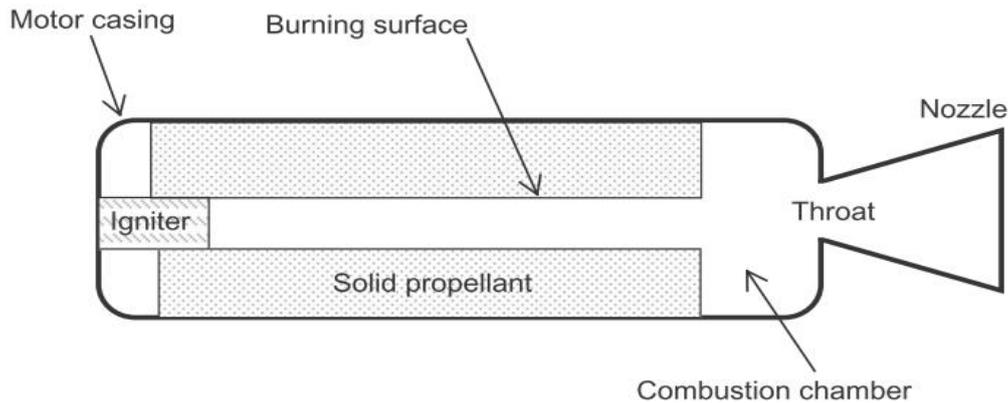


Figure II.1 : Schéma du moteur propulsif à propergol solide.[4]

Ces actifs ne sont pas gratuits. Par exemple, parce que le mélange de propergols solides doit être moulé en une seule pièce, la taille des blocs de propergol peut être limitée. Ainsi, l'application de moteurs-fusées solides pour abaisser les niveaux de poussée est plus attrayante et les grappes de plus petits moteurs sont généralement utilisées pour obtenir des niveaux de poussée plus élevés. Cependant, il existe des moteurs de fusées solides à grande échelle, comme ceux utilisés pour lancer la navette spatiale, qui produisent plus d'un million de livres de poussée. Un autre inconvénient majeur est que les performances, mesurées par une impulsion spécifique, sont inférieures à celles des fusées à liquide et que la modulation et la terminaison de la poussée sont toutes deux difficiles. La durée de la combustion est relativement courte comparée à celle des fusées liquides et, par conséquent, l'impulsion totale délivrée est plus faible. Enfin, il n'y a pas de moyen de refroidir de manière adéquate la tuyère d'un moteur de fusée à propulsion solide, comme il y en a dans un moteur de fusée à liquide où les propulseurs liquides peuvent circuler dans des gaines de refroidissement intégrées dans la tuyère. Les performances des propergols solides sont très sensibles à la température et la fabrication des matériaux énergétiques est impliquée, coûteuse et difficile. Étant donné que les gaz produits résultent de la gazéification et de la combustion sur la face brûlante plutôt que des lignes

d'alimentation d'une pompe ou d'un réservoir sous pression, le facteur déterminant est la vitesse de combustion r décrite dans ce qui suit.

II.3. CONFIGURATIONS DE GRAIN DE PROPERGOL SOLIDE

Le grain propulseur est le carburant pré-mélangé et le comburant lié en une masse intégrale. Le matériau est un matériau versable visqueux qui peut être coulé dans la forme appropriée dans laquelle il durcit en un solide caoutchouteux. Les caractéristiques requises du grain sont les suivantes:

- 1- Il doit être contenu dans la chambre de combustion
- 2- Il doit être conservé aux extrémités de la chambre et aux murs pendant la combustion
- 3- Il ne doit brûler que sur les surfaces exposées et ne doit pas exploser
- 4- Il doit s'enflammer facilement à des températures autour de 250 - 350 ° C
- 5- Il doit être structurellement robuste et résistant aux fissures

La combustion du propergol solide génère de grandes quantités de gaz chaud en très peu de temps. Les deux types de grains généralement utilisés sont les propulseurs homogènes et les propulseurs hétérogènes ou composites.

II.3.1. PROPULSEUR HOMOGENE OU DOUBLE BASE

Une molécule chimique contenant à la fois du combustible et de l'oxydant est considérée comme un propulseur homogène ou à base double. Un exemple est JPN, le propulseur typique pour les fusées utilisées pendant la Seconde Guerre mondiale. C'est un mélange de nitroglycérine (43%) et de nitrocellulose (51%) plus quelques additifs (6%), ce qui donne une densité de propulseur de 1620 kg / m³. La nitrocellulose est un polymère qui stabilise la nitroglycérine hautement sensible aux chocs, tandis que la nitroglycérine agit pour transformer la nitrocellulose en un liant à base de résine solide. Siegel et Schieler (1964) soulignent que cette combinaison ne peut dépasser une impulsion spécifique de 250 s en raison des limites de mélange réduites pour former un gel stable. Cependant, l'addition de poudre d'aluminium ou de perchlorate d'ammonium à de tels agents propulseurs à double base peut augmenter l' I_{sp} maximum à environ 265 s. Ces propulseurs se caractérisent par une faible température de combustion, une faible impulsion spécifique

($I_{sp} < 250$ s), des taux de combustion fortement dépendants de la température et des gaz d'échappement presque sans fumée.

II.3.2. PROPULSEUR HETEROGENE OU COMPOSITE

Les propergols solides composites incorporent un oxydant tel que le perchlorate d'ammonium (NH_4ClO_4), le nitrate d'ammonium (NH_4NO_3) ou le perchlorate de potassium ($KClO_4$) et un métal, comme l'aluminium ou le béryllium, qui forme un liant solide pour les ingrédients. Les premières applications aux unités de décollage assisté par jet (JATO) ont combiné le perchlorate de potassium dans un liant bitumineux versable. Ces fusées solides étaient simples et pratiques, mais leur performance était médiocre, I_{sp} allant de 180 à 220 s. Le comburant à base de nitrate d'ammonium s'est révélé être un peu meilleur, mais finalement le perchlorate d'ammonium est devenu l'oxydant de choix et est encore largement utilisé aujourd'hui. La recherche de liants de résines organiques améliorés s'est faite à partir d'asphalte qui présentait des propriétés physiques médiocres pour obtenir des résines polysulfurées, des résines polyuréthanes et finalement des résines vinyliques, dont la plus utilisée est une résine à base de polybutadiène-acide acrylique. Ce dernier liant, en plus d'avoir de bonnes propriétés physiques, est proche de la performance optimale obtenue avec le perchlorate d'ammonium dans un liant de polyéthylène, $NH_4ClO_4-(CH_2)_x$. Certaines données sur les performances de ce système à propergol solide présentées par Siegel et Schieler (1964) sont présentées dans le tableau II.1.

Propergol	ρ_p (kg/m^3)	T_c (k)	W_c	C^* (m/s)	T_e (k)	W_e	$I_{sp,max}$ (s)
0.7 NH_4ClO_4 , 0.3 $(CH_2)_x$	1460	1312	18.41	1190	883	20.97	200
0.8 NH_4ClO_4 , 0.2 $(CH_2)_x$	1590	2036	20.43	1406	924	20.99	221
0.9 NH_4ClO_4 , 0.1 $(CH_2)_x$	1750	3013	26.13	1513	1615	26.85	252
0.81 NH_4ClO_4 , 0.09 $(CH_2)_x$, 0.1Al	1820	3433	28.54	1546	2147	29.78	261
0.72 NH_4ClO_4 , 0.08 $(CH_2)_x$, 0.2Al	1890	3784	31.17	1552	2490	33.21	266

Tableau II.1. Performance des mélanges propulsifs solides au perchlorate d'ammonium et au polyéthylène

Noter que l'augmentation de la disponibilité en oxygène de la combinaison basique $\text{NH}_4\text{ClO}_4\text{-(CH}_2)_x$ en augmentant le pourcentage de NH_4ClO_4 entraîne de fortes augmentations de la température de la chambre T_c et des augmentations importantes de l' I_{sp} et du poids moléculaire W des gaz de combustion. L'ajout de poudre d'aluminium est considéré comme une amélioration substantielle des performances, tandis qu'une amélioration encore plus grande est obtenue en utilisant du béryllium. Cependant, le béryllium est une substance toxique, ce qui limite son utilisation. Le tableau II.1 indique également la vitesse caractéristique c^*

$$c^* = \frac{1}{\Gamma} \sqrt{\frac{R_u T_c}{W_c}}$$

Avec

$$\Gamma = \sqrt{\gamma_c} \left(\frac{2}{\gamma_c + 1} \right)^{\frac{\gamma_c + 1}{2(\gamma_c - 1)}}$$

La fonction Γ a été donnée pour une chambre de combustion. Les valeurs typiques du rapport des chaleurs spécifiques dans la chambre de combustion se situent dans la plage de $1,15 < \gamma_c < 1,25$, ce qui donne des valeurs de range dans la plage de $0,637 < \Gamma < 0,657$. Les valeurs de c^* indiquées dans le tableau II.1 ont été calculées en utilisant la valeur représentative $\Gamma = 0,647$ pour laquelle une erreur de $\pm 1,5\%$ est engagé. Il ressort clairement du tableau II.1 que l'impulsion spécifique pouvant être obtenue est bien corrélée par la vitesse caractéristique c^* avec $I_{sp, \max} = 0.163c^* \pm 5\%$.

Les propergols composites peuvent être subdivisés en matériaux caoutchouteux qui peuvent être versés dans des boîtiers de moteur de fusée et se lier directement aux parois et à des matériaux rigides qui sont montés en sous-ensembles dans le carter du moteur. La propriété mécanique la plus importante des propergols composites est un coefficient de dilatation thermique élevé, similaire à celui de l'enveloppe, afin d'éviter le décollement du propulseur des parois de l'enveloppe ou la fissuration du grain. C'est le liant à base de résine qui fournit la résistance afin de conserver l'intégrité du propergol solide sous des charges opérationnelles. La fraction massique du comburant est nécessairement importante pour atteindre la performance souhaitée, de sorte que le liant combustible, qui présente une fraction de masse relativement faible, doit être solide. La plupart des agents

propulsifs composites ont une résistance à la traction comprise entre 700 et 3 500 kPa et sont capables d'élongations de 20 à 30%, tandis que les agents propulsifs à double base sont plus résistants.

Un exemple de propulseur composite est le PBAN, qui est utilisé dans les propulseurs à propergol solide pour le lanceur de la navette spatiale. Il est composé de perchlorate d'ammonium (70%) d'oxydant et de poudre d'aluminium (16%) dans un liant de résine polybutadiène acrylonitrile (PBAN) (14%) et a une densité de 1770 kg/m³. Le perchlorate d'ammonium oxydant inorganique (NH₄ClO₄) contient 34% d'oxygène disponible en poids, mais fournit également de l'hydrogène pour le processus de combustion. Le perchlorate d'ammonium a un poids moléculaire de 117,5 et une densité de 1950 kg / m³. C'est une substance instable et pose un danger d'incendie dangereux. En le chauffant, il se décompose sans fondre, c'est-à-dire qu'il sublime. Lors de la combustion dans des fusées solides, de l'acide chlorhydrique (HCl) est produit dans les produits. Ce matériau est très corrosif et forme le nuage blanc semi-opaque révélateur lorsqu'il est évacué dans l'atmosphère. L'aluminium a un poids atomique de 27 et une densité de 2700kg/m³ tandis que le liant résineux a une densité d'environ 920 kg/m³. Le poids moléculaire des gaz de combustion est bien représenté par les données présentées dans le tableau **II.1**.

Pour trouver la masse volumique d'un mélange de propergols solides (combustible, comburant et métal), on peut utiliser la relation suivante:

$$\rho = \frac{\rho_o \rho_f \rho_m}{Y_o \rho_f \rho_m + Y_f \rho_o \rho_m + Y_m \rho_o \rho_f}$$

Ici, **Y_o**, **Y_f** et **Y_m** représentent respectivement les fractions massiques d'oxydant, de combustible et de métal dans le mélange.

II.3.3 SECTIONS TRANSVERSALES DU GRAIN

Bien que la limite extérieure du grain soit généralement circulaire, la forme des enveloppes typiques, les limites intérieures peuvent être assez complexes car elles forment la surface brûlante et leur forme est importante pour contrôler la génération de gaz et le processus de montée en pression qui sera décrit dans une section ultérieure. Certaines configurations de grain typiques sont illustrées à la Fig. **II.2**. Le grain de fin de

combustion (ou de combustion de la cigarette) est le plus commun. Un grain en forme d'étoile est utilisé dans le moteur de fusée à propergol solide du système de transport spatial (c.-à-d. La navette spatiale).

Le grain est séparé de l'enveloppe du moteur par une couche de matériau isolant qui sert de barrière thermique pour limiter l'élévation de température de l'enveloppe. Cela permet à l'enveloppe de conserver des propriétés de résistance appropriées pour maintenir l'intégrité de l'enveloppe. L'épaisseur du voile de grain caractérise l'épaisseur initiale minimale du grain, mesurée entre la surface de combustion et la couche isolante ou entre deux surfaces de combustion. Pour les grains de fin de combustion, l'épaisseur de la bande est simplement la longueur du grain. Comme la combustion des grains n'est pas parfaitement symétrique, il peut rester des taches de propulseur non brûlé, même après la consommation de la bande, et elles sont appelées rubans.

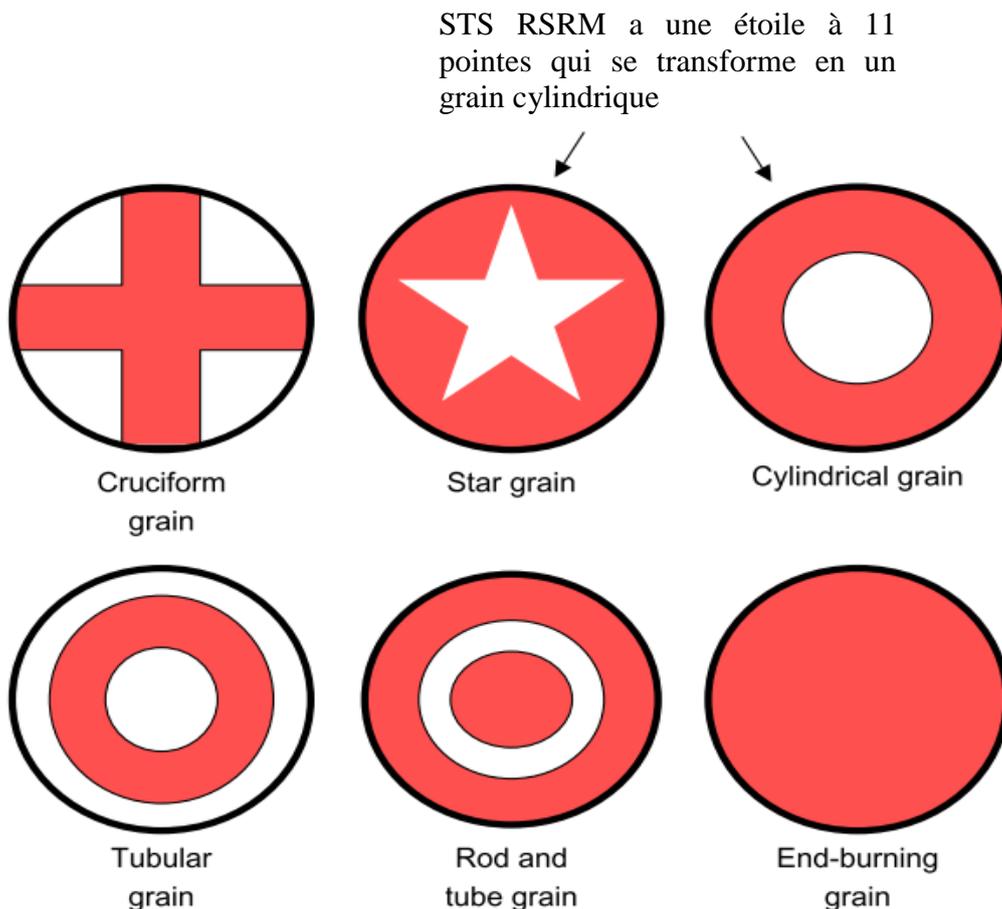


Figure II.2. Vues en coupe de différentes configurations de grains de propergol solide.[4]

NB : La ligne noire extérieure est l'enveloppe du moteur, la zone rouge est le grain de l'agent propulseur et les zones blanches indiquent la région dans laquelle le gaz est généré. Le grain fin brûle sur la surface indiquée. Le STS RSRM fait référence au système de transport spatial (plus communément à la navette spatiale), qui a redessiné le moteur à fusée solide.

II.4. TAUX DE COMBUSTION

Le taux de combustion (r) est la vitesse à laquelle la face brûlante recule, mesurée perpendiculairement à cette surface et généralement mesurée en pouces par seconde ou en centimètres par seconde. La vitesse de combustion est bien caractérisée par la relation de force

$$r = ap_c^n \quad (\text{II.1})$$

Dans cette équation, p_c est la pression de la chambre, n est une caractéristique de l'agent propulseur indépendante de la température de l'agent propulsif T_p , et a est une fonction dépendante de la température qui est également une caractéristique de l'agent propulsif. On trouve que la fonction dépendante de la température a peut être représentée par l'équation empirique suivante:

$$a = a_0 \exp \left[\beta (T_{pi} - T_{pi}^0) \right] \quad (\text{II.2})$$

En Eq. (II.2) T_{pi} est la température initiale du propulseur, T_{pi}^0 est une température de référence, disons 15 ° C, β est une constante empirique, et évidemment un 0 est la valeur de a lorsque $T_{pi} = T_{pi}^0$. Parce que Eq. (II.1) est une expression dimensionnelle, à l'exception de l'exposant n qui n'est qu'un nombre, l'amplitude du coefficient a dépend des dimensions utilisées pour la pression de la chambre. Par exemple, la vitesse de combustion d'un propulseur à base double typique et d'un propulseur composite composé de perchlorate d'ammonium est respectivement décrite comme suit:

$$r = 0.47 \exp [0.001 (T_{pi} - 15)] p_c^{0.23}$$

$$r = 0.5 \exp [0.003 (T_{pi} - 15)] p_c^{0.5}$$

Ici, les unités de pression, de température et de vitesse de combustion sont respectivement MPa, C et cm/s. Le comportement en puissance de ces deux agents propulsifs typiques est illustré à la Fig. II.3.

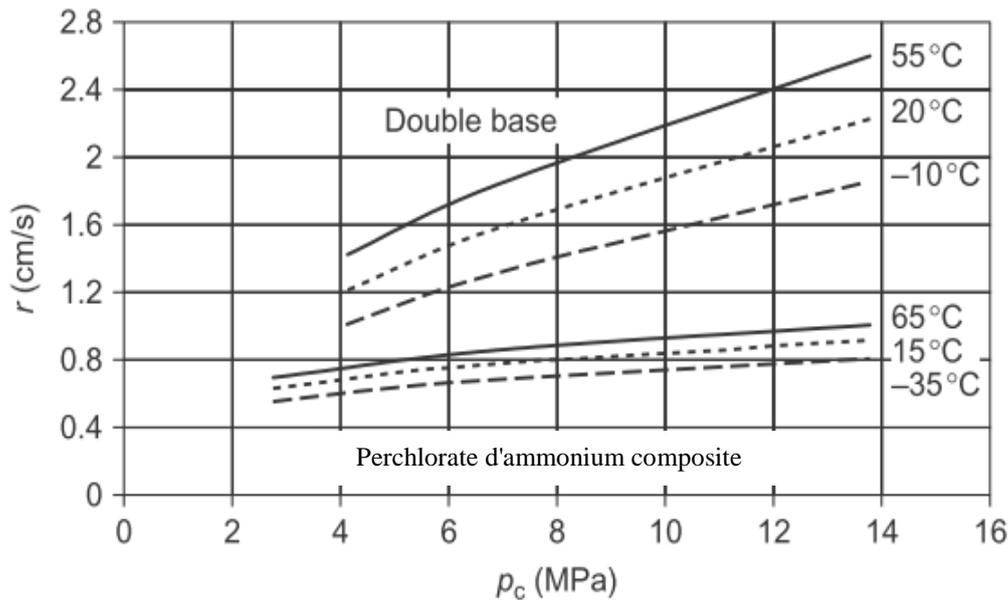


Figure.II.3. Comportement représentatif en puissance de la vitesse de combustion r en fonction de la pression de la chambre p_c . [4]

Bien que la gamme des échelles justifie rarement la présentation des courbes r versus P_c sur les tracés log-log, elle est utile pour illustrer plus clairement le comportement de la loi de puissance. Cela est particulièrement évident lorsque des variations dans la nature du grain de propulseur sont introduites de manière à modifier le taux de combustion, comme indiqué dans les tracés logarithmiques de la figure II.4. Le grain brûlant du plateau montre une augmentation de la loi de puissance jusqu'à une pression de la chambre où la vitesse de combustion atteint un plateau et reste constante par la suite. Le grain brûlant mesa suit le comportement du grain brûlant plateau mais, à une certaine pression de la chambre, la vitesse de combustion montre une diminution de la loi de puissance.

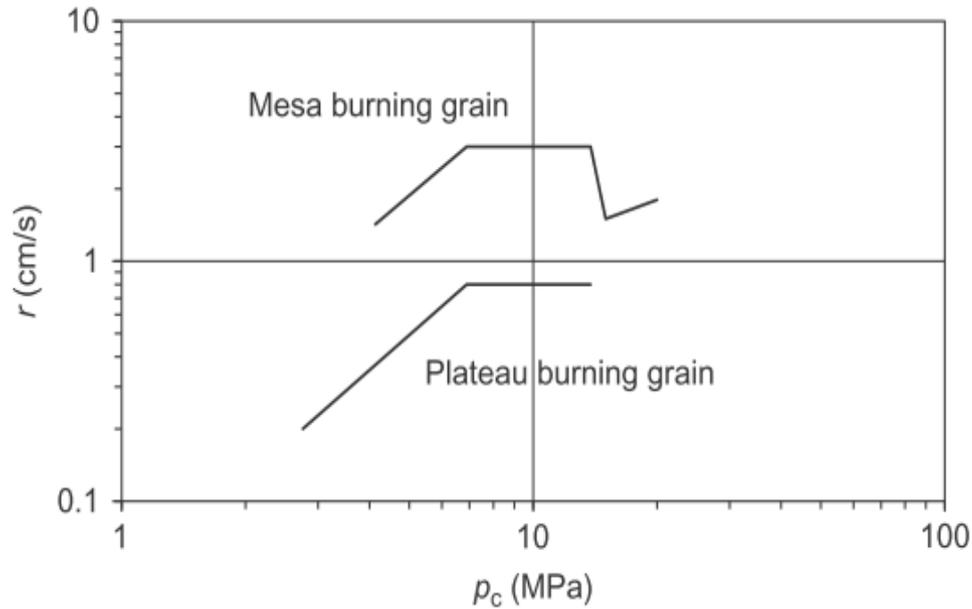


Figure II.4. Différents grains de propergol et leurs caractéristiques de combustion.[4]

II.5. CONCEPTION DES GRAINS POUR UNE SURFACE TEMPORELLE

La poussée produite par le moteur-fusée fonctionnant avec la tuyère en mode de pression adaptée est donnée par

$$F = \dot{m}V_e$$

La vitesse de sortie est

$$\dot{m} = \rho_p(rA_b)$$

Pour un propergol donné, la vitesse de combustion r et la masse volumique de propergol ρ_p sont essentiellement fixes de sorte que la surface de combustion A_b détermine la signature de poussée en fonction du temps:

$$F(t) \sim A_b(t)$$

En concevant de manière appropriée la section transversale du grain, il est possible d'adapter différents historiques de temps de poussée, comme indiqué sur la figure II.5.

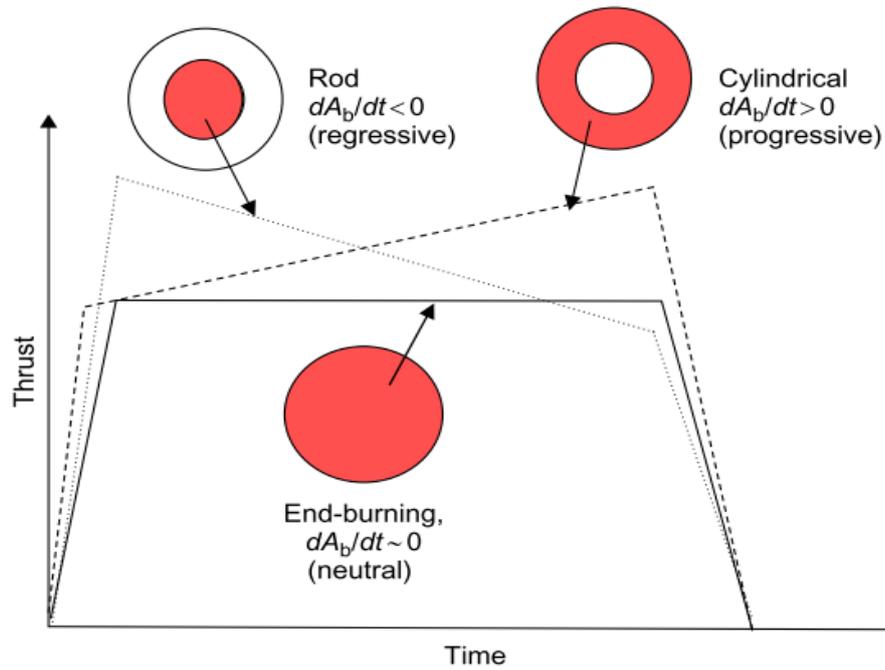


Figure II.5. Variation des profils temps-poussée en fonction de la section du grain.[4]

Le grain de base faisant l'objet d'une combustion a une surface de combustion constante dans le temps, de sorte que la poussée est également constante dans le temps, à l'exception bien sûr de l'augmentation de la pression initiale et de la décroissance de la pression finale, qui surviennent toutes deux pendant des périodes très inférieures au temps de combustion nominal. Ce cas est considéré comme représentant d'un grain en feu neutre. Un grain en train brûlé a une surface de combustion qui diminue continuellement avec le temps, de sorte que la poussée diminue avec le temps, comme illustré à la Fig. II.5. En ce sens, la tige en train brûlé du grain est dite régressive. Un grain en combustion cylindrique a une surface de combustion qui augmente continuellement avec le temps, et par conséquent, la poussée fait la même chose. Un tel grain est qualifié de progressif. De plus, la section transversale du grain peut être modifiée longitudinalement en réduisant la section transversale ou en modifiant la forme de la surface de combustion. Le taux de changement temporel de la surface de combustion ainsi obtenue peut être utilisé pour influencer l'historique des temps de poussée.

II.6. PRESSION DE CHAMBRE DE COMBUSTION

La pression dans la chambre de combustion étant le facteur dominant dans les fusées à propergol solide, nous devons déterminer comment elle varie lorsque le propulseur est consommé. Par souci de simplicité, considérons un grain en end-burning où la surface en combustion recule à un taux r , comme indiqué sur la figure II.6.

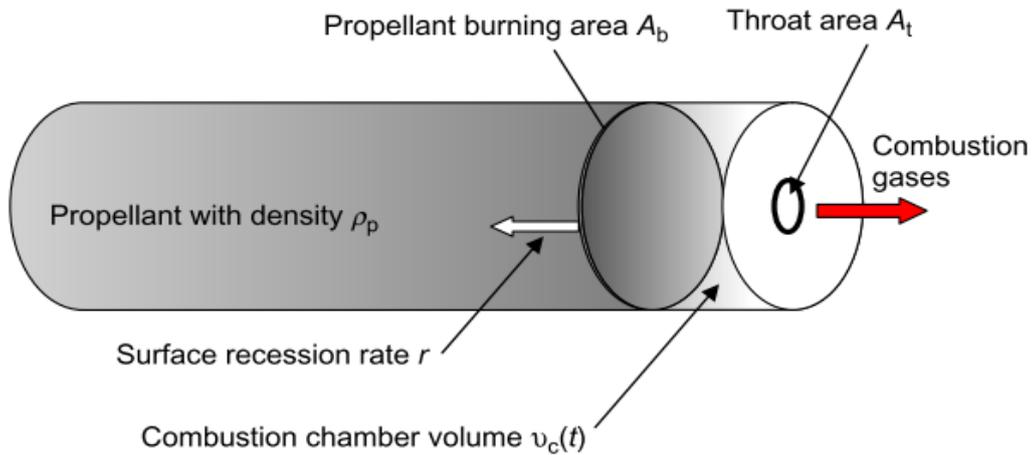


Figure II.6. Diagramme schématique du volume de la chambre de combustion formé par la récession de la surface de combustion.[4]

II.6.1. ANALYSE DE CONSERVATION DE MASSE

Si nous considérons le volume de contrôle comme allant de l'intérieur du carter du moteur jusqu'à le col, nous pouvons appliquer l'équation de conservation de la masse intégrale.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_v \rho dv + \int_A \rho \vec{V} \cdot \hat{n} dA = 0 \tag{II.3}$$

Le seul endroit où la matière croise le CV est à la gorge, donc

$$\int_A \rho \vec{V} \cdot \hat{n} dA = \dot{m}_t = \frac{p_c A_t}{\sqrt{RT_c}} \Gamma \tag{II.4}$$

Nous supposons que le col subit des chocs et que

$$\Gamma = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (\text{II.5})$$

La masse volumique dans le premier terme de l'équation de conservation de la masse, Eq. (II.3), est composé de deux contributions, ρ_p et ρ_c , ce qui nous permet d'écrire le premier terme comme

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{v_p} \rho_p dv + \frac{\partial}{\partial t} \int_{v_c} \rho_c dv = \rho_p \frac{dv_p}{dt} + \frac{\partial}{\partial t} \rho_c v_c \quad (\text{II.6})$$

Le premier terme à droite de l'équation (II.6) est le taux de changement de la masse de propergol dans le carter du moteur dû à la transformation en gaz. La masse volumique de propergol peut être amenée en dehors de l'intégrale car elle ne change pas avec le temps. Le second terme à droite de l'équation (II.6) est correct si nous supposons que la densité dans la chambre de combustion est uniformément distribuée dans tout v_c .

Le volume occupé par le propergol diminue au fur et à mesure que la face en feu recule. Ce volume peut être exprimé en $v_p = A_b L(t)$, où L est la longueur de la charge alors

$$\frac{dv_p}{dt} = A_b \frac{dL}{dt} = -r A_b \quad (\text{II.7})$$

Le signe négatif apparaît car L diminue avec le temps au fur et à mesure que le visage brûlant se retire. L'équation de conservation de masse devient alors

$$-\rho_p r A_b + \frac{\partial}{\partial t} (\rho_c v_c) + \frac{p_c A_t}{\sqrt{RT_c}} \Gamma = 0 \quad (\text{II.8})$$

Le deuxième terme de l'équation (II.8) peut être étendu à

$$v_c \frac{\partial \rho_c}{\partial t} + \rho_c \frac{\partial v_c}{\partial t} = v_c \frac{\partial \rho_c}{\partial t} + \rho_c r A_b \quad (\text{II.9})$$

Cela montre que le volume de la chambre de combustion augmente exactement au même rythme que le volume du propergol diminue et provoque l'équation. (II.8) devenir, en supposant que la température de la chambre reste constante

$$(\rho_c - \rho_p) r A_b + \frac{v_c}{RT_c} \frac{\partial p_c}{\partial t} + \frac{p_c A_t}{\sqrt{RT_c}} \Gamma = 0 \quad (\text{II.10})$$

Notre équation de conservation de masse est alors

$$\frac{dp_c}{dt} + \left[(\rho_c - \rho_p) a A_b \frac{RT_c}{v_c} \right] p_c^n + \left[\frac{\sqrt{RT_c}}{v_c} A_t \Gamma \right] p_c = 0 \quad (\text{II.11})$$

Notez que le volume de la chambre de combustion peut être écrit comme suit :

$$v_c(t) = v_0 + \int_0^t r A_b dt = v_0 + \int_0^t A_b a p_c^n dt \quad (\text{II.12})$$

II.6.2. PRESSION D'EQUILIBRE DE LA CHAMBRE

Nous voyons des équations. (II.11), (II.12) qu'une équation intégral-différentielle doit être résolue pour la pression de chambre p_c en fonction du temps. Plutôt que de faire cela, nous pouvons nous renseigner sur ce qui se produit lorsque p_c se stabilise et que $dp_c/dt=0$. Dans ce cas, la pression de la chambre d'équilibre est

$$p_{c,eq} = \left[\frac{A_b \sqrt{RT_c}}{A_t \Gamma} a \rho_p \left(1 - \frac{\rho_c}{\rho_p} \right) \right]^{\frac{1}{1-n}} \quad (\text{II.13})$$

Rappelons que la vitesse caractéristique est

$$c^* = \frac{\sqrt{RT_c}}{\Gamma} \quad (\text{II.14})$$

Nous nous attendons à ce que le rapport ρ_c/ρ_p soit très inférieur à l'unité et pouvons vérifier l'ordre de grandeur comme suit :

$$\frac{\rho_c}{\rho_p} = \frac{p_c}{RT_c} \frac{1}{\rho_p} = \frac{p_c}{\Gamma^2 c^{*2} \rho_p} = \frac{O(100 \times 10^5 \text{ N/m}^2)}{O(1)O(10^6 \text{ m}^2/\text{s}^2)O(10^3 \text{ kg/m}^3)} = O(10^{-2})$$

Parce que la densité de propergol solide est en effet beaucoup plus grande que la densité de gaz de combustion ($\rho_p \gg \rho_c$), nous pouvons négliger cette dernière par rapport à la première et réécrire Eq. (II.13) comme

$$p_{c,eq} = \left[\frac{A_b}{A_t} a \rho_p c^* \right]^{\frac{1}{1-n}} \quad \text{(II.15)}$$

Le produit $a \rho_p c^*$ dans Eq. (II.15) est une caractéristique du propulseur et, par conséquent, la pression dans la chambre n'est en réalité qu'une fonction de A_b/A_t telle que définie par la relation suivante :

$$p_{c,eq} \sim \left(\frac{A_b}{A_t} \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

L'exposant n est généralement situé dans la plage $0.2 < n < 0.8$, ce qui donne $1.25 < (1-n)^{-1} < 5$, illustrant l'importance du paramètre A_b/A_t , le rapport entre la surface de combustion et la surface de col pour établir le niveau de pression de la chambre d'équilibre dans le moteur de fusée. Il devrait être clair que la relation la plus fondamentale dans la conception d'un moteur de fusée à propergol solide est celle qui existe entre p_c et A_b/A_t . La variété de sections transversales des grains illustrée à la Fig. II.2 illustre la tentative de définition de la surface de combustion optimale pour différentes performances. Notez que les fissures apparaissant dans le grain de propulseur créent une zone de combustion supplémentaire pouvant entraîner une augmentation rapide de la pression pouvant entraîner une défaillance du tubage. Pour cette raison, les méthodes de production sont soigneusement contrôlées afin de garantir l'intégrité du grain propulsif.

Le rapport de la surface de combustion à la surface du col de la tuyère est souvent désigné par k et les graphiques de p par rapport à k sont généralement appelés des diagrammes de $p-k$. Nous pouvons utiliser des cas illustratifs pour la vitesse de combustion r de Eq. (II.1) pour construire les diagrammes $p-k$ correspondants. À cette fin, nous supposons une valeur typique de la masse volumique de propergol $\rho_p = 1700 \text{ kg/m}^3$, une vitesse caractéristique représentative $c^* = 1700 \text{ m/s}$ et rappelons que

les unités de la vitesse de combustion sont **cm/s**. Les diagrammes **p-k** résultants sont illustrés à la **Fig. II.7**.

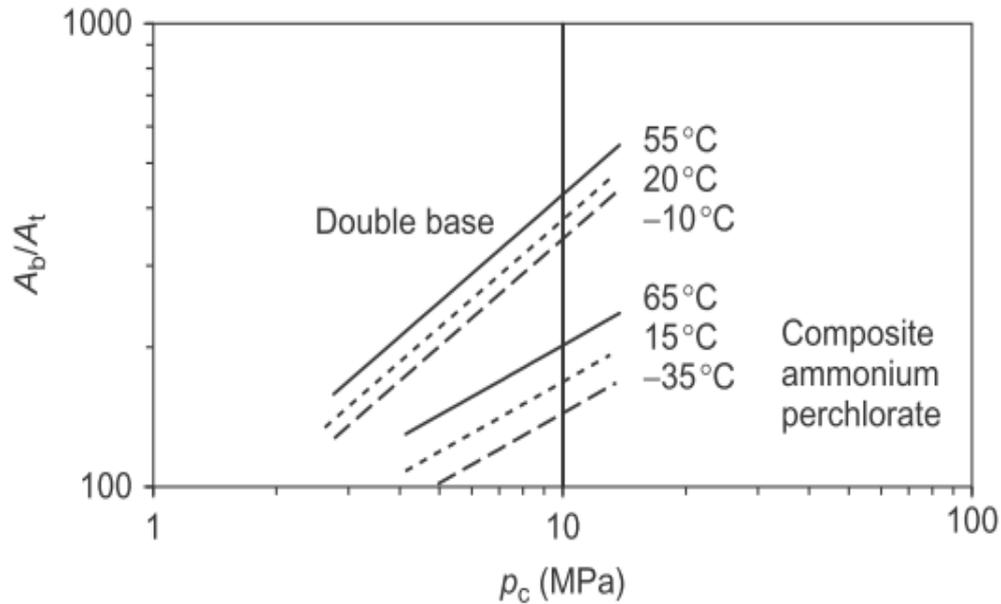


Figure II.7. Variation de $A_b/A_t = k$ et de la pression de la chambre p_c pour différents propulseurs et différentes températures initiales.[4]

II.6.3 STABILITÉ DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION

À partir de l'équation (II.4), nous voyons que le débit massique maximal constant sortant du col, qui se produit lorsque le col est choqué, est

$$\dot{m}_{\text{leaving}} \sim p_c$$

De même, l'équation (II.7) montre que le taux de masse constant de la production de gaz est

$$\dot{m}_{\text{produced}} = \rho \frac{dv}{dt} \sim r = p_c^n$$

Ce comportement est illustré à la **Fig. II.8** et le point de fonctionnement en régime permanent est indiqué comme le point où le débit massique produit par la combustion est égal au débit massique sortant du col étranglé. Il est à noter que les propergols avec $n < 1$ sont stables et ceux avec $n > 1$ sont instables.

Pour examiner la raison de cette conclusion concernant la stabilité du débit de la chambre de combustion, nous pouvons utiliser les informations de la **Fig. II.9**. Considérons la variation du débit massique $\Delta \dot{m}$ provoquée par une faible variation de la pression Δp lorsqu'elle se situait initialement au point de fonctionnement de l'équilibre. Pour un fonctionnement stable, $\Delta \dot{m} / \Delta p < 1$, c'est-à-dire que toute augmentation de la pression au-dessus du point de fonctionnement entraîne un taux de génération de gaz inférieur à celui pouvant être expulsé par la tuyère, de sorte que la pression retombe au point de fonctionnement se produit pour $n < 1$. Cependant, lorsque $\Delta \dot{m} / \Delta p > 1$, c'est-à-dire que toute augmentation de pression supérieure au point de fonctionnement entraîne un taux de génération de gaz supérieur à celui pouvant être expulsé par la tuyère, la pression de la chambre monte au-dessus le point de fonctionnement pression et peut provoquer une explosion de l'affaire, et cela se produit pour $n > 1$.

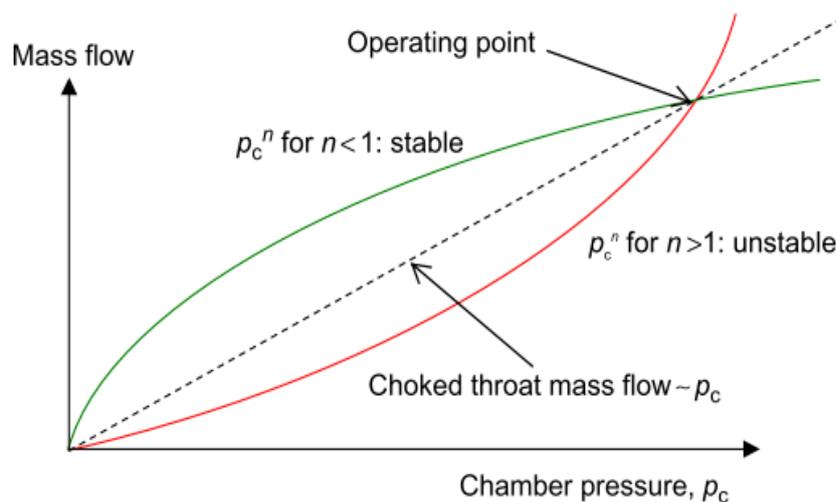


Figure II.8. Comportement du débit massique pour les exposants de vitesse de combustion supérieurs et inférieurs à l'unité.[4]

Les niveaux appropriés de poussée et de pression sont généralement obtenus par le choix approprié du rapport A_b/A_t . La poussée peut être trouvée à partir de l'équation suivante :

$$F = c_F p_c A_t \tag{II.16}$$

Le niveau de poussée est déterminé principalement par la pression dans la chambre de combustion pour un propergol donné, comme le montre l'examen des équations (II.15), (II.16) et, par conséquent, par A_b/A_t .

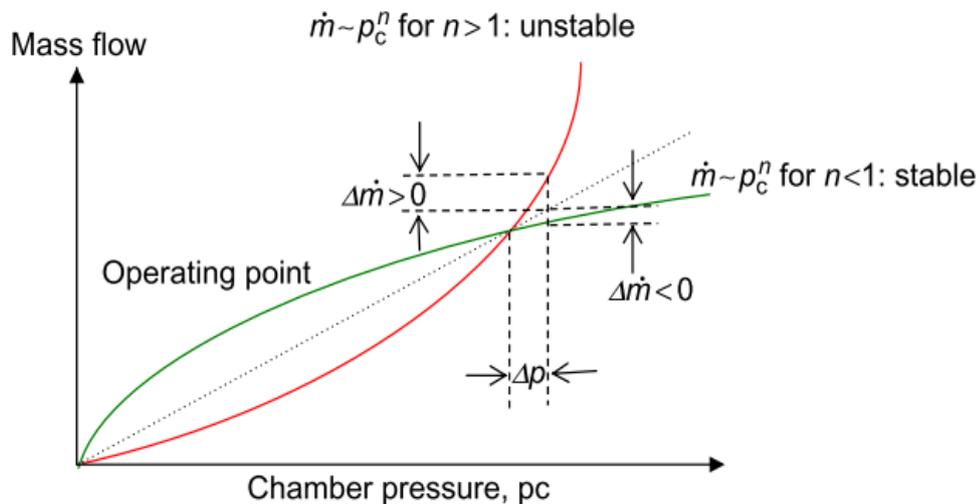


Figure.II.9. Stabilité de la pression de la chambre de combustion des fusées à propergol solide face aux perturbations de la pression.[4]

II.6.4. SENSIBILITE AUX PERFORMANCES DU PROPERGOL

On peut déterminer la sensibilité de la performance du propergol aux changements de température initiale du propulsif en prenant des dérivés logarithmiques de la pression de la chambre d'équilibre, donnée par Eq. (II.15) à condition que le paramètre $k = A_b/A_t$ soit maintenu constant. Comme indiqué précédemment, le rapport entre la surface de combustion et le col est un paramètre important dans la conception de fusées à propergol solide et peut varier entre 100 et 2000. Les coefficients de sensibilité à la température déterminés de cette manière sont répertoriés ci-dessous dans les équations (II.17) - (II.20).

$$(\pi_p)_k = \frac{1}{p_c} \left(\frac{dp_c}{dT_i} \right)_k \quad (\text{II.17})$$

$$(\pi_r)_p = \frac{1}{r} \left(\frac{dr}{dT_i} \right)_p = \frac{1}{T_{\text{ign}} - T_i} \quad (\text{II.18})$$

$$(\pi_r)_k = \frac{1}{r} \left(\frac{dr}{dT_i} \right)_k \quad (\text{II.19})$$

$$(\pi_p)_k = (\pi_r)_k = \frac{1}{1-n} (\pi_r)_p \quad (\text{II.20})$$

La poussée est donnée dans l'équation (II.16) comme $\mathbf{F} = c_F \mathbf{p}_c \mathbf{A}_t$. Prendre la dérivée logarithmique en supposant que \mathbf{A}_t est un rendement constant

$$\frac{dF}{F} = \frac{dc_F}{c_F} + \frac{dp_c}{p_c} \quad (\text{II.21})$$

Supposant que la tuyère fonctionne dans le mode adapté ($\mathbf{p}_e = \mathbf{p}_0$), on trouve

$$\frac{dc_F}{c_F} = \frac{\gamma-1}{2\gamma} \left[\left(\frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]^{-1} \frac{dp_c}{p_c} \quad (\text{II.22})$$

Ensuite, en utilisant Eq. (II.22) et Eq. (II.17) dans l'équation (II.21) on trouve

$$\frac{dF}{F} = \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2\gamma} \left[\left(\frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]^{-1} \right\} (\pi_p)_k dT_i \quad (\text{II.23})$$

Nous faisons ensuite l'approximation que les différentiels peuvent être remplacés par des différences finies afin que

$$\frac{\Delta F}{F} \approx \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2\gamma} \left[\left(\frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]^{-1} \right\} (\pi_p)_k \Delta T_i \quad (\text{II.24})$$

Nous pouvons également déterminer l'effet du changement de température du propergol sur l'impulsion totale délivrée par le moteur-fusée en notant que l'impulsion totale peut être écrite ainsi:

$$I = \int_0^{\tau} F dt = F_{\text{avg}} \tau$$

Le changement d'impulsion peut être décrit comme suit :

$$\frac{dI}{I} = \frac{dF_{\text{avg}}}{F_{\text{avg}}} + \frac{d\tau}{\tau} = \frac{dF_{\text{avg}}}{F_{\text{avg}}} - \frac{dr}{r} \quad (\text{II.25})$$

Le changement de variable de τ à r dans le Eq. (II.25) reconnaît le fait que la durée de combustion τ est inversement proportionnelle à la vitesse de combustion r . Donc $d\tau \sim d(1/r) = -\tau (dr/r)$. Utilisation de l'équation (II.19) dans l'équation (II.25) on trouve

$$\frac{dI}{I} = \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2\gamma} \left[\left(\frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]^{-1} \right\} (\pi_p)_k dT_i - (\pi_r)_k dT_i$$

Utilisation des équations (II.1), (II.15), (II.17), (II.19), on peut montrer que

$$(\pi_p)_k = \frac{1}{p_c} \left(\frac{dp_c}{dT} \right)_k = \frac{1}{r} \left(\frac{dr}{dT} \right)_k = (\pi_r)_k \quad (\text{II.26})$$

Mettant $(\pi_p)_k = (\pi_r)_k$ la modification de l'impulsion totale peut être écrite ainsi :

$$\frac{dI}{I} = \frac{\gamma-1}{2\gamma} \left[\left(\frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]^{-1} (\pi_p)_k dT_i$$

En faisant à nouveau l'approximation que les différentiels peuvent être remplacés par des différences finies, nous obtenons

$$\frac{\Delta I}{I} \approx \frac{\gamma-1}{2\gamma} \left[\left(\frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]^{-1} (\pi_p)_k \Delta T_i \quad (\text{II.27})$$

Eqs. (II.24), (II.27) montrent que la sensibilité de la poussée et de l'impulsion aux variations de la température initiale du propergol est linéaire. Le coefficient de sensibilité à la température qui maintient $\mathbf{k} = \mathbf{A}_b/\mathbf{A}_t$ constant, $(\pi_p)_k$, est une caractéristique du propergol et est généralement inférieur à 0,5% par °C. Pour illustrer la sensibilité à la température, considérons les deux propergols représentatifs traités dans la partie II.4 pour

le cas d'une valeur typique $(\pi_p)_k = 0,2\%$ par °C. Les résultats sont présentés à la figure II.10. Notez que l'effet sur l'impulsion est un ordre de grandeur inférieur à celui sur la poussée. Du fait que les effets sont linéaires avec $(\pi_p)_k$, les résultats de la figure II.10 peuvent être simplement ajustés pour différentes valeurs de $(\pi_p)_k$.

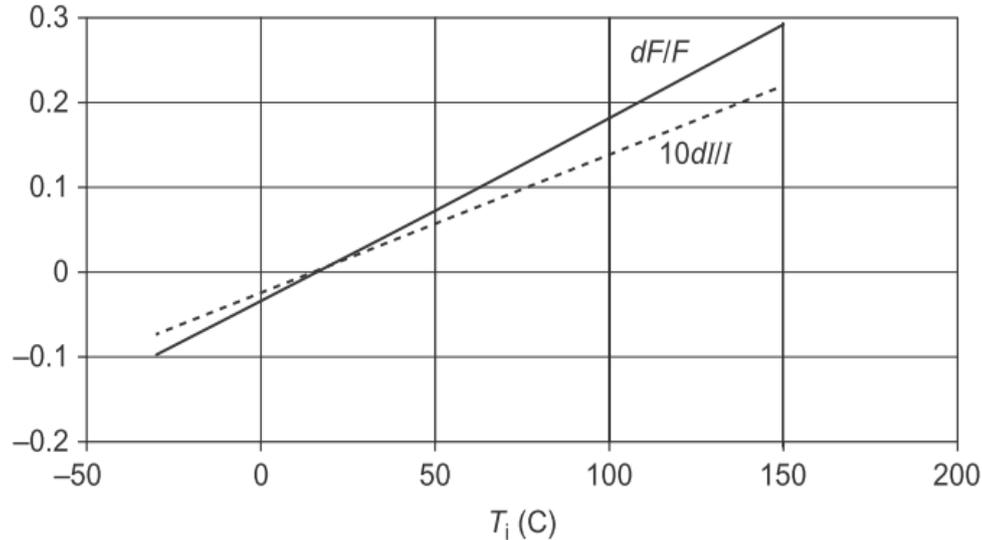


Figure.II.10. Sensibilité de la poussée et de l'impulsion totale de propergols solides représentatifs avec $(\pi_p)_k = 0,2\%$ par °C.[4]

Pour le propergol double base typique et le propergol composite composé de perchlorate d'ammonium considéré, nous avons sélectionné $\gamma = 1.2$ et pourtant, les résultats pour toutes les conditions de la figure II.3 sont pratiquement indiscernables à l'échelle de la figure II.10. C'est parce que dans les équations. (II.24), (II.27), pour une valeur raisonnable de γ pour les gaz de combustion, le rapport de pression est élevé à une puissance faible et a donc un effet relativement mineur sur l'ampleur des résultats.

II.7. PERFORMANCES DU MOTEUR DE FUSEE A PROPERGOL SOLIDE

II.7.1. MOTEURS DE FUSEE A PROPERGOL SOLIDE A DOUBLE POUSSEE

Dans certaines applications de fusées, de grandes variations de poussée peuvent être nécessaires. Deux niveaux de poussée sont généralement nécessaires: une poussée forte pour accélérer la fusée entièrement alimentée et donc relativement lourde à la vitesse désirée « la phase de suralimentation » et un niveau de poussée beaucoup plus faible pour maintenir la vitesse élevée du moteur de fusée beaucoup plus léger en raison du carburant consommé « phase du soutien ». Ce type de fonctionnement en deux phases est

relativement facile à satisfaire par les moteurs-fusées à propergol solide. Soit des grains ayant deux vitesses de combustion différentes, soit des grains ayant deux formes transversales différentes peuvent fournir la modulation décrite. Deux configurations possibles sont illustrées à la Fig. II.11. L'un a deux grains avec des vitesses de combustion différentes, tandis que l'autre en a un avec deux configurations de grain différentes.

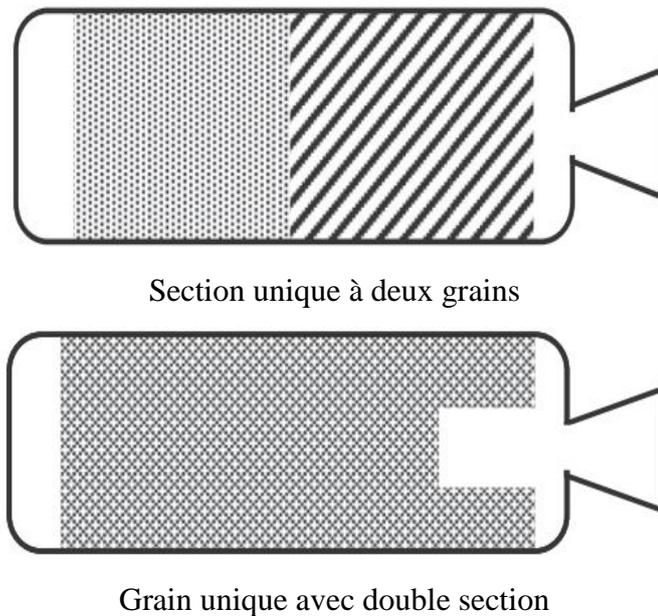


Figure.II.11. Deux configurations possibles pour les moteurs à propulsion solide à double poussée.[4]

II.7.2. CARTERS DE MOTEUR DE FUSEE A PROPERGOL SOLIDE

Les matériaux utilisés pour le carter du moteur doivent supporter le grain et contenir la pression de la chambre de combustion pendant le fonctionnement. Les matériaux habituellement utilisés à cette fin comprennent les alliages d'acier et d'aluminium, ainsi que le titane et, de plus en plus, les matériaux composites. Les propriétés mécaniques de base des matériaux métalliques ont été présentées dans le tableau II.2. Les matériaux composites sont devenus plus populaires en raison de la résistance élevée à la traction de diverses fibres non métalliques telles que le verre, le kevlar et le carbone. La résistance de ces fibres peut être exploitée avec de nouvelles techniques de fabrication telles que le bobinage de filaments. Les fibres minces sont continuellement enroulées selon un motif particulier autour d'un mandrin, ou prennent la forme désirée, puis sont noyées dans une résine qui sert à conserver la forme. Les fibres peuvent être alignées pour répondre au

mieux aux contraintes attendues et fournir ainsi un boîtier plus efficace pouvant peser moins lourd que celui en métal conventionnel. Cette technique a particulièrement bien réussi dans la production de réservoirs pour les propulseurs de fusées à liquide. En effet, le carter de moteur d'une fusée à propergol solide est essentiellement un réservoir de propergol qui contient des pressions beaucoup plus élevées que les réservoirs de propulseur liquide et doit fonctionner à des températures relativement plus élevées. Des couches isolantes dans des carters de moteur de fusée à propergol solides sont nécessaires pour maintenir les températures des matériaux du tubage dans des limites acceptables. Le grain propulsif est fixé au boîtier par liaison directe à la paroi interne du boîtier et cette technique est utilisée pour des grains relativement mous et élastiques. Pour les grains plus durs et plus fragiles, on utilise un support structural local. En raison de la large plage de température rencontrée dans le grain, le coefficient de dilatation thermique du grain doit être minimisé afin d'éviter des contraintes élevées dans le carter du moteur-fusée.

La tuyère d'un moteur de fusée à propergol solide ne dispose pas de moyens de refroidissement; elle est donc souvent construite avec un matériau réfractaire. Les matériaux couramment utilisés comprennent le graphite, l'oxyde de béryllium et le carbure de silicium. L'autre solution consiste à utiliser un matériau ablatif consommé pendant le fonctionnement, absorbant une partie de la chaleur intense lors du changement de phase. Ceci est similaire à la méthode de protection thermique utilisée sur les véhicules de rentrée.

matériaux	Limite d'élasticité de conception (MPa)	module d'élasticité (GPa)	Masse volumique (kg/m ³)
Acier HY			
HY-80	551	203	7880
HY-130/150	896 – 1030	203	7880
Acier faiblement allié			
4130	1030 – 1240	200	7820
4335V	1240 – 1380	200	7820
Acier maraging			
Grade 250	1650	190	7990
Grade 300	1930	190	7990
Acier HP			
9Ni-4Co-0.250	1240 – 1520	196	7740
9Ni-4Co-0.450	1790 – 2070	196	7740
Titane			
Ti-6Al-4V	1030	110	4620
Alliages d'aluminium			
Série 2000	241 – 448	71	2750
Série 6000	255 – 324	71	2760
Série 7000	413 – 469	71	2760

Tableau II.2 Propriétés de certains matériaux aérospatiaux typiques

II.7.3. DIMENSIONNEMENT DE LA CHAMBRE DE COMBUSTION

Les composants mécaniques d'un moteur-fusée sont principalement constitués de la chambre de combustion et de la tuyère d'échappement. La chambre de combustion est essentiellement un récipient sous pression contenant le propergol, qui doit pouvoir supporter la haute pression et la température des produits de combustion.

Considérons la cuve cylindrique fermée soumise à une pression interne p , comme indiqué sur la figure II.12.

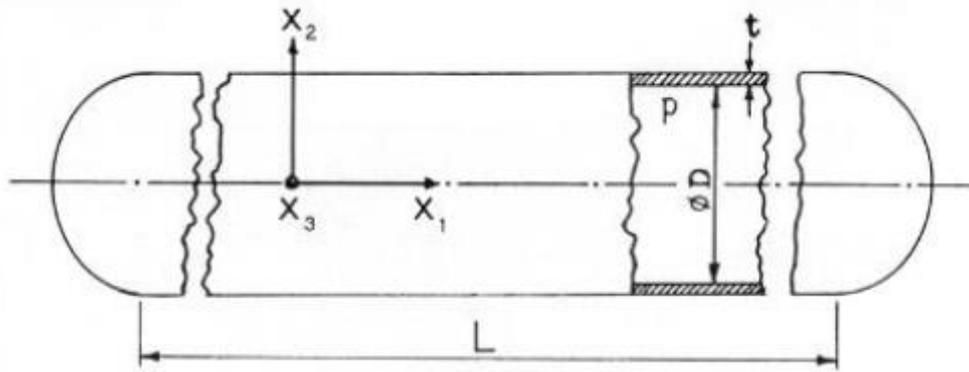


Figure.II.12. cuve cylindrique fermée soumise à une pression interne p . [5]

Un diagramme en corps libre d'une partie du cylindre découpée autour d'une ligne circonférentielle, Fig II.13, indique une force de pression externe agissant sur l'extrémité fermée et une force de traction axiale interne agissant à l'intérieur de la paroi. La force de traction en termes de contrainte longitudinale moyenne σ_1 à travers la zone circonférentielle coupée est comme suit

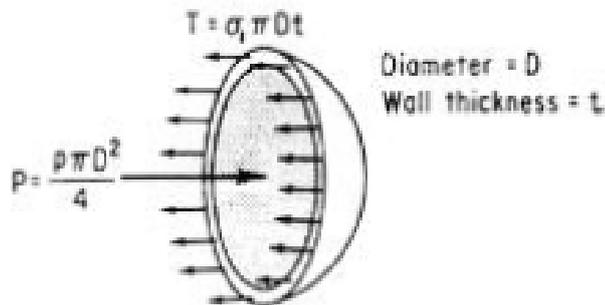


Figure.II.13. diagramme en corps libre d'une partie du cylindre découpée autour d'une ligne circonférentielle. [5]

Ainsi nous avons

$$\sigma_1 A = \sigma_1 \pi D t$$

Pour maintenir l'équilibre dans la direction longitudinale, la force de traction et la force de pression doivent être égales.

$$\begin{aligned} \sigma_1 \pi D t &= p \frac{1}{4} \pi D^2 \Leftrightarrow \\ \sigma_1 &= \frac{p D}{4 t} \end{aligned}$$

Pour arriver à une expression pour la contrainte circonférentielle σ_3 , un deuxième corps est esquissé comme représenté sur la figure II.14.

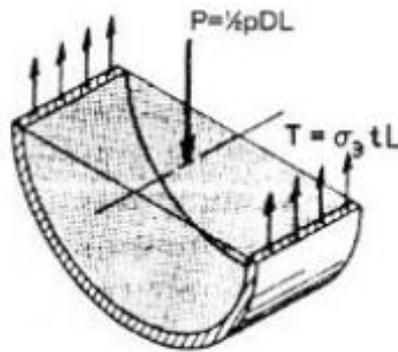


Figure.II.14. diagramme représentant des forces agissant verticalement.[5]

Ceci est dessiné pour inclure la partie du gaz sous pression ou du liquide contenu par ce segment du cylindre. Les forces dans la direction verticale comprennent une force de pression égale au produit de la pression interne p et de la surface LD , et des forces de traction sur chacune des deux zones sectionnées.

La force de traction en termes de contrainte circonférentielle σ_3 sur la zone coupée A est :

$$\sigma_3 A = \sigma_3 L t$$

Pour maintenir l'équilibre, alors:

$$\begin{aligned} \sigma_3 L t &= \frac{1}{2} p L D \Leftrightarrow \\ \sigma_3 &= \frac{p D}{2 t} \end{aligned}$$

Comme la contrainte circonférentielle est deux fois plus grande que la contrainte longitudinale, le cylindre tomberait en panne, éclaterait ou exploserait en se séparant longitudinalement. Nous trouvons enfin la contrainte radiale moyenne σ_2 comme :

$$\sigma_2 = -\frac{1}{2}p$$

Comme critères de rendement, nous utilisons le « **von Mises** » qui est donné par l'équation :

$$(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2 = 2\sigma_v^2$$

N.B : Où σ_v est la limite d'élasticité en traction du matériau de la paroi.

Pour assurer une déformation élastique purement réversible, c'est-à-dire pour éviter toute déformation plastique durable, nous définissons un facteur de sécurité S_f :

$$S_f = \frac{\sigma_v}{\sigma_{ref}}$$

Où σ_{ref} est une contrainte de traction de référence en termes de, quand $\sigma_{ref} = \sigma_v$ les conditions de rendement sont atteintes, quand $\sigma_{ref} < \sigma_v$ on a une déformation purement élastique et quand $\sigma_{ref} > \sigma_v$ on a une déformation purement plastique. Des tubes de qualité pour les applications de vapeur chaude utilisent un facteur de sécurité de **1.5** comme norme internationale. La norme est également de prendre en compte les phénomènes d'affaiblissement comme le soudage sur le récipient sous pression, ce qui est le cas lorsque la fermeture arrière des moteurs-fusées est soudée à l'extrémité des chambres.

Par précaution nous impliquons un facteur de force z :

$$z = 0.9$$

La connexion au facteur de sécurité est alors spécifiée :

$$S_{fs} = zS_f = \frac{z\sigma_v}{\sigma_{ref}}$$

Le critère de « **von Mises** », prend alors la forme de :

$$(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2 = 2\left(\frac{z\sigma_v}{S_f}\right)^2$$

Alors que l'on cherche dans l'analyse la pression maximale pour un récipient donné ou l'épaisseur minimale t_{\min} pour une pression et un diamètre donnés, ce qui donne :

$$P_{\max} = \frac{4t}{\sqrt{3D^2 + 6Dt + 4t^2}} \cdot \frac{z\sigma_v}{S_f}$$

$$t_{\min} = \left(\frac{3 + \sqrt{48Q^2 - 3}}{16Q^2 - 4} \right) \cdot D$$

$$\approx \left(\frac{1}{4}\sqrt{3} \frac{1}{Q} + \frac{3}{16} \frac{1}{Q^2} \right) \cdot D$$

$$Q = \frac{z\sigma_v}{pS_f}$$

En pratique, les équations standard pour la dimension des récipients sous pression sont des équations approximatives «faciles à mémoriser», qui suivent généralement les solutions théoriques en termes d'un coefficient de proportionnalité relativement constant autour de 1.25, c'est-à-dire que t_{\min} est calculé approximativement 25% plus élevé que le chiffre théorique correspondant.

Finalement, l'utilité de la formule obtenue dépend du sens commun des concepteurs. Pour garantir des paramètres de conception appropriés, nous devons inclure la tolérance de l'épaisseur de paroi des récipients sous pression fabriqués. Nous avons :

$$t_{nom} = t_{\min} + dt$$

Où t_{nom} est la mesure nominale et dt est la tolérance garantie de la mesure nominale, habituellement 10% de t_{nom} . Cela nous donne la mesure nominale souhaitée pour concevoir :

$$t_{nom} = t_{\min} + 0.1t_{nom} \Leftrightarrow$$

$$t_{nom} = 1.11 t_{\min}$$

Pour trouver le bon tube, il faut étudier les possibilités disponibles et choisir une épaisseur de paroi nominale aussi proche que possible de la mesure nominale trouvée.

II.8. FONCTIONNEMENT TRANSITOIRE DE MOTEURS A PROPERGOL SOLIDE

La poussée des moteurs-fusée à propergol solide peut varier considérablement au cours des trois phases de fonctionnement: augmentation de la pression initiale, période de pression nominale de fonctionnement et perte de pression après extinction du combustible. La poussée peut être exprimée sous la forme $F(t) = c_F p_c(t) A_t$ où le coefficient de poussée c_F et la surface du col A_t sont essentiellement des fonctions de la tuyère et sont essentiellement constants pendant le fonctionnement tandis que la pression dans la chambre de combustion $p_c(t)$ est le principal contributeur à la variation de poussée. Dans cette partie, nous développons des méthodes quantitatives pour calculer le comportement temporel de la pression dans le moteur de fusée pendant les trois phases de base du fonctionnement.

II.8.1. AUGMENTATION DE LA PRESSION INITIALE

L'augmentation de pression initiale peut être obtenue en réarrangeant l'équation différentielle pour p_c , Eq. (II.11), et le récrire sous la forme suivante:

$$dt = \frac{v_c}{\Gamma^2 c^* A_t} \frac{dp_c}{p_c \left(\rho_p c^* a \frac{A_b}{A_t} p_c^{n-1} - 1 \right)} \tag{II.28}$$

Pour mettre en œuvre cette équation, supposons ce qui suit: La montée initiale en pression est si rapide que le volume de la chambre est constant et égal au volume initial de la chambre, $v_c = v_{c,i}$, la vitesse caractéristique atteint immédiatement la valeur d'équilibre, $c^* = c_{eq}^*$, et reste constant, et le processus d'allumage ramène la pression à un niveau p_c , suffisamment élevé pour que le grain s'allume et brûle. Ensuite, la relation implicite pour la pression initiale augmente avec le temps

$$t = \frac{1}{1 - n \Gamma^2 c^* A_b} \ln \left[\frac{\rho_p a c^* k - p_{c,ign}^{1-n}}{\rho_p a c^* k - p_c^{1-n}} \right]$$

Notez que nous avons utilisé la définition $\mathbf{k} = \mathbf{A}_b/\mathbf{A}_t$ et pouvons maintenant réécrire cette équation comme suit:

$$\frac{p_c}{p_{c,eq}} = \left\{ 1 - \left[1 - \left(\frac{p_{c,ig}}{p_{c,eq}} \right)^{1-n} \right] e^{-\frac{t}{t_1}} \right\}^{\frac{1}{1-n}} \quad (\text{II.29})$$

Dans éq. (II.29), nous avons introduit, à partir de l'équation (II.15), la pression de la chambre de combustion à l'équilibre

$$p_{c,eq} = (\rho_p a k c^*)^{\frac{1}{1-n}}$$

De plus, nous avons introduit une échelle de temps

$$t_1 = \frac{k v_{c,i}}{(1-n) A_b \Gamma^2 c^*} \quad (\text{II.30})$$

Pour accélérer la montée en pression, il est nécessaire de minimiser le temps caractéristique. Cela peut être fait en réduisant le rapport du volume initial de la chambre de combustion jusqu'à la surface du col, $v_{c,i}/A_t = \mathbf{k} v_{c,i}/A_b$, et en choisissant un propergol avec une vitesse caractéristique élevée c^* et une combustion avec un exposant n plus important. Étant donné que le débit massique, et donc les performances, est défini par la surface du col et qu'une valeur plus grande du volume initial de la chambre signifie un carter de moteur plus grand ou une réduction de la masse de propergol, la marge de manœuvre est réduite. Une approche différente pour obtenir une augmentation rapide de la pression sans compromettre les performances opérationnelles consiste à utiliser un bouchon de purge dans le col pour empêcher les gaz de s'échapper par le col jusqu'à ce que la pression soit raisonnablement proche de $p_{c,eq}$.

II.8.2. VARIATION LOCALE DE LA PRESSION D'EQUILIBRE ET TEMPS DE COMBUSTION

L'équation différentielle pour la pression de la chambre de combustion, Eq. (II.11) s'est avéré être une équation intégro-différentielle en raison de la variation du volume de la chambre en fonction du temps donnée par Eq. (II.12). Cependant, si la variation de pression dans le temps est faible, nous pouvons supposer un équilibre local, c'est-à-dire que la pression dans la chambre à tout moment est égale à la valeur d'équilibre donnée par Eq. (II.15) comme déterminé par les valeurs locales de toutes les variables de cette équation. La pression de la chambre d'équilibre dans l'équation (II.15) varie avec le temps, principalement parce que la zone de combustion A_b varie avec le temps, à mesure que le grain est consommé. Par conséquent, nous pouvons réécrire Eq. (II.15) comme

$$p_c = \left(\frac{a \rho_p c^* A_{b,i}}{A_t} \right)^{\frac{1}{1-n}} \left(\frac{A_b}{A_{b,i}} \right)^{\frac{1}{1-n}} = p_{c,i} \left(\frac{A_b}{A_{b,i}} \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (\text{II.31})$$

Ici, $A_{b,i}$ est la surface de combustion initiale et $p_{c,i}$ est la pression initiale de la chambre de combustion à l'équilibre. Si nous définissons maintenant un système de coordonnées avec y indiquant la distance entre la surface de combustion et son emplacement d'origine, la vitesse de combustion est donnée par

$$r = \frac{dy}{dt} \quad (\text{II.32})$$

La surface de combustion A_b est une fonction directe de la coordonnée y , c'est-à-dire $A_b = A_b(y)$, ce qui signifie que A_b est implicitement une fonction du temps. Ensuite, pour les valeurs sélectionnées de y , on peut générer les valeurs correspondantes de A_b et, en utilisant Eq. (II.32), les valeurs correspondantes de $p_c = p_c(y)$. Bien entendu, on suppose que les valeurs de c^* , ρ_p et a sont connues et constantes pour cette analyse. Nous pouvons alors trouver le taux de combustion à partir de l'équation. (II.1), c'est-à-dire

$$r = a [p_c(y)]^n = r(y)$$

Ensuite, à partir de l'équation (II.32) nous pouvons relier la durée de combustion t à l'emplacement de la surface de combustion y comme suit :

$$t = \int_0^y \frac{1}{r} d\eta = \int_0^y \frac{1}{a[p_c(\eta)]^n} d\eta = \frac{1}{ap_{c,i}^n} \int_0^y \left(\frac{A_b}{A_{b,i}} \right)^{\frac{-n}{1-n}} d\eta \quad (\text{II.33})$$

En introduisant une longueur de référence R_i et en notant que $ap_{c,i}^n = r_i$, le taux de combustion initial, nous pouvons transformer Eq. (II.33) en

$$t = \frac{R_i}{r_i} \int_0^{y/R_i} \left(\frac{A_b}{A_{b,i}} \right)^{\frac{-n}{(n-1)}} d\eta \quad (\text{II.34})$$

Si la longueur de référence R_i est considérée comme l'épaisseur de la bande, la quantité R_i/r_i fournit une mesure de l'ordre de grandeur du temps de combustion du grain. Intégration de l'équation (II.34) fournit $t = t(y)$ qui permettrait la détermination de $A_b(t)$ afin que nous puissions enfin trouver $p_c = p_c(t)$ à partir de Eq. (II.31). Bien que cette approche approximative convienne aux grains propulseurs légèrement progressifs ou régressifs, dans le cas le plus général, il serait nécessaire de résoudre l'équation. (II.11) par des moyens numériques.

En ce qui concerne les variations de pression dans la chambre de combustion, les grains en end-burning sont neutres, comme indiqué à la Fig. II.5. La surface de combustion reste constante tout au long du processus de combustion ($A_b/A_{b,i} = 1$), Eq. (II.31) montre que la pression de la chambre est constante, $p_c = p_{c,i}$ et Eq. (II.34) montre que $t = y / r_i$. La longueur de référence R_i est la longueur du grain, L , et lorsque y atteint L , le temps de combustion est atteint, $t_{bo} = L / r_i$.

Les grains cylindriques sont progressifs, c'est-à-dire que la pression dans la chambre augmente avec le temps car la surface de combustion augmente avec le temps, comme indiqué sur la figure II.5. Dans ce cas, la surface de combustion peut être décrite par

$$\frac{A_b}{A_{b,i}} = \frac{2\pi(R_1 + y)L}{2\pi R_1 L} = 1 + \frac{y}{R_1} \quad (\text{II.35})$$

Choisir $R_i = R_1$ Eq. (II.34) devient

$$t = (1-n) \frac{R_1}{r_i} \left[\left(1 + \frac{y}{R_1} \right)^{\frac{1}{1-n}} - 1 \right] = (1-n) \frac{R_1}{r_i} \left[\left(\frac{A_b}{A_{b,i}} \right)^{\frac{1}{1-n}} - 1 \right]$$

Puis résoudre la variation de la surface de combustion avec le temps et substituer le résultat à Eq (12.31)

$$p_c = p_{c,i} \left[1 + \frac{r_i}{(1-n)R_1} t \right] \quad \text{(II.36)}$$

La pression dans un grain cylindrique augmente de manière linéaire avec le temps, comme le suggère l'illustration de la figure II.5. Le grain se consume quand $y = R_2 - R_1$ et donc

$$t_{bo} = \frac{R_1}{r_i} (1-n) \left[\left(\frac{R_2}{R_1} \right)^{\frac{1}{1-n}} - 1 \right] \quad \text{(II.37)}$$

II.8.3. CHUTE DE PRESSION FINALE

On peut déterminer l'historique de la perte de charge à l'approche de la fin combustion, en supposant que la température de la chambre de combustion T_c est approximativement constante, le volume de la chambre est égal au volume final de la chambre $v_c = v_{c,f}$ et $A_b \rightarrow 0$. Dans ces conditions, Eq (II.28) devient

$$\frac{dp_c}{p_c} = - \frac{\Gamma^2 c^* A_t}{v_{c,f}} dt = - \frac{\Gamma^2 c^* A_{b,i} v_{c,i}}{k v_{c,i} v_{c,f}} dt \quad \text{(II.38)}$$

En intégrant cette équation et en supposant qu'au temps de combustion t_{bo} , la pression dans la chambre de combustion p_c est notée $p_{c,f}$, la pression à l'intérieur de la tuyère est donnée par

$$\frac{p_c}{p_{c,f}} = \exp \left[- \frac{\Gamma^2 c^* A_{b,i} v_{c,i}}{k v_{c,i} v_{c,f}} (t - t_{bo}) \right] \quad \text{(II.39)}$$

III.1. INTRODUCTION

La procédure de fabrication d'un moteur fusée à propergol solide consiste à déterminer les paramètres suivants :

- 1- La surface du col A_t .
- 2- La vitesse caractéristique c^* .
- 3- La surface brûlée A_b .
- 4- L'épaisseur du grain $R_o - R_i$.
- 5- La longueur du grain L .
- 6- La surface de la sortie de la tuyère A_e .
- 7- L'épaisseur du tube porteur du grain t .

Cette procédure se base sur la détermination du coefficient de poussée c_F et la détermination du matériau utilisé pour la réalisation de la structure en supposant que les performances du propergol sont expérimentalement déterminées.

III.2. CHOIX DU PROPERGOL SOLIDE

Pour ce moteur nous allons utiliser un propergol à double base appelé KNDX, composé de 65% de nitrate de potassium et 35% de dextrose. Les performances du KNDX sont expérimentalement déterminées par des tests de la combustion avec des dispositifs bien précise, tels que, une chambre enfermée pour le test de la pression maximale et la chaleur délivrées et un dispositif de test de la poussée avec un capteur de force intégré.

En passant par ces deux méthodes expérimentales de test ça va nous permettre de dimensionner notre moteur spécialement le grain qui va être utilisé.

Vu que la réalisation des dispositifs de test n'est pas encore terminée nous avons passé à des tests à l'aide des logiciels de simulation de la combustion. Le logiciel **SRM [6]** (Solid Rocket Motor performance) nous a donné les performances suivantes :

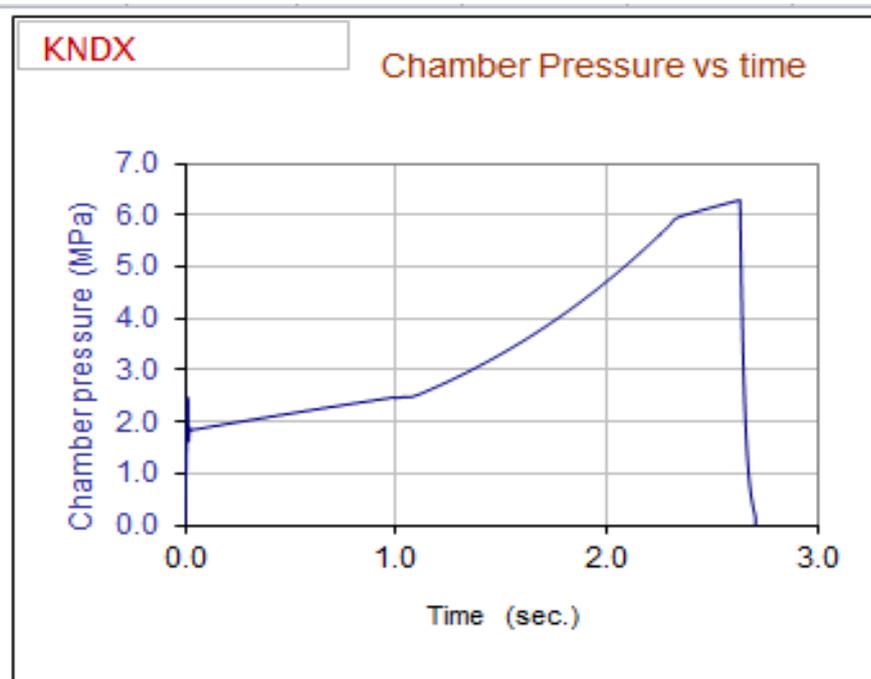


Figure.III.1. variation de la pression de la chambre en fonction du temps.

La figure III.1 montre que la pression maximale dans la chambre $P_{\max} = p_c = 6.29 \text{ MPa}$ et le temps de combustion est $t_{bo} = 2.635 \text{ s}$ ce qui peut donner la température $T_c = 1625 \text{ k}$.

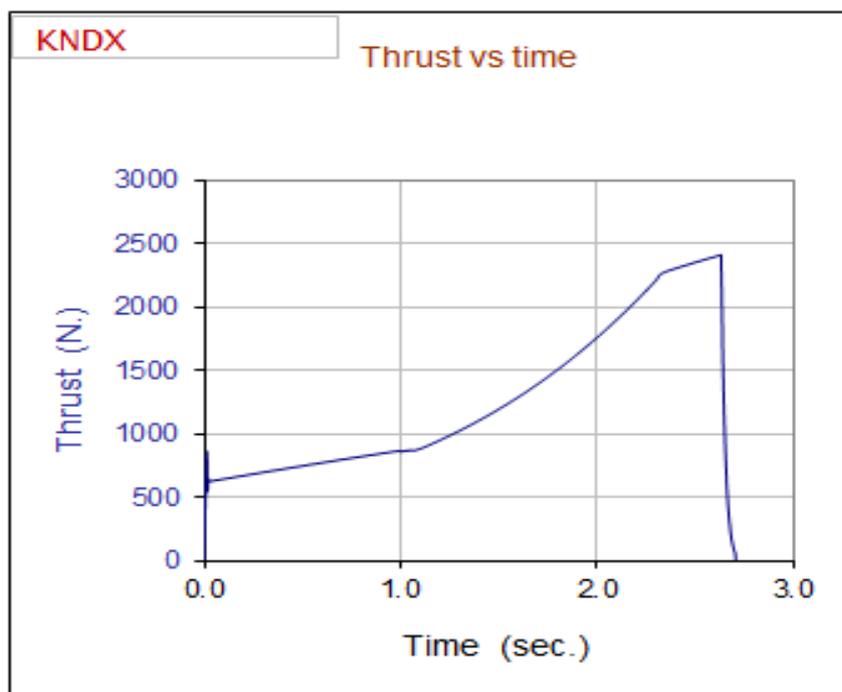


Figure.III.2. Variation de la poussée en fonction du temps

La figure **III.2** nous donne la poussée maximale $F_{max} = F = 2408 \text{ N}$ et la poussée moyenne $F_{avg} = 1250 \text{ N}$ et le temps de poussée $t_{thrust} = 2.707 \text{ s}$.

Pour les propriétés physique et thermochimique nous avons le tableau **III.1** donné par SRM.

Propellant & combustion products physical/thermochemical properties								
Propellant type				KNDX	KNSB	KNSU	KNER	KNMN
	symb.	units	notes					
Grain mass density, ideal	ρ_p	g/cm^3		1.879	1.841	1.889	1.820	1.854
Ratio of specific heats, 2-ph.	k_{2ph}	-	[1]	1.043	1.042	1.044	1.043	1.042
Ratio of specific heats, mixture	k	-	[2]	1.131	1.136	1.133	1.139	1.136
Effective molecular wt.	M	kg/kmol	[3]	42.39	39.90	41.98	38.78	39.83
Chamber temperature	T_0	K	[4]	1710	1600	1720	1608	1616

Tableau.III.1. Propriétés physique et thermochimique du propergol KNDX.

Pour la détermination de la vitesse de combustion SRM met à notre disposition le tableau **III.2** qui donne la variation en forme de puissance de la vitesse de combustion en fonction de la pression dans la chambre de combustion.

KNDX									
	a		n			a		n	
Pressure, psia	psi, in/sec				Pressure, Mpa	Mpa, mm/sec			
14.7 to 113	0.0160		0.619		0.100 to 0.779	8.875		0.619	
113 to 373	0.3105		-0.009		0.779 to 2.572	7.553		-0.009	
373 to 860	0.0049		0.688		2.572 to 5.930	3.841		0.688	
860 to 1233	1.4155		-0.148		5.930 to 8.502	17.20		-0.148	
1233 to 1625	0.0209		0.442		8.502 to 11.20	4.775		0.442	

Tableau.III.2. Variations de la vitesse de combustion r en fonction de pression dans la chambre.

Donc pour une pression maximale dans la chambre $p_c = 6.29 \text{ MPa}$, nous avons la formule suivante :

$$r = 17.2p_c^{-0.148}$$

Ce qui donne une vitesse de combustion $r = 13.1 \text{ mm/s}$.

III.3. CHOIX DU MATERIAU DE LA STRUCTURE

En général, il est important de choisir un matériau réfractaire qui résiste à des température élevée et de même qui a une grande limite élastique pour qu'il résiste à la pression dans la chambre de combustion pour éviter la déformation plastique de la structure.

Dans notre cas, nous allons choisir l'acier inoxydable alimentaire qui a une limite élastique **Re = 270 MPa** et une petite conductivité thermique **K = 26 w/m.k**. Pour des nécessités de conception on prend comme données le diamètre intérieur de la chambre **D_c = 83 mm** et une longueur **L_c = 400 mm**. Pour la tuyère, on prend un tube plein de diamètre **100 mm** et une longueur **130 mm**. Pour le bouchon, on prend tube plein de diamètre **100 mm** et une longueur de **40 mm**. La figure **III.3** montre les trois pièces choisies.



Figure.III.3. Les trois pièces choisies en acier inoxydable alimentaire.

Il est important de déterminer les épaisseurs nécessaires pour que la structure résiste à la pression due aux gaz chauds de la combustion. Pour obtenir l'épaisseur souhaitée, il est nécessaire d'usiner les pièces avec des machines d'usinage. Les figures **III.4** et **III.5** montrent les étapes d'usinage de la tuyère.



Figure.III.4. Usinage de la partie intérieure de la tuyère.



Figure.III.5. Usinage de la partie extérieure de la tuyère.

IV.1. INTRODUCTION

Le dimensionnement d'un moteur-fusée à propergol solide nécessite la fixation de quelques paramètres pour des raisons de simplifications des calculs. Dans notre cas, on va fixer la longueur du tube porteur de grain $L_c = 400 \text{ mm}$ ainsi que son diamètre intérieur $D_c = 83 \text{ mm}$ qui sera le diamètre extérieur du grain c'est-à-dire $R_o = 41.5 \text{ mm}$.

IV.2. CALCUL DE L'ÉPAISSEUR DE LA PAROI

Dans le chapitre précédant, on a pu déterminer la pression maximale dans la chambre de combustion $p_c = 6.29 \text{ MPa}$, aussi nous avons mentionné que la limite élastique de l'acier inoxydable $R_e = 270 \text{ MPa}$.

Le critère de plasticité de « von Mises » nous donne la possibilité de calculer numériquement l'épaisseur de la paroi. Le programme est présenté dans l'annexe I.

Le résultat indique que l'épaisseur de la paroi $t_{\min} = 3.5 \text{ mm}$ donc le diamètre extérieur du tube porteur de grain $D_{c,o} = 90 \text{ mm}$.

IV.3. CALCUL DES DIMENSIONS DE LA TUYERE

Dans le chapitre précédant nous avons pu déterminer les performances du propergol solide qui seront utilisé pour dans le calcul dans cette partie. De ce fait on aura besoin :

- 1- $F = 2408 \text{ N}$
- 2- $t_{bo} = 2.635 \text{ s}$
- 3- $p_c = 6.29 \text{ MPa}$
- 4- $R_o = 41.5 \text{ mm}$
- 5- $r = 13.1 \text{ mm/s}$
- 6- $T_c = 1625 \text{ K}$
- 7- $\gamma = 1.131$
- 8- $w = 42.39 \text{ kg/kmol}$
- 9- $\rho_p = 1.785 \text{ g/cm}^3$.

On utilise la définition du coefficient de poussée $c_F = F/p_c A_t$ pour trouver la surface du col de la tuyère. Considérant une tuyère typique avec $p_e = p_0 = 101.3 \text{ kPa}$, et en appliquant les équations :

$$\Gamma_c = \sqrt{\gamma_c} \left(\frac{2}{\gamma_c + 1} \right)^{\frac{\gamma_c + 1}{2(\gamma_c - 1)}}$$

$$c_F = \frac{F}{p_c A_t} = \lambda c_d c_v \Gamma \left\{ \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right] \right\}^{1/2} + \frac{A_c}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_0}{p_c} \right)$$

Nous trouvons $c_F = \lambda c_d c_v 1.627$, pour une tuyère typique on prend $\lambda = 0.98$, $c_d = 0.98$ et $c_v = 0.99$ donc le $c_F = 1.547$. A partir de ça on trouve :

$$A_t = 2408 / (1.547 \times 6.29 \times 10^6) = 2.4747 \text{ cm}^2$$

Pour calculer la surface brûlée, il faut d'abord trouver la vitesse caractéristique c^* en utilisant l'équation :

$$c^* = \frac{\sqrt{RT_c}}{\Gamma}$$

$$c^* = 889.05 \text{ m/s}$$

En utilisant les équations (II.1) et (II.15)

$$A_b / A_t = p_c / r \rho_p c^* = 302.562$$

$$A_b = 748.75 \text{ cm}^2$$

Pour un temps de combustion $t_{bo} = 2.635 \text{ s}$ et une vitesse de combustion $r = 0.0131 \text{ m/s}$ appliqués sur les deux coté du grain

$$(R_o - R_i) 2 = r t_{bo} = (0.0131) (2.635) = 3.45 \text{ cm}$$

$$R_o - R_i = 1.725 \text{ cm}$$

Donc $R_o = 4.15 \text{ cm}$ et $R_i = 2.425 \text{ cm}$.

La longueur du grain est déterminée par l'équation de la surface brulée totale $A_{bt} = 2\pi L(R_o + R_i)$.

$$L = 363 \text{ mm}$$

La surface de la sortie de la tuyère peut être trouvée en utilisant l'équation :

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \frac{F^2}{c_{F,i}}$$

Donc

$$\varepsilon = 9.54$$

$$A_e = 23.6 \text{ cm}^2$$

$$D_e = 5.4 \text{ cm}$$

IV.4. VALIDATION PAR LE LOGICIEL SRM

Pour valider les résultats obtenus par les calculs, le logiciel SRM nous permet de valider ces résultats. Dans la suite, on va montrer étape par étape l'utilisation du SRM pour la validation.

- 1- Mettre les dimensions de la chambre
- 2- Choix du propergol
- 3- Mettre les dimensions du grain
- 4- Choix de la pression voulue dans la chambre

Les figures IV.1, IV.2, IV.3, IV.4, IV.5, IV.6 et IV.7 représentent les étapes à suivre et les résultats du logiciel SRM.

Motor chamber:		
Dc	<input type="text" value="83"/>	mm Chamber diameter (inside)
Lc	<input type="text" value="400.0"/>	mm Chamber length (inside)
Vc	2164243	mm ³ Chamber volume (empty)

Figure.IV.1. Les dimensions intérieures de la chambre

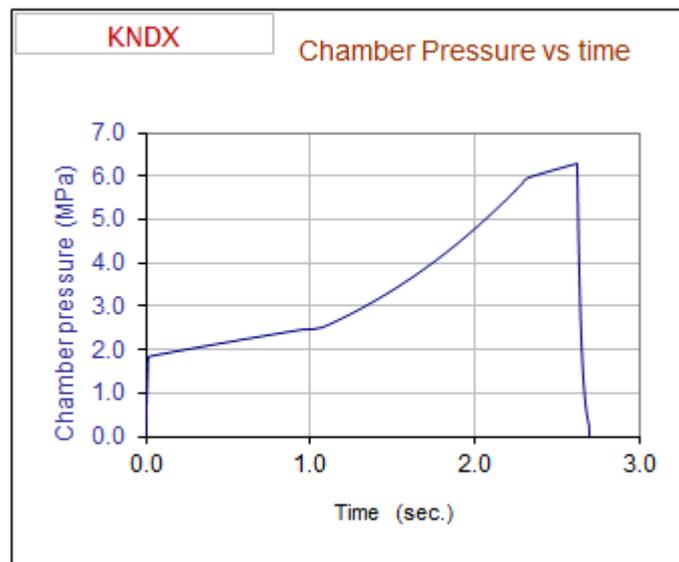
Propellant grain:
 Propellant type: select [See Note \[1\] below](#)

Do	<input type="text" value="83.00"/>	mm	Outer diameter (initial)
do	<input type="text" value="24.25"/>	mm	Core diameter (initial)
Lo	<input type="text" value="363.00"/>	mm	Segment length (initial)
N	<input type="text" value="1"/>		Number of segments
Outer surface:	<input type="text" value="Inhibited"/>	select	
Core surface:	<input type="text" value="Exposed"/>	select	
Ends surface:	<input type="text" value="Exposed"/>	select	
Lgo	<input type="text" value="363"/>	mm	Grain length (initial)
Vg	<input type="text" value="1796394"/>	mm ³	Grain volume (initial)
Vt	<input type="text" value="0.830"/>		Volumetric loading fraction
ρ' grain	<input type="text" value="1.879"/>	g/cm ³	Grain ideal density
	<input type="text" value="0.95"/>		Density ratio (actual/ideal)
ρ grain	<input type="text" value="1.785"/>	g/cm ³	Grain actual density
m grain	<input type="text" value="3.207"/>	kg.	Grain mass (initial)
Abeo	<input type="text" value="9897"/>	mm ²	End burning area (initial)
Abco	<input type="text" value="27655"/>	mm ²	Core burning area (initial)
Abso	<input type="text" value="0"/>	mm ²	Outer surface burning area (initial)
Abo	<input type="text" value="37552"/>	mm ²	Total burning area (initial)

Figure.IV.2. Choix du propergol et diemnsions du grain.

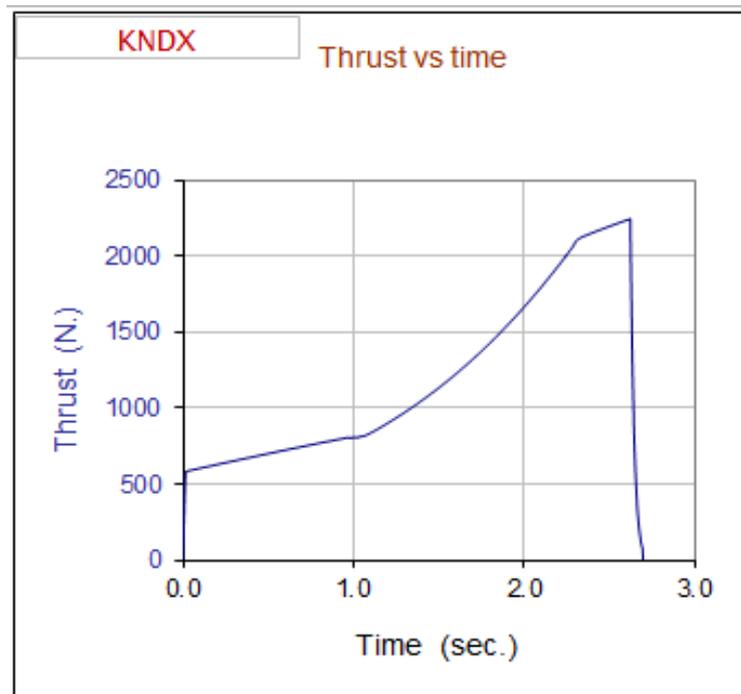
Target MEOP: select Maximum chamber pressure (target)
 Kn max: Ratio of Burning area / throat area (max)

Figure.IV.3. choix de la pression à atteindre.



Pmax = 6.29 MPa
 t burn = 2.625 s.
 t thrust = 2.697 s.

Figure.IV.4. pression en fonction de temps.



F max =	2244 N.
F avg =	1175 N.
t thrust =	2.697 sec.

Figure.IV.5. poussée en fonction de temps.

Nozzle Design

beta 35.0 degrees Nozzle convergence half-angle
 alpha 12.0 degrees Nozzle divergence half-angle

Dc 83 mm Chamber inside diameter
 Dt 17.58 mm Nozzle throat diameter
 De 49.74 mm Nozzle exit diameter
 De opt 48.72 mm Optimum nozzle exit diameter

Lc 46.71 mm Convergence length
 Ld 75.63 mm Divergence length
 Lo 122.34 mm Overall length

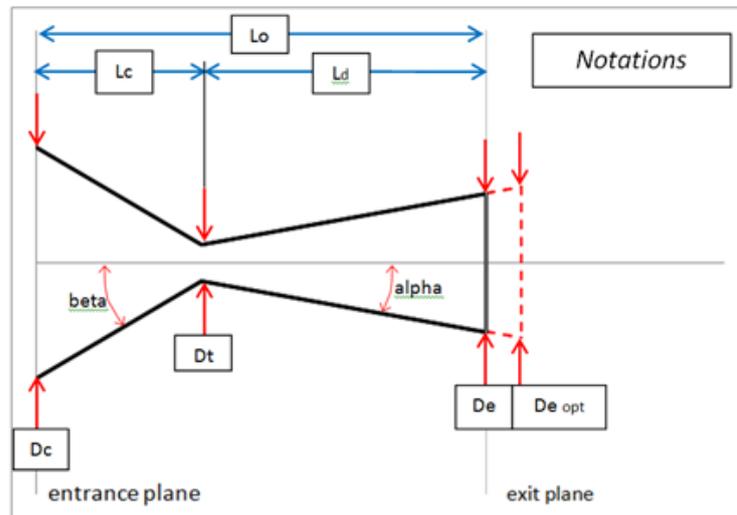


Figure.IV.6. les dimensions de la tuyère.

<i>Rocket Motor utilizing KNDX propellant.</i>	
Grain mass	3.207 kg. 7.069 lb.
Total impulse	3168.7 N-sec. 712.4 lb-sec.
Average thrust	1174.9 N. 264.1 lb.
Thrust time	2.697 sec.
Specific Impulse	100.8 sec.
Motor Classification	L 1175

Figure.IV.7. performances du moteur.

IV.5. INTERPRETATION DES RESULTATS

Pour bien interpréter les résultats de la simulation et du calcul. Nous allons représenter les résultats obtenus dans les deux cas dans le tableau IV.1.

	Simulation	Calcul direct
Poussée max (N)	2244	2408
Pression dans la chambre (MPa)	6.29	6.29
Temps de combustion (s)	2.625	2.635
Température de la chambre (K)	1625	1625
Diamètre du col (mm)	17.58	17.75
Diamètre de sortie de la tuyère (mm)	49.74	54

Tableau.IV.1. représentation des résultats de calcul et de la simulation.

On remarque qu'il y'a une certaine erreur entre les résultats obtenus par la simulation et les résultats obtenus par le calcul direct. Cela peut être défini en calculant l'erreur relative pour chaque paramètre et faire sortir l'erreur relative moyenne. Le tableau IV.2 représente les erreurs relatives pour chaque paramètre et l'erreur relative moyenne.

	Erreur
Poussée maximale	6.8%
Temps de combustion	0.38%
Diamètre du col	0.96%
Diamètre de sortie de la tuyère	7.89%
Erreur relative moyenne	4%

Tableau.IV.2. erreur relative et erreur relative moyenne.

Il est important de noter que la simulations est basée sur le calcul par la méthode itérative du K_n qui est le rapport entre la surface brûlée et la surface du col en fonction du temps. Par contre la méthode de calcul directe est basée sur le coefficient de poussée c_F qui est lié directement à l'efficacité de la tuyère. De ce fait, il est très clair de trouver une erreur entre les deux méthodes.

Le calcul de l'erreur relative moyenne nous a donné 4% qui est pratiquement acceptable.

IV.6. DESIGN, REALISATION ET COUT

IV.6.1. DESIGN

Pour le design du moteur-fusée, nous avons utilisé le logiciel Solid-Works pour faire sortir la conception 3D ainsi le dessin technique du moteur. Ces deux derniers sont présentés respectivement par les figures **IV.8** et **IV.9**.

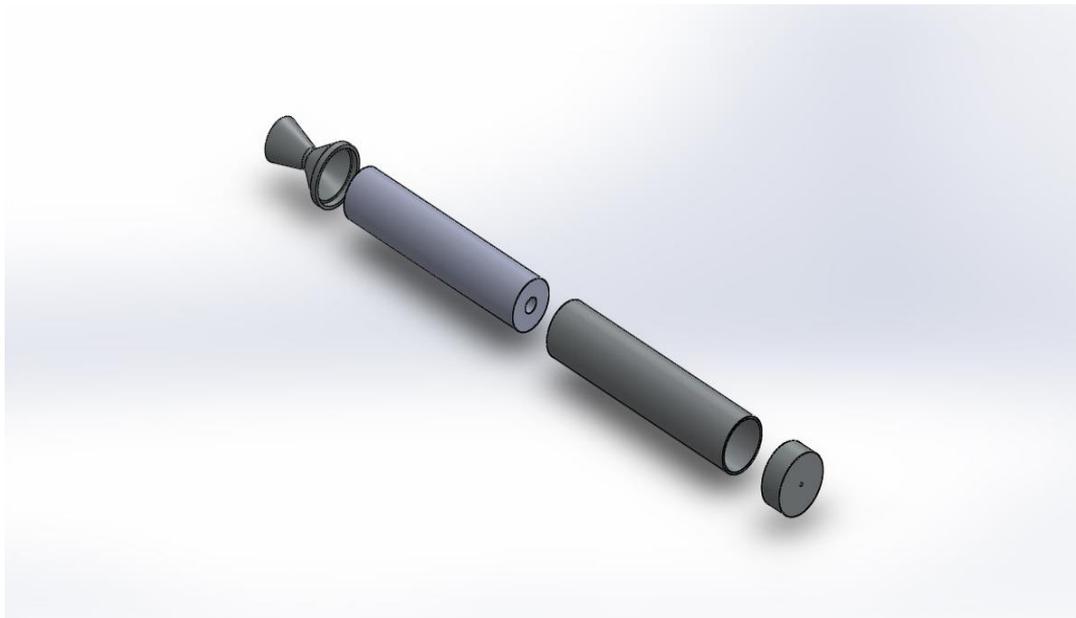


Figure.IV.8. conception 3D du moteur.

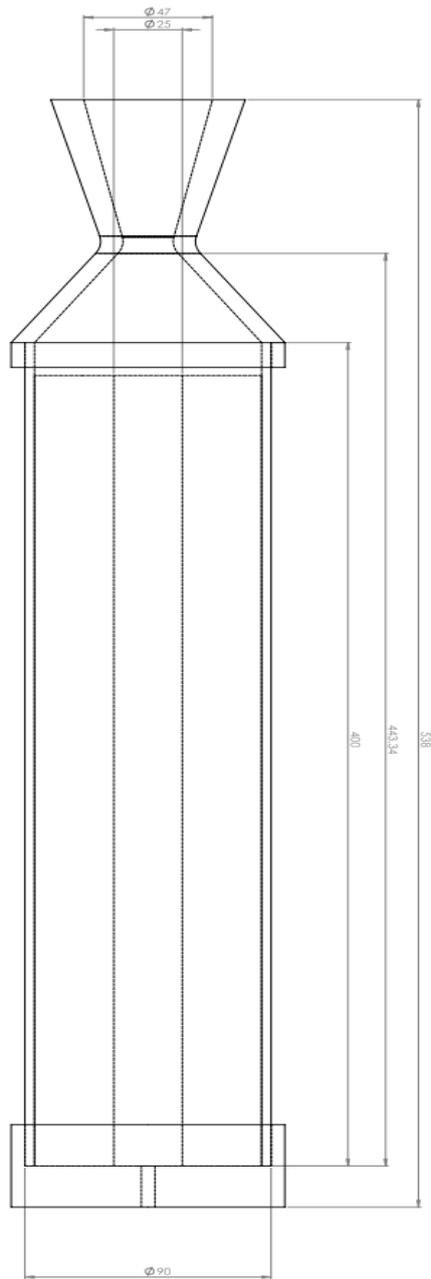


Figure.IV.9. Dessin technique du moteur.

IV.6.2. REALISATION ET COUT

Comme toutes réalisations, les dépenses sont importantes pour arriver à faire sortir le prototype. Dans notre cas, on peut diviser les dépenses en trois parties : achat de la matière première, cout de réalisation et achat des accessoires. Le tableau **IV.3** représente toutes les dépenses pour notre réalisation.

Type de dépense	Cout
Achat de la matière première en acier inoxydable (tube du grain, deux tubes (plein))	10000 DA
Réalisation par usinage	21000 DA
Achat des accessoires	600 DA
Total	31600 DA

Tableau.IV.3. Type de dépense et couts

Le résultat final de la réalisation est présenté par la figure **IV.10**.



Figure.IV.10. Prototype final.

CONCLUSION GENERALE

L'objectif du travail présenté dans ce mémoire est la conception et réalisation d'un moteur de fusée à propergol solide de faible puissance (impulsion spécifique inférieure à 150 secondes), cela a été élaboré en passant par des étapes bien déterminées de la théorie jusqu'à la réalisation. Par conséquent la maîtrise de la théorie, les logiciels et les techniques d'usinage sont des exigences très importantes.

En premier lieu, on a donné des généralités sur la propulsion des fusées. Cela nous a donné une image claire sur cette technologie. Ensuite, on est passé à la partie théorique ce qui nous a donné une idée sur la difficulté de choix du propergol et le matériau de la structure. Par la suite, on a présenté les solutions concernant la structure et le propergol ce qui nous a facilité le passage vers la réalisation.

La difficulté de ce travail était de combiner entre les performances du propergol et faire sortir une structure qui garde un rendement maximal sans être détruite. Cela nous a obligé de faire deux méthodes de dimensionnement : méthode de calcul direct basée sur le rendement de la tuyère et une simulation basée sur le calcul itératif de la variation temporelle de la surface brûlée par rapport à la surface du col. Les résultats nous ont montré une certaine erreur moyenne de 4% due à la précision du calcul de chaque méthode. Cette erreur est pratiquement faible ce qui montre la faisabilité des calculs.

A la fin, après avoir trouvé les dimensions on a passé à l'achat de la matière première et les dépenses de réalisation ce qui nous a coûté 31600 DA pour faire sortir le prototype.

REFERENCES

- [1] **GEORGE P. SUTTON et OSCAR BIBLARZ.** « Rocket Propulsion Elements » Septième édition, Publication de Wiley-Interscience JOHN WILEY & SONS, INC. New York / Chichester / Weinheim / Brisbane / Singapore / Toronto, 2001.
- [2] **G. C. OATES.** « Aerothermodynamics of Gas Turbines and Rocket Propulsion » Institut américain d'aéronautique et d'astronautique, Washington, DC, révisé en 1988.
- [3] **R. W. BUSSARD ET R. D. DELAUER.** « Nuclear Rocket Propulsion », McGraw-Hill Book Company, New York, 1958.
- [4] **Pasquale M. Sforza.** « Theory of Aerospace Propulsion » deuxième édition, université de Florida, Elsevier Inc, 2017.
- [5] **MICHAEL M. MADSEN AND JØRGEN FRANCK.** « Mechanical design of rocket motors », Dansk Amatør Raket Klub.
- [6] **RICHARD NAKKA** « Experimental Rocketry Web Site » <http://www.nakka-rocketry.net/> .