

REPUBLIQUEALGERIENNEDEMOCRATIQUEETPOPULAIRE



UNIVERSITEDEBLIDA 1 SAAD DAHLEB

DEPARTEMENTDEMECANIQUE



MEMOIREDEFIN D'ETUDESPOUR

L'OBTENTION DU MASTEREN

GENI-MECANIQUE

OPTION:INSTALATIONENERGETIQUEETTURBOMACHINE

THEME

**ETUDE DE REFROIDISSEMENT D'UN MOTEUR-
FUSEEAPROPERGOLLIQUIDE**

PRESENTEPAR :

- Mr.RAHALLahbibSalahEddine
- Mr.GHARBIRafikMohamed

PROPOSE ETDIRIGEPAR :

-Prof.Dr.SAID

ANNEEUNIVERSITAIRE:2020/2021

REMERCIEMENT :

Au terme de ce travail, j'adresse mes remerciements les plus sincères à mon encadreur Prof. Dr. SAID Hadj-Mohamed, pour m'avoir permis de bénéficier de son grand savoir dans la matière, pour sa disponibilité, sa pédagogie, ses compétences, sa modestie et son aide précieuse tout au long de ce projet même pendant les moments les plus difficiles.

Je remercie tous les enseignants de département de Mécanique et les personnels administratifs et techniques, qui ont contribué de près ou de loin à ma formation durant ces cinq années.

Je remercie toutes les personnes qui m'ont soutenu, d'une façon ou d'une autre, m'éprouvons incessamment leur estime et amabilité.

Je termine ces remerciements en saluant vivement les membres du jury pour l'honneur qu'ils me font en acceptant de lire et juger ce travail

Que la paix d'Allah soit toujours avec vous!

DEDICACE :

Nous tenions à dédier ce mémoire :

À mes chères mères et à mes chers pères, en témoignage de leur gratitude de leur dévouement, de leur soutien permanent durant toutes nos années d'études, leurs sacrifices illimités, leurs réconforts moraux, ils ont consenti tant d'effort pour notre éducation, notre instruction et pour nous voir atteindre ce but, pour tout cela et pour ce qui ne peut être dit, nos affections sans limite.

À toute nos familles et à nos chers amis chacun en son nom, à ceux qui ont aidé à réaliser ce modeste travail et pour leurs encouragements, ainsi qu'à tous mes enseignants.

Enfin à tous nos camarades de la classe de la promotion d'Installation énergétique et Turbomachine (2020- 2021).

LISTE DES SYMBOLES UTILISES

Symbole	désignation	unité
T	Température	ge
ϕ	Densité de flux thermique	W/m^2
h	Coefficient de transfert de chaleur	$W/m^2 \cdot K$
ρ	Masse volumique	Kg/m^3
D	Diamètre	m
R	Rayon	m
L	Longueur	m
V	Vitesse	m/s
λ	Conductivité thermique	$W/m \cdot K$
P_0	Pression de combustion	N/m^2
C_p	Chaleur spécifique	$J/Kg \cdot K$
S	Section	m
C^*	Vitesse caractéristique	N/m^2
F	Poussée	N/m^2
σ	Constante de STEFAN-BOLZMANN	
e	Epaisseur de la paroi	
ΔP	Perte de charge	
C_t	Contrainte thermique	
f	Coefficient de perte de chaleur	
r	Facteur thermique pariétal	
M	Nombre de Mach	
Re	Nombre de RENOLDS	
Nu	Nombre de NUSSELT	
Pr	Nombre de PRANDLT	
μ	Viscosité dynamique	Ns/m^2
ε	Emissivité	
E	Module de YOUNG	N/m^2
γ	Rapport des chaleurs spécifiques	
a	Vitesse du son	m/s
\dot{m}	Débit massique	Kg/s
x	Distance axiale	m
α	Coefficient de dilatation	
δ	Coefficient de POISSON	
Pre	Périmètre	m
R_0	Résistance	$m^2 \cdot K/W$

LISTE DES INDICES

INDICE	DESIGNATION
f	Filmrefroidisseur
pg	Paroigaz
r	Refroidisseur
g	Gaz
1	Enveloppeinterne
2	Espaceannulaire
3	Enveloppeexterne
Pr	Paroïrefroidisseur
cc	Chambredecombustion
t	Col
con	Convergent
Div	Divergent
Cod	Conduction
Cov	Convection
S	Stagnation
C	combustion
P	paroi
ray	Rayonnement

LISTE DE FIGURES

Figures	Désignation	Page
1.1.α	Schéma d'un propergol	2
1.1.β	solide Schéma d'un propergol Liq	3
1.1.a	uide	4
1.1.b	Fonctionnement d'un moteur-fusée à propergol	6
1.1.	liquide Schéma d'un moteur-fusée à ergol liquide	7
c1.21	classique Schéma d'un propergol solide	22
.32.1.	Différents régimes de transmission de chaleur à un liquide Refr	23
12.1.	oidissement du col par transpiration	24
22.1.	Schéma du RL-10 à divergent	25
32.12	extensible Schéma d'une tuyère AeroSpike	26
.2	Les formes de divergents	28
2.3.a	Tuyère propulsive à circuit de refroidissement aller-retour Schéma d	29
2.3.b	escanaux en profil en forme de U	30
2.3.	Ecoulement d'une tuyère	30
c2.42	longue Ecoulement d'une tuyère ad	31
.52.6	aptée	34
2.72.	Ecoulements supersoniques d'une tuyère courte Profile	35
82.9	de la tuyère avec un MACH de sortie $M_s=2$ Profile	36
3.1.a	de la tuyère avec un MACH de sortie $M_s=2.5$ Profile	37
3.1.	de la tuyère avec un MACH de sortie	43
b3.2	de la tuyère avec un MACH de sortie	44
	$M_s=3.5$ La température adiabatique à la paroi	49
	Schéma des forces dans la tuyère propulsive Gra	49
	dient de température dans une	50
	tuyère Des résistances en séries	50
	Droite de	61
	SCHMIDT Diagramme d'une tuyère redive	61
	rgent type	61

3.3	Schéma decircuitderefroidissement	62
3.4	l'évolutiondeladensitédefluxdechaleurlelongde	64
3.5	latuyèreMs=2.5l'évolutiondestempératuresTpg,Tpr,Trlelongdelatuyère	66
3.6	Ms=2.5	66
3.7	l'évolution de la vitesse du refroidisseur le long de la tuyère	67
3.8	Ms=2.5l'évolution coeff de PC dans le refroidisseur le long de la tuyère	67
3.9	Ms=2.5l'évolutiondeladensitédefluxdechaleurlelongde latuyèreMs=2	68
3.10	l'évolution des températures Tpg ,Tpr, Tr le long de la	68
3.11	tuyèreMs=2l'évolution de la vitesse du refroidisseur le long de la	69
3.12	tuyère Ms=2l'évolution coeff de PC dans le refroidisseur le long de la	69
3.13	tuyère Ms=2l'évolution de la densité de flux de chaleur le long de la	70
3.14	tuyère Ms=3l'évolution des températures Tpg ,Tpr, Tr le long de la	70
3.15	tuyèreMs=3l'évolution de la vitesse du refroidisseur le long de la	71
3.16	tuyère Ms=3l'évolution coeff de PC dans le refroidisseur le long de la	71
3.17	tuyère Ms=3l'évolution de la densité de flux de chaleur le long de la	71
3.18	tuyère	71
3.19	Ms=3.5l'évolutiondestempératuresTpg,Tpr,TrlelongdelatuyèreMs=3.5	72
3.20	l'évolutiondelavitessedurefroidisseurlelongdelatuyèreMs=3.5	72
	l'évolutionde lavitessedurefroidisseurle longdelatuyèreMs=3.5	

LISTE DES TABLEAUX

Tableaux	Désignation	Page
1-1	Les caractéristiques thermiques des propulseurs	13
1-2	Propriétés mécaniques et thermiques des matériaux	14
1-3	Propriétés mécaniques et thermiques des matériaux	15
2-1	Les propriétés physiques des matériaux réfractaires	45

SOMMAIRE

introduction	I
Généralité	II
Chapitre I: Le Moteur-fusée et son fonctionnement	
Histoire	1
Moteur-fusée	1
Les différents types Des moteurs fusés	1
Ergol	2
Propergol	2
Liste des principaux ergols liquides	2
Oxydants (combustibles)	3
Liste des principaux ergols solides	3
Moteur-fusée à ergols liquides	4
fonctionnement Moteur-fusée à ergols liquides	5
Les différentes combinaisons d'ergols liquides	5
Moteur à ergol solide	7
Sous Chapitre I: Les matériaux utilisés	
Caractères particuliers des matériaux utilisés	9
Mise en œuvre dans les conditions satisfaisantes	9
Fiabilité	9
Légèreté	10
Absence de fragilité	10
Matériaux Pour Fonctionnement A Temperature	11
Choix des matériaux constituant la structure	12
Sous Chapitre I: Le Refroidissement d'un moteur-fusée	
Le Refroidissement d'un moteur-fusée	17
Différents régimes de transmission de chaleur à un liquide	17
Convection forcée sans changement de phase	17
Ebullition nucléaire	17
Ebullition instable	17
Ebullition en film stable ou vaporisation pelliculaire	18
Refroidissement par circulation de propergol	18
Refroidissement par film et par transpiration	19
Refroidissement par Rayonnement	20

Refroidissement par ablation	21
------------------------------------	----

Chapitre II: Tuyère propulsive

Tuyère	24
La tuyère à divergent extensible	24
Tuyère à écoulement externe/corps central	25
Tuyère à double galbe	26
Les formes du divergent	26
Refroidissement de la tuyère	27
Dimensionnement de la tuyère	29
Écoulement dans la tuyère	29
Détermination du profil de la tuyère	31
Hypothèses	32
Tuyère à détente centrée	33

Sous-chapitre II: Transfert de chaleur

Introduction	39
Échange par convection forcée	39
Flux thermique	39
Coefficient de transfert de chaleur par convection	40
La température adiabatique à la paroi	40
Échange par rayonnement	42
Transfert par conduction	42

Chapitre III: Calcul de refroidissement

Introduction	47
Relations générales de transfert de chaleur	47
Conditions locales	48
Contraintes thermiques	51
Condition globale	52
Le flux de chaleur au niveau du col	53
Calcul de coefficient de transfert de chaleur par convection	54
Coefficient d'échange de chaleur le long du divergent	54
Dimensionnement du circuit de refroidissement	55
L'épaisseur de la paroi de l'enveloppe interne	56
L'espace annulaire	56

L'épaisseur de la paroi de l'enveloppe extérieure	56
Perte de charges du circuit de refroidissement.....	57
calcul du flux de chaleur	58
L'évolution de la densité de flux de chaleur.....	59
L'évolution de la densité de flux de chaleur.....	59
Interprétation des résultats	65
Conclusion	66
ANNEXE	67
Bibliographies	76

Introduction

À l'heure actuelle, les moteurs à réaction ou les réacteurs sont très largement utilisés dans l'aviation militaire et civile en raison de leurs avantages uniques.

Bien que le poids et la taille des moteurs à réaction aient été réduits, ils produisent une poussée considérable lorsqu'ils volent à grande vitesse et ils utilisent le carburant de manière très efficace.

Les moteurs-fusées à carburant liquide sont utilisés pour brûler des oxydants et carburant liquide ou des oxydants liquides, tels que l'acide nitrique et le peroxyde d'hydrogène comme carburants. Ils utilisent de l'éthanol et du kérosène... etc., La surchauffe du moteur est énorme.

Dans ce cadre, nous avons tenté de faire une étude de dimensionnement du système de refroidissement pour ce type de réacteur dans le contexte de notre mémoire.

Dans cette optique, on présente la thèse en trois chapitres :

L'étude est basée principalement sur :

- Au premier chapitre figure la définition du moteur fusée et ses types. L'étude des modes de refroidissement d'un moteur fusée et son fonctionnement figurent également;
- Au deuxième chapitre on traite les tuyères propulsives leur fonctionnement et leur type. Les échanges thermiques d'une tuyère propulsive.
- Au troisième chapitre on fait des calculs du refroidissement d'une tuyère propulsive par circulation.

Généralité

La combustion dans la chambre d'un moteur-fusées'accompagne d'une élévation de la température des gaz brûlent jusqu'à 2000 à 3500 °C. En outre, la pression élevée et les grandes vitesses d'écoulement des produits de la combustion (surtout dans la tuyère) entraînent des grands échanges intenses de chaleur entre les gaz et les parois. Les flux de chaleur traversant les parois du moteur atteignant plusieurs dizaines de millions de kilocalories par mètre carré et par heure.

Le moteur-fusée exige un refroidissement intense sinon il y a risque de aboutir à la fusion des parois du moteur.

Les conditions de fonctionnement des parois d'un moteur fusé sont encore compliquées du fait qu'elles risquent de se trouver au voisinage de zone contenant un excès de refroidisseur.

Une telle éventualité peut entraîner une oxydation rapide et le percement des parois portées au rouge.

Dans les moteurs-fusées non récupérables fonctionnant pendant un laps de temps, on peut protéger les parois par les matériaux réfracteurs dont le point de fusion peut supporter sans refroidissement pendant de courtes périodes, pour protéger les parois contre le contact immédiat avec les produits de la combustion, on met en jeu des systèmes de refroidissement internes réalisés en plusieurs variantes.

On se propose dans le cadre de cette mémoire d'étudier le système de refroidissement pour un moteur fusé à propergol liquide (réalisé en 1995) par le refroidissement régénératif additionné par, un refroidissement par film, car ils correspondent à ce type de moteur et vues sa simplicité et son faible prix de revient.

Chapitre I:

Le Moteur-fusée et son fonctionnement

I.1. Histoire:

Si le principe de propulsion par transformation d'énergie chimique en énergie cinétique est connu depuis l'antiquité et les pièces d'artifice propulsées par poudre à canon depuis le IX^{ème} siècle av. J.C., les moteurs à ergols liquides ne sont connus que depuis la fin du XIX^{ème} siècle. C'est que dans les années qui suivirent la Seconde Guerre mondiale que les moteurs à poudre et à ergols liquides prirent leur énorme importance, pour la propulsion de missiles et de fusées spatiales. Depuis, on n'a cessé de les perfectionner et aujourd'hui leur emploi est primordial pour la propulsion spatiale. Afin de pallier leurs défauts, on recherche actuellement des solutions alternatives, par exemple pour la propulsion de sondes spatiales ou l'accélération atmosphérique par d'autres moteurs, plus ou moins proches du statoréacteur, du moteur ionique ou du VASIMR.

I.2. Moteur-fusée:

Le moteur-fusée est un type de moteurs à réaction, c'est-à-dire un engin qui projette un fluide (gaz ou liquide) vers l'arrière, ce qui transmet par réaction une poussée au véhicule solidaire du moteur, de force égale et de direction opposée, vers l'avant. Le moteur-fusée présente la particularité d'expulser une matière qui est entièrement stockée dans le corps du véhicule. Ce type de moteur est en particulier utilisé par les fusées car, étant autosuffisant, il peut fonctionner dans un milieu dépourvu d'atmosphère, mais également par les missiles car il permet d'atteindre des vitesses très importantes.

Généralement, un moteur fusée fonctionne en expulsant des gaz qui sont produits par une réaction chimique exothermique dans une chambre de combustion et qui sont accélérés par une tuyère de Laval. Les capacités d'un moteur-fusée sont principalement caractérisées par sa poussée, c'est à dire la force qu'il peut exercer, et son impulsion spécifique qui est la mesure de son rendement. Il existe de nombreuses catégories de moteurs fusées: les principales sont les moteurs fusés à ergols solides et les moteurs fusés à ergols liquides.

I.2.1. Les différents types de moteurs fusés:

Il existe deux grandes catégories de moteurs fusés:

- Moteurs fusés à ergols solides (fig 1.1.α)
- Moteurs fusés à ergols liquides (fig 1.1.β) [1].

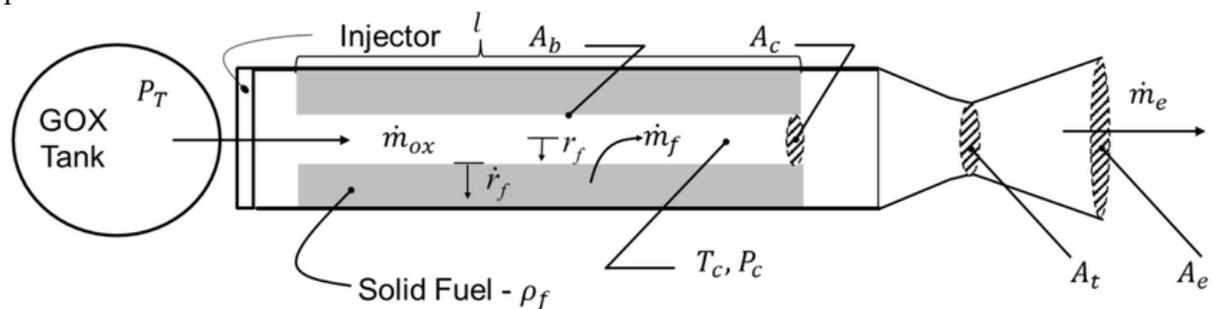
I.2.2. Ergol:

I.2.3.

Un ergol, dans le domaine de l'aéronautique, est une substance homogène employée seule ou en association avec d'autres substances et destinée à fournir de l'énergie. Les ergols sont les produits initiaux, séparés, utilisés dans un système propulsif à réaction. Ils sont constitués d'éléments oxydants (comburant) et réducteurs (carburant ou combustible). Les termes correspondants en anglais sont *propellant* et *fuel*. Le terme d'ergols résiduels est employé pour désigner les ergols imbrûlés. On assimile parfois ergols et propergols.

I.2.4. Propergol:

Un propergol est un produit de propulsion, constitué d'un mélange de comburant et de combustible, les ergols. La réaction chimique, entre cet oxydant et ce réducteur, fournit l'énergie au moteur-fusée. Les constituants peuvent se présenter à l'état de gaz, de liquide, de solide ou de plasma.



Fig(1.1.α) Schéma d'un propergol solide

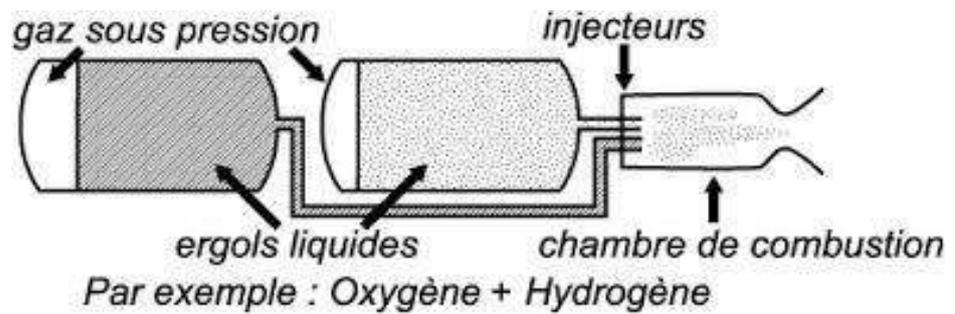
I.1.2.4 Listes des principaux ergols liquides:

Réducteurs (carburants)

- Hydrogène liquide (LH2)
- Hydrazine (formule N_2H_4)
- Hydrate d'hydrazine
- Monométhylhydrazine (MMH)
- Diméthylhydrazine asymétrique (UDMH)
- RP-1 (kérosène ultra-raffiné)
- Syntin (kérosène de synthèse qui fut utilisé par Soyouz-U2)
- Éthanol
- Éther éthylique
- Essence de térébenthine

Oxydants (comburants)

- Oxygène liquide (LOX)
- Peroxyde d'azote (NTO) (formule N_2O_4)
- Peroxyde d'hydrogène (formule H_2O_2)
- Acide nitrique fumant rouge inhibé (IRFNA)
- Acide perchlorique
- Tétrafluorohydrazine
- fluor liquide
- Fluorure d'oxygène.



Fig(1.1.β) Schéma d'un propulseur à ergols liquides

I.2.5 Liste des principaux ergols solides:

- Perchlorate d'ammonium
- Nitrate de potassium.

I.2.2. Moteur-fusée à ergols liquides

Le moteur-fusée à ergols liquides est un type de moteur-fusée utilisant des ergols liquides pour son fonctionnement. Comme les moteurs-fusées à propergol solide ou hybride, ce type de propulsion exploite l'énergie chimique contenue dans les ergols qui est

libérée

soit par réaction

n

exothermique d'un

comburant et

d'un combustible

soit par

décomposition.

Comme tous

les moteurs-

fusées, il agit en éjectant

à grande vitesse la masse

de

gaz produits par la réaction

chimique

à l'opposé

de la direction

du déplacement

souhaité et il peut fonctionner

de manière

continue dans le vide car il ne prélève pas son comburant dans l'environnement extérieur. Les principaux organes d'un moteur à ergols liquides sont regroupés au sein du

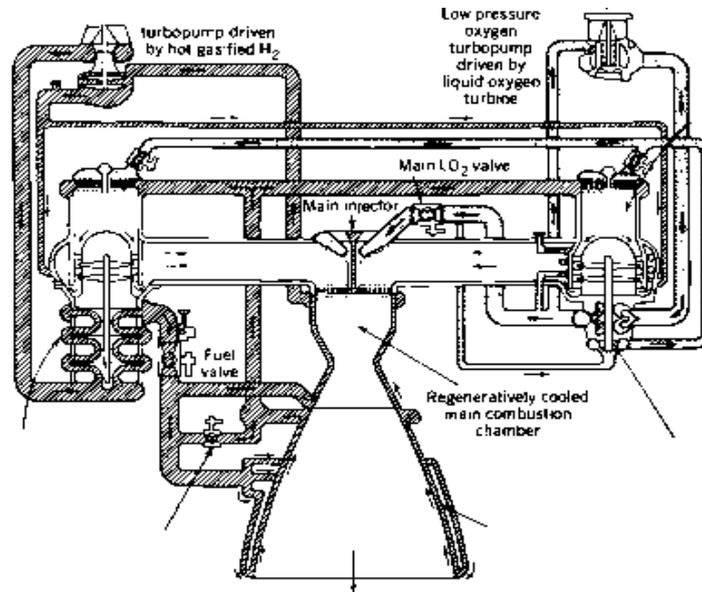
système d'alimentation chargé d'amener les ergols à la pression attendue et d'une

chambre de combustion dans laquelle la réaction chimique a lieu et produit les gaz

qui sont éjectés vers une tuyère. Il est utilisé sur pratiquement tous les lanceurs qui

mettent sur orbite satellites, sondes spatiales et vaisseaux spatiaux avec équipage

fig(1.1.a)[2].



Fig(1.1.a) Fonctionnement d'un moteur-fusée à propergol liquide

I.2.2.1. Fonctionnement Moteur-fusée à ergols liquides

Le moteur-fusée comprend:

- le système d'alimentation en ergols du moteur-fusée : le choix de ce système a un impact direct sur les performances et joue un rôle majeur dans l'architecture générale du moteur.
Il peut se résumer à un simple système de mise sous pression des réservoirs mais inclut souvent des turbopompes, un générateur de gaz.
- la chambre de combustion dans laquelle sont brûlés les ergols
- les injecteurs qui diffusent les ergols (carburant et comburant) dans la chambre de combustion
- le système d'allumage qui initialise la combustion si les ergols ne sont pas hypergoliques
- le circuit de refroidissement qui refroidit la chambre de combustion et toute ou partie de la tuyère
- la tuyère dans laquelle se réalise la détente des gaz qui sont accélérés

I.2.2.2. Les différentes combinaisons d'ergols liquides:

En règle générale, le mélange qui est brûlé dans la chambre de combustion est composé de deux éléments : un carburant et un comburant qui par combustion transforment l'énergie chimique en énergie. Beaucoup de combinaisons ont été testées au début de l'ère spatiale mais très peu de combinaisons sont actuellement utilisées (fig. 1.1.b) [2].

- LOX-kérosène constitue un bon compromis pour obtenir à la fois une impulsion spécifique (rendement) et une poussée forte. Il est souvent retenu pour propulser le premier étage des lanceurs.
- LOX-LH₂ fournit la meilleure impulsion spécifique mais impose des réservoirs très volumineux du fait de la faible densité de l'hydrogène. Optimal pour propulser l'étage supérieur des lanceurs.
- LOX-méthane proche mais d'un moins bon rendement que LOX-kérosène, il "encrasse" moins les moteurs et a été récemment retenu pour propulser des lanceurs réutilisables.
- Peroxyde d'hydrogène.
- Oxygène-Hydrazine.
- Peroxyde d'azote-kérosène.
- Acide nitrique-kérosène.
- Peroxyde d'azote-Hydrazine.
- Peroxyde d'azote-1,1-diméthylhydrazine.
- C-Stoff-T-Stoff.

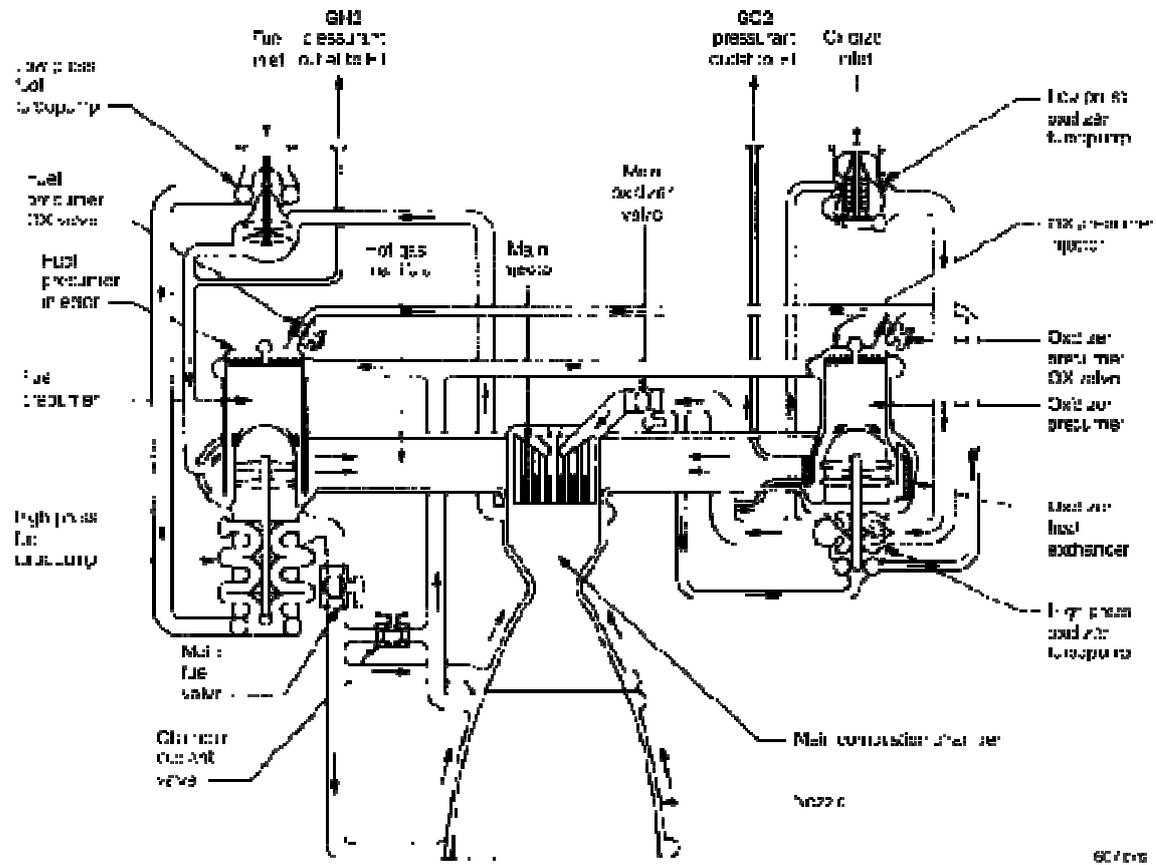
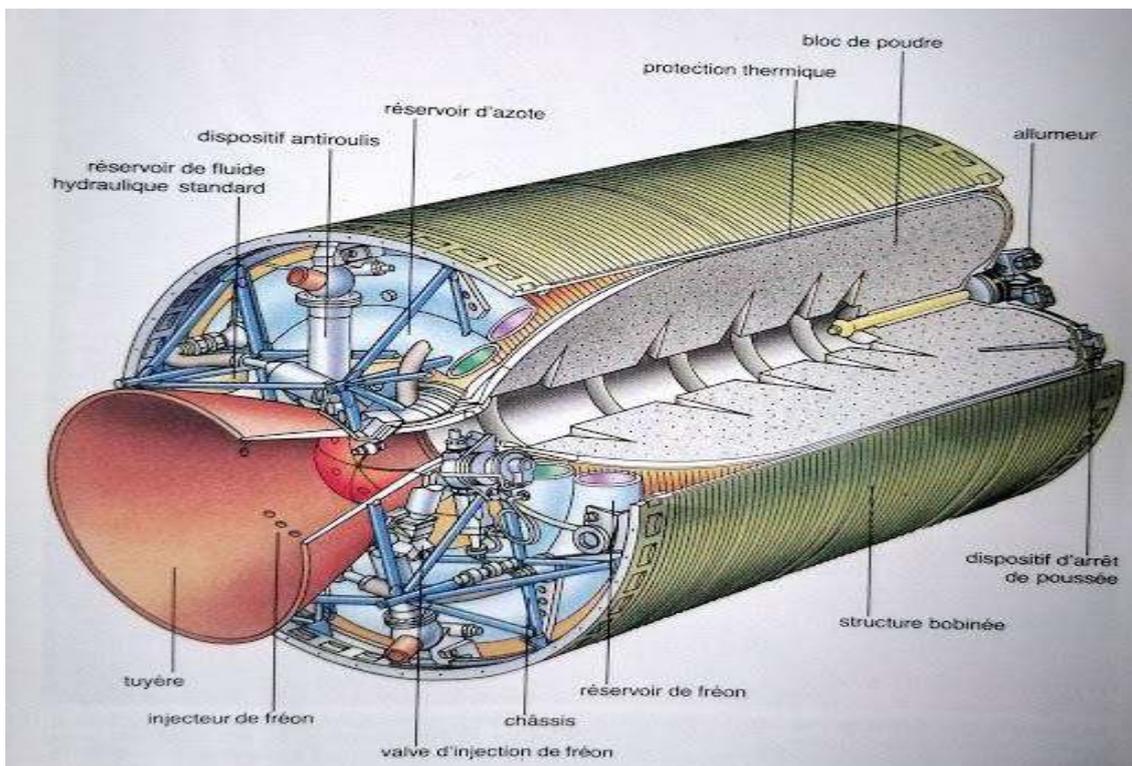


Fig (1.1.b) Schéma de fonctionnement d'un moteur-fusée à ergols liquide Classique.

I.2.3. Moteur à ergol solide

Il s'agit du modèle le plus simple et nécessitant très peu de moyens et desoins, les ergols solides pouvant être entreposés plusieurs années, faciles à transporter et peu chers. Pour toutes ces raisons, on le retrouve dans la plupart des missiles tactiques et balistiques et dans les propulseurs d'appoint. On utilise le terme de propergol pour désigner un mélange oxydant/réducteur autonome de ce type de moteur fig(1.1.c)[2].

Un moteur à propergol solide simple est constitué d'une enveloppe, en général en acier, d'une tuyère, de poudre (propergol), et d'un allumeur. Le bloc de poudre est percé par un canal situé généralement dans l'axe, qui sert de chambre de combustion. L'allumeur met le feu à la poudre à une extrémité du canal et la combustion se propage immédiatement sur tout le contour du canal. Celui-ci s'élargit progressivement au fur et à mesure de la combustion. La poudre, qui se présente comme une masse solide, brûle avec une vitesse prévisible en produisant des gaz de combustion qui sont expulsés par la tuyère. La dimension de celle-ci est calculée de manière à maintenir la pression souhaitée dans la chambre de combustion tout en produisant la poussée attendue.



Fig(1.1.c) schéma d'un propergol solide

Sous

chapitre I: Les matériaux

utilisent

I.2.1. Caractères particuliers des matériaux utilisés Performances élevées

Dans le domaine de l'aéronautique et de l'espace, les problèmes d'encombrement et de masse revêtent une importance toute particulière. C'est à dire que le matériau choisi pour la fabrication d'une pièce devra permettre de dessiner cette pièce avec les cotes les plus faibles possibles. Compatibles avec son utilisation.

Cela explique pourquoi on cherche toujours des matériaux présentant des caractéristiques (résistance, limite élastique, dureté) particulièrement élevées à froid ou à chaud, suivant leur usage

I.2.2. Mise en œuvre dans les conditions satisfaisantes:

Les mêmes problèmes d'encombrement et de masse évoqués ci-dessus, conduisent fréquemment le constructeur à concevoir des pièces ou des ensembles compliqués et d'une réalisation délicate, de plus, des matériaux à caractéristiques élevées offrent naturellement plus de difficultés dans les opérations courantes d'usinage, de conformage, d'assemblage, de traitement thermique.

C'est pourquoi le choix du matériau doit tenir le plus grand compte de ces sujétions de mise en œuvre. Ainsi, pour des caractéristiques égales ou très voisines présentées par deux matériaux dont l'emploi est envisagé, on adoptera celui reconnu pour demander un traitement thermique plus simple, offrir des possibilités d'assemblage par soudure plus étendues, ou une plus grande capacité de déformation.

I.2.3. Fiabilité

La fiabilité d'un matériel peut se définir de façon simplifiée par le nombre d'heures de fonctionnement sans panne, que l'on est en droit d'en attendre, cette qualité intervient donc de façon directe simultanément sur la sécurité et sur le prix de revient d'exploitation du matériel.

La matière utilisée dans les fabrications n'est évidemment pas seule en cause, mais elle contribuera à cette bonne fiabilité dans la mesure où ces caractéristiques et saines sont plus sûrement garanties.

C'est ce qui justifie l'emploi de matériaux élaborés suivant les techniques les plus avancées, estayés par les contrôles les plus sévères.

I.2.4. Légèreté

Pour un matériel aérospace, la légèreté est la qualité première qui vient à l'esprit. On a vu, cependant, que bien d'autres qualités sont exigées des matériaux utilisés pour sa fabrication, C'est à dire que, pour chaque application, on devra choisir le matériau le plus léger, susceptible de rendre le service demandé.

En fait, d'une façon générale, à mesure que la température en service augmente, le choix doit se porter sur un matériau ayant les meilleures caractéristiques spécifiques aux températures envisagées en service (caractéristiques rapportées à la masse volumique).

I.2.5. Absence de fragilité

C'est le caractère impératif de la sécurité qui interdit l'emploi de matériaux fragiles. Il faut entendre par absence de fragilité non seulement le fait que le matériau doit subir des variations de contraintes brutales, des surcharges momentanées, mécaniques, ou thermique, des chocs, ...etc., sans donner lieu à des fissures ou des ruptures, mais encore que le matériau ne doit pas rompre «sans prévenir». Ce dernier terme signifie que le dépassement des contraintes admissibles dans la matière doit se traduire d'abord par une déformation suffisamment importante des pièces sans entraîner des perturbations sensibles dans le fonctionnement du matériel (frottement, vibration, usure, pertes de puissance, pertes de pression, élévation de température, ...etc.).

I.2.1.1. Matériaux pour un fonctionnement à des températures faibles ou moyennes

Propriétés diverses exigées:

En dehors des caractéristiques mécaniques que l'on souhaite les plus élevées possibles, on demande fréquemment à ces matériaux des propriétés adaptées à un emploi particulier, on peut citer

- a) En ce qui concerne les propriétés intrinsèques du matériau
 - La résistance aux impacts (partie frontale des avants)
 - La résistance à la fatigue à haute fréquence (pièces soumises à des vibrations)
 - La résistance à la fatigue lente (pièces soumises périodiquement à une contrainte élevée, démarrages arrêts, changement de régime)
 - La résistance au frottement (paliers, roulements)
- b) En ce qui concerne la mise en œuvre du matériau
 - L'aptitude à la coulée ou au forgeage
 - L'aptitude au formage
 - L'aptitude à l'usinage
 - L'aptitude au soudage ou au brasage

I.2.1.2 Matériaux Pour Fonctionnement à Température Très Élevée Mais de Courte Durée

Propriétés Diverses exigées :

Dans le cas présent, la caractéristique essentielle demandée aux matériaux n'est plus la limitation de sa déformation ou de sa détérioration dans le temps, mais une « durée de vie » minimale c'est à dire que l'on exige du matériau qu'il soit susceptible de remplir son office pendant une durée prescrite, une destruction partielle pouvant néanmoins s'être admise

Les températures peuvent dépasser 3000°C mais la durée de vie exigée est alors de quelques dizaines, ou quelques centaines de secondes.

Les propriétés du matériau sont essentiellement les suivantes:

- a) Propriétés intrinsèques.
 - Point de fusion ou de sublimation suffisamment élevé.
 - Résistance à l'érosion à chaud.
- b) Mise en Œuvre.
 - Aptitude à déposer une couche protectrice sur le support prévu.

Le premier matériau employé dans la fabrication de la tuyère d'un moteur-fusée a été le graphite (température de sublimation voisine de 3650°C), puis on a eu recours à des oxydes, comme du zirconium et, plus tard, à des composés mixtes de la céramique et de métaux.

I.2.1.3 Choix des matériaux constituant la structure:

Il se fait à partir des caractéristiques mécaniques (résistance, module d'élasticité, densité). La disponibilité et le coût sont tous autres critères de choix importants. Pour la liste des matériaux de construction des structures. Sur les tables (1.1) et (1.2), une liste des matériaux de construction des structures avec leurs propriétés thermiques et mécaniques est présentée. Ainsi que pour les matériaux réfractaires mentionnés sur la table (1.3)[1].

	Copper, Com. Pure		Aluminum Alloy, 245-T		Low Carbon Steel, SAE 1020	
Ultimate tensile strength (psi)	75°F	33,000	75°F	68,000 212 62,000 500 26,000 600 15,000 700 7,500	85°F	62,400 900 43,500 1000 36,500 1200 20,000 1300 13,500 1400 9025
Yield strength (psi)	Annealed 75°F 10,000		Short time test 75°F 45,000 400 35,000 500 23,000 600 13,000 700 6,500		85°F 42,000 900 23,000 1000 20,100 1300 7375 1400 3750	
Modulus of elasticity (psi × 10 ⁶)	Annealed 75°F 16.0		0.02% offset Short time test 75°F 10.3 212 10.0 300 9.78 400 9.27 500 8.24		70°F 29.5 400 24.5 600 21.5 800 18.5 1000 15.5 1200 12.5	
Thermal conductivity (Btu/hr (ft ² °F/in.))	32°F	2648.6 392 2579.3 752 2516.9 1112 2392.1	64°F	1567.0	32°F	360.5 392 339.7 752 298.1 1472 179.6 1832 187.2 2012 194.1 2192 208.0
Coefficient of thermal expansion (in. in. °F × 10 ⁻⁶)	32°F	8.83 372 10.91 752 11.86 932 12.94 1112 14.13 1472 16.97	68-212°F	12.9 68-392 13.5 68-572 13.7	68-212°F	6.5 68-392 6.7 68-572 7.1 68-932 7.7 68-1112 8.0 68-1292 8.2
Specific heat (Btu./°F lb)	75°F	0.0918 392 0.096 752 0.103 1472 0.109 1832 0.114	64-212°F	0.212	68°F	0.115 372 0.133 932 0.150 1292 0.152 1652 0.154 2012 0.156 2372 0.166
Melting point	1981.4°F		Approx. 2700°F		Approx. 2780°F	

Table 1-1

	Alloy Steel, SAE X4130		Stainless Steel, AISI Type 302		Nickel Alloy, Inconel	
Ultimate tensile strength (psi)	75°F	98,300	75°F	93,000	75°F	85,000
	600	87,000	200	83,000	200	81,000
	800	84,000	400	78,200	400	79,000
	1000	85,000	1000	83,000	1000	79,000
			1400	71,800	1400	47,000
		1600	15,700	1600	22,000	
		2000	4700	1800	15,000	
		2500	2300	2000	11,000	
Yield strength (psi)	Normalized		Annealed		Short time test	
	75°F	74,000	75°F	27,000	75°F	36,000
	400	73,600	200	29,700	200	32,000
	800	66,000	600	22,000	600	27,000
	900	59,000	1000	17,100	1000	22,000
		1400	14,900	1400	19,000	
Modulus of elasticity (psi × 10 ⁶)	Normalized		Annealed		0.2% offset Short time test	
	70°F	29.5	85°F	27.5	75°F	31.0
	400	24.5	900	23.4	500	28.7
	600	21.5	1000	22.2	1000	23.0
	800	18.5	1200	20.7	1350	21.0
		1600	18.3	1500	18.5	
		1200	12.5	1500	12.3	
Thermal conductivity (Btu/hr ft ² °F/in.)	32°F	298.1	32°F	310	86°F	124.8
	392	291.2	392	319	392	121.7
	752	270.4	752	336	1472	194.1
	1112	235.7	1112	359	2192	249.6
	1472	190.3	1472	380		
		1832	394			
		2192	2192	206		
Coefficient of thermal expansion (in. in. °F × 10 ⁻⁶)	32- 212°F	7.04	32- 212°F	8.23	20°F	5.6
	32- 372	7.48	32- 372	9.30	200	6.6
	32- 492	7.88	32- 492	10.02	400	8.0
	32-1292	8.24	32-1292	10.43	600	8.7
	32-1652	7.23	32-1652	10.67	800	9.3
	32-1832	7.70	32-1832	10.75	1000	10.1
	32-2012	8.04			1400	10.2
Specific heat (Btu/°F lb)	212°F	0.114	212°F	0.122	75-212°F	0.109
	372	0.130	372	0.131		
	492	0.157	492	0.142		
	1292	0.197	1292	0.149		
	1472	0.211	1652	0.156		
	1832	0.145	2012	0.158		
	0.154	2262	0.162			
Melting point	Approx. 2700°F		2550°F		2740°F	

Table 1-2

Material	Typical Composition	Melting Point (°K)	True Specific Gravity	Apparent Specific Gravity	Linear Coefficient of Thermal Expansion (°K ⁻¹ × 10 ⁻⁴)	Thermal Conductivity (w/cm ² ·°K/m)	Specific Heat (kcal/kg·°K)	Resistance to Thermal Shock
Alumina	99.2% Al ₂ O ₃ 0.6% SiO ₂	2322	3.95	2.9-3.2	4.0 at 283 to 1280°K	2.45 at 0 to 1273°K	0.28-0.30 at 20 to 1700°C	Fair
Carbon	Essentially C	Sublimates 3812	1.8-2.1	1.03-1.77	1.6 to 2.9 at 288 to 378°K	1.7 to 20 at 1100°C	0.29 at 15 to 1000°C	Good
Graphite	Essentially C	2300	2.25	1.03-1.91	1.0 to 2.6 at 288 to 378°K	35 to 206 at 1373°K	0.29 at 15 to 1283°K	Good
Silicon carbide	SiC with complex nitride bond	Decomposes at 2483	3.2	2.77	3.7 at 288 to 1773°K	16.3	0.23	Good

Table 1-3

SouschapitreI:

LeRefroidissementd'unmoteur-fusée

I.3. Le Refroidissement d'un moteur-fusée:

Les éléments des moteurs-fusées soumis aux échanges thermiques doivent être maintenus à une température compatible avec leur tenue mécanique, il est, alors nécessaire de les refroidir à travers divers procédés, certains sont très liés au type de moteur.

I.3.1 Différents régimes de transmission de chaleur à un liquide:

Considérant l'écoulement permanent d'un liquide dans un canal chauffé extérieurement soit T_r la température dans l'écoulement libre en une section donnée. Cette température étant inférieure à la température d'ébullition du liquide sous la pression statique locale. Lorsque la densité de flux thermique transmise au liquide par la paroi croît, la température de paroi augmente et différents régimes de transmission de chaleur s'établissent successivement. Ces régimes sont déterminés par le comportement du film liquide adjacent à la paroi chaude.

On peut distinguer au moins quatre régimes différents comme le montre (fig. 1.3), qui représente l'évolution de la densité de flux thermique en fonction de la différence entre la température T_{pr} et T_r .

I.3.1.1 Convection forcée sans changement de phase:

Le segment de AB de la courbe (fig. 1.3) [4] représente le régime de convection forcée sans changement de phase où la température de la paroi est ordinairement inférieure à la température d'ébullition du liquide sous la pression statique locale.

I.3.1.2. Ebullition nucléaire:

Elle est représentée par l'arc BC de la courbe (fig. 1.3). Ce régime est caractérisé par sa température de paroi qui dépasse suffisamment la température d'ébullition locale. De petites bulles de vapeur sur la surface de la paroi, se forment, se détachent et se condensent dans l'écoulement liquide. Au point C la densité du flux passe par un maximum pour une différence de température, $T_{pr} - T_r$ appelé $\Delta T_{critique}$.

I.3.1.3. Ebullition instable :

Après l'augmentation de la température de paroi, la vitesse de formation des bulles de vapeur et leurs dimensions augmentent, les bulles ne peuvent plus se détacher assez rapidement de la paroi, il se forme un film de vapeur instable caractérisant ce régime qui est représenté par l'arc CD de la courbe (fig. 1.3). Une partie de la surface de la paroi est alors isolée par un film de vapeur. La densité du flux thermique diminue lorsque la différence de température $T_{pr} - T_r$ augmente.

I.3.1.4. Ebullition en film stable ou vaporisation pelliculaire:

Ce régime, représenté par l'arc DE de la courbe (fig.1.3) est caractérisé par un film de vapeur continu, adhérent à la paroi. Les températures de parois atteignant des valeurs telles que la transmission de chaleur par rayonnement devient importante.

Les régimes de transmission de chaleur par ébullition en film stable ou instable n'ont que peu d'intérêt pour le refroidissement des chambres propulsives classiques.

Il faut remarquer que le comportement du film liquide détermine seul le régime de transmission de chaleur comme nous venons de l'indiquer dans la mesure où les transformations chimiques n'interviennent pas dans le liquide.

De telles transformations, pouvant se manifester par la formation de gaz ou d'un dépôt solide sur la surface chaude de la paroi, influent souvent de façon très importante sur la transmission de chaleur, en créant une résistance thermique surfacique parasite. Elles tendent à augmenter la température moyenne de la paroi favorisant ainsi sa destruction.

Sur la table (1.1), on trouve les caractéristiques de transfert de chaleur des propergols liquides.

I.3.2. Refroidissement par circulation de propergol :

Le refroidissement peut s'effectuer par circulation d'un liquide en double paroi. On utilise l'un des ergols se trouvant à bord en se faisant circuler dans l'injecteur, ce procédé est appelé 'Refroidissement régénératif' - par les Américains, en effet, la chaleur absorbée par le liquide refroidisseur est réinjectée dans le foyer avec ce dernier. On peut lui imposer une circulation hélicoïdale pour augmenter les vitesses locales en plaçant dans l'espace annulaire des guides en hélice.

Pour notre cas, le refroidisseur est le kérosène.

I.3.3. Refroidissement par film et par transpiration:

Ces deux modes de refroidissement consistent à réduire les échanges de chaleur entre les gaz de combustion et les parois en interposant un film fluide formant une couche limitant relativement froide. Ce film peut être obtenu de deux façons différentes:

- On injecte de petites quantités de fluides, constituées par un des ergols liquide, oxydant ou combustible, à faible vitesse par un grand nombre d'orifices placés le long des surfaces à refroidir. Ce film se vaporise puis participe à la combustion avec un rapport du mélange local très éloigné du rapport stœchiométrique, donc à une température relativement basse. Dans le refroidissement par transpiration, le fluide est admis uniformément sur la surface interne à travers une paroi poreuse [5] (fig. 1.3)

Ces procédés sont, dans la plupart du temps associés au refroidissement par circulation. Ils occasionnent une diminution de performance du moteur-fusée. Une partie de fluide injecté pour former le film qui incomplètement brûle.

Dans un autre type de refroidissement par transpiration, les matériaux constituant la paroi est formé du squelette d'un corps réfractaire, dont les vides sont remplis par un réfrigérant en phase solide, quand la température de la paroi s'élève, le corps réfrigérant fond, passe même à l'état de la vapeur absorbant ainsi une certaine quantité de chaleur. Il s'écoule ensuite, forcé par sa propre tension de vapeur, à travers les mailles du squelette et crée une couche limitant froide qui diminue les échanges thermiques. Ce procédé est utilisé dans les tuyères des fusées à poudre avec du graphite ou du tungstène imprégné d'argent ou d'étain.

Ce mode de refroidissement est associé dans ce cas à l'effet des puits de chaleur. Il est d'autant plus efficace que le corps refroidisseur, à une température de fusion, de vaporisation et une température d'ébullition plus élevée.

I.3.4. Refroidissement par Rayonnement:

Dans ce mode de refroidissement, la paroi de la chambre rayonne vers l'extérieur une puissance égale à celle qui lui est transmise à l'intérieur par convection et rayonnement par les gaz de combustion. La densité du flux thermique rayonné en un point par la paroi est donnée par la loi de STEFAN-BOLTZMANN.

$$\Phi_{\text{ray}} = \sigma \varepsilon T^4$$

Ce mode de refroidissement est surtout utilisé pour les extrémités de divergents de tuyères. Il pourrait aussi être employé pour le refroidissement de chambres complètes d'étages supérieurs d'engins spatiaux fonctionnant à une très faible pression de combustion.

L'équilibre entre la densité de flux rayonné et celle transmise par les gaz de combustion conduit à des températures de parois élevées et nécessite l'emploi de matériaux réfractaires.

Le plus utilisé actuellement est le molybdène (points de fusion 2890°K, émissivité 0.209 à 2000°K, 0.274 à 2600°K, densité 10), lorsqu'il s'agit d'extrémité de divergent, on emploie aussi le titane (point de fusion 2000°K, émissivité de 0.67 à 1700°K, densité 4.5) et même l'acier inoxydable (point de fusion 1710°K, émissivité 0.97 à 1400°K, densité 7.9)[7].

I.3.5. Refroidissement par ablation:

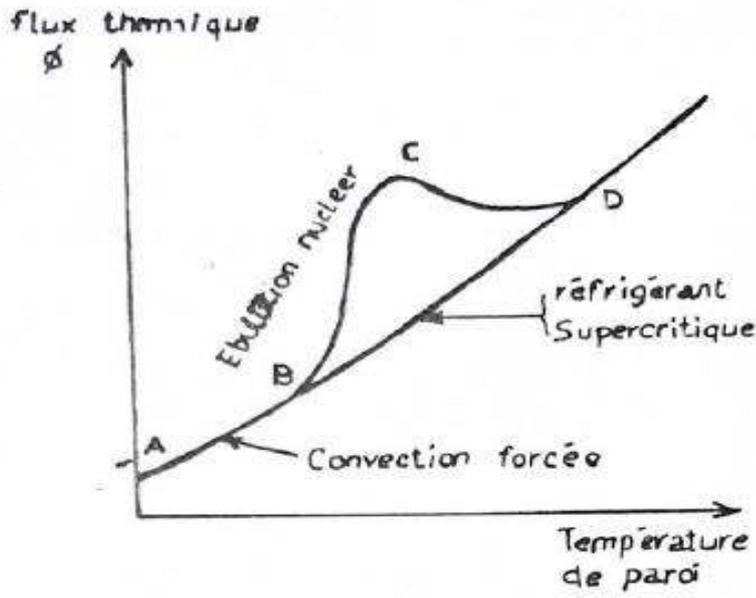
Ce procédé consiste à utiliser pour constituer la paroi, un matériau mauvais conducteur de chaleur, qui, par dégradation, absorbe la totalité du flux thermique incident, la partie dégradée du matériau est entraînée par les gaz chauds et la surface de séparation entre la paroi non dégradée et les gaz se déplacent pendant le fonctionnement du moteur. C'est ce qu'on appelle le phénomène d'ablation.

La température T du matériau en un point d'abscisse X par rapport à la paroi du matériau en contact avec les gaz avant que celle-ci ne se déplace par ablation est donnée par l'équation de FOURIER suivante:

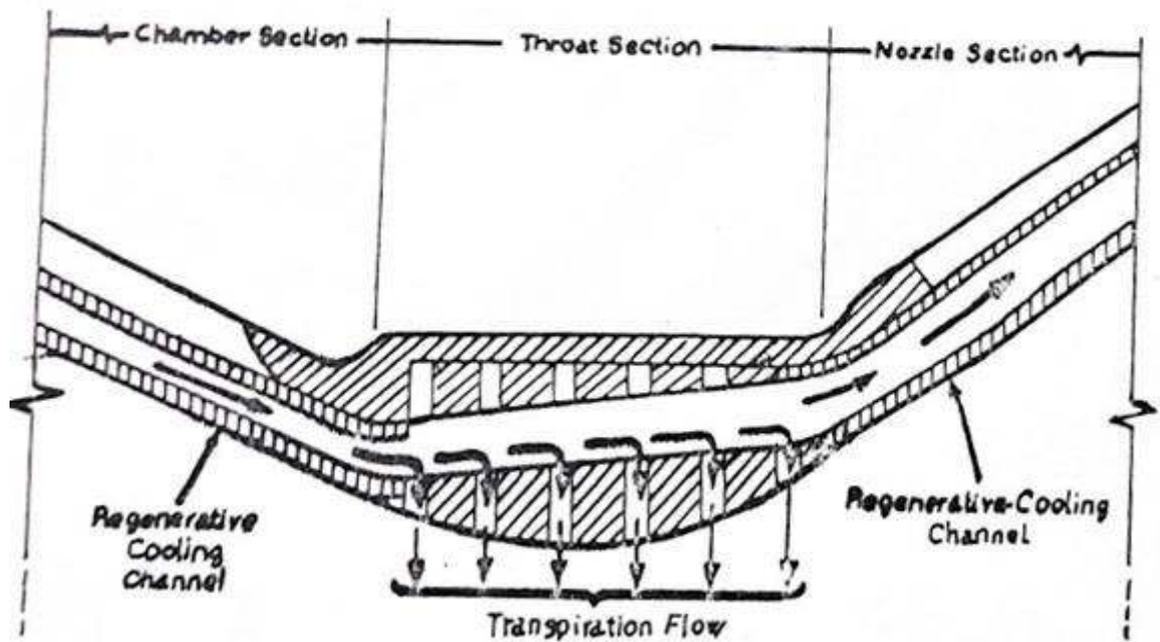
$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = \frac{1}{a} \frac{\partial T}{\partial t}$$

Avec: $a = \lambda / \rho c$, la diffusivité thermique du matériau constituant la paroi.

X : l'abscisse du point considéré par rapport aux axes mobiles liés à la paroi se déplaçant à la vitesse V .



Fig(1.2). Différents régimes de transmission de chaleur à un liquide



Fig(1.3) Refroidissement du col par transpiration

Chapitre

II: Tuyère propulsi

ve

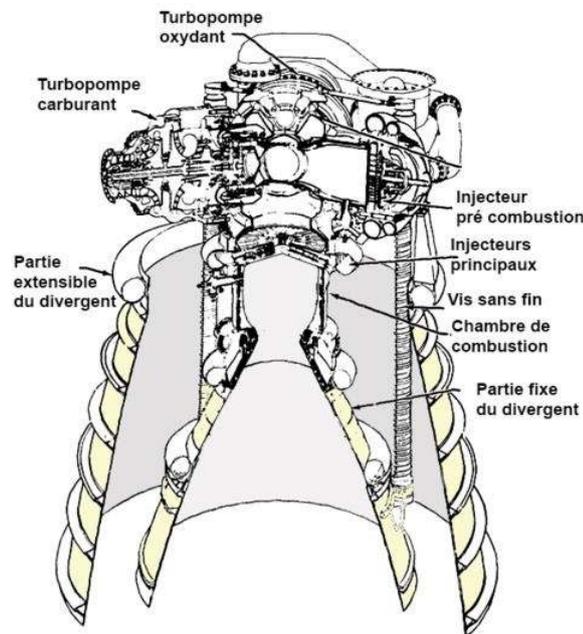
II.1. Tuyère:

Les tuyères (tuyères à ergols dans le domaine aérospatial) sont des tuyaux à section variable situés à l'arrière du moteur pour générer des gaz de combustion chauds, qui permettent de convertir l'énergie thermique de ces gaz en énergie cinétique. Pour atteindre cet objectif et selon le contexte de mise en œuvre, la tuyère peut être convergente, divergente ou comporter une partie convergente et une autre divergente (tuyère Laval). En particulier, il y a des tuyères à l'arrière du moteur à réaction de l'avion et sur le moteur-fusée qui propulse le missile et le lanceur.

Il existe deux types de tuyère propulsive, la Tuyère à divergent extensible, et la tuyère à doublement de la Tuyère à écoulement externe/corps central.

II.2.1 La tuyère à divergent extensible :

Les moteurs de fusée supérieurs nécessitent des tuyères très longues car ils fonctionnent dans le vide. Afin de limiter la masse structurelle induite par la très longue tuyère, certains moteurs, comme le RL-10 fig(2.1.1) B-2 propulsant le deuxième étage du lanceur Delta IV, intègrent un diffuseur extensible, uniquement lorsque l'étage inférieur a été complètement déployé et largué [1].



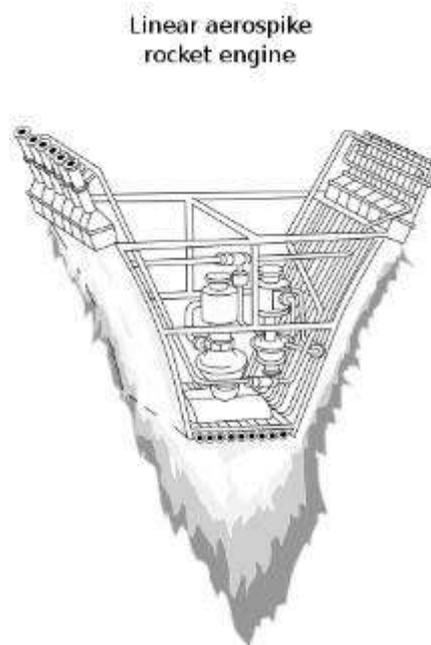
Fig(2.1.1). Schéma du RL-10 à divergent extensible

II.2.2. Tuyèreàécoulementexterne/corpscentral:

Latuyèreàécoulementexterneouàcorpscentrals'adapteautomatiquementau changement de pression rencontré au cours du vol tout en présentant un encombrement réduit. Différentes géométries ont été testées:

- Tuyèreannulaire non tronquée
- Multi-tuyèrerevolutionàcorpscentraltronqué
- Multi-tuyèrelinéaireàcorpscentraltronqué commel'aerospikefig(2.1.2)[8].

Le concept a été testé sur des prototypes, mais n'a jamais été utilisé sur un lanceur opérationnel en raison des problèmes spécifiques propres aux tuyères aerospike et en particulier les problèmes de refroidissement et leur complexité (chambre de combustion en anneau ou distribuée).



Fig(2.1.2).Schémad'unetuyèreAerospike

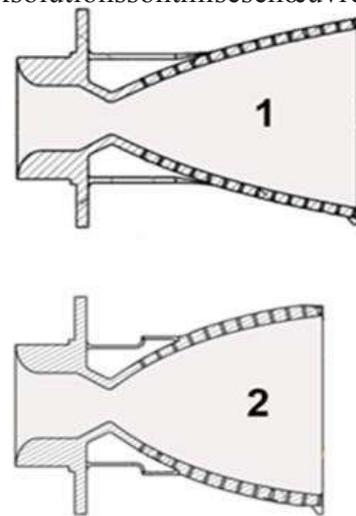
II.2.3. Tuyère à double albe:

La tuyère hyperbolique a deux contours différents en séquence depuis le col jusqu'à la sortie du divergent. La deuxième partie commence par l'abandon. Ce type de tuyère doit pouvoir s'adapter aux variations de pression rencontrées par le moteur-fusée du premier étage entre le début et la fin de son fonctionnement. A basse altitude, seule la partie supérieure de la buse est utilisée, et lorsque la pression extérieure est fortement réduite, toutes les parties divergentes aident à guider le flux d'air. Cette configuration permet un écoulement adaptatif sans mécanisme, mais elle génère des charges latérales lors de la transition entre les deux régimes d'écoulement.

II.3. Les formes du divergent:

La forme du divergent fig(2.1.3) [2] doit être telle que sa paroi se confonde avec la ligne de courant de l'écoulement des gaz expulsés. Ce profil se calcule généralement en résolvant les équations d'Euler en particulier en utilisant la méthode des caractéristiques. Dans le cas des tuyères utilisées dans le domaine des jets de plasma, les températures et donc les viscosités très élevées nécessitent le recours à la résolution des équations de Navier-Stokes. Le profil optimal est celui d'un cône dont le demi-angle au sommet est de 15° . Afin de raccourcir la longueur du divergent et ainsi réduire la longueur du lanceur et donc sa masse, deux solutions sont mises en œuvre :

- *La tuyère idéale tronquée* (TIC) est une tuyère dont le profil suit la courbe optimale, mais qui est amputée de son extrémité. Dans le cas du moteur Vulcain, le fait de tronquer de $2/3$ le profil idéal (longueur de 2,5 mètres au lieu de 7 mètres) entraîne une perte de poussée limitée à 3%.
- *La tuyère optimisée à choc interne* (TOC = *Thrust-Optimized nozzle*) [1] est une tuyère dont le profil s'écarte de la courbe optimale ce qui permet de gagner encore 20% sur la longueur du divergent par rapport à une tuyère de type TIC. L'angle au voisinage du col (de 20° à 50°) est supérieur à l'angle optimal ce qui permet d'accroître plus rapidement le diamètre du divergent. L'écart par rapport au profil idéal se réduit progressivement pour ne plus atteindre qu'environ 10° à l'extrémité du divergent. La forme obtenue est dite en coquetier. Ce gain s'obtient au prix d'un écoulement du gaz plus perturbé qui peut donner lieu à des ondes de choc interne dans le divergent.



Fig(2.1.3) les formes de divergents

II.4. Refroidissement de la tuyère :

Les canaux de refroidissement constituant les parois de la tuyère sont le plus souvent, réalisées par formage hydraulique (fig 2.1). À partir des tubes cylindriques étirés à froid. Ces tubes ont un diamètre de l'ordre d'une dizaine de millimètres et une épaisseur variant de 0.2 mm à 1 mm environ. Leur état de surface doit être particulièrement soigné pour éviter la formation de criques en cours de formage [6].

Le but de formage hydraulique est de donner aux tubes la forme de profil de la chambre et la tuyère. La section des tubes doit simultanément être déformée de telle sorte que tout le long du profil, les tubes soient jointifs.

Le formage est réalisé dans un outillage constitué de deux matrices comportant des rainures représentant l'empreinte du tube à obtenir. Ce dernier est placé dans la rainure d'une des matrices, on applique la seconde par une presse et l'on soumet le tube à une pression hydraulique de plusieurs centaines de bars, le tube est ainsi formé sans variation notable de périmètre.

Les tubes formés sont alors placés les uns à côté des autres et brassés ensemble pour assurer l'étanchéité aux gaz de combustion.

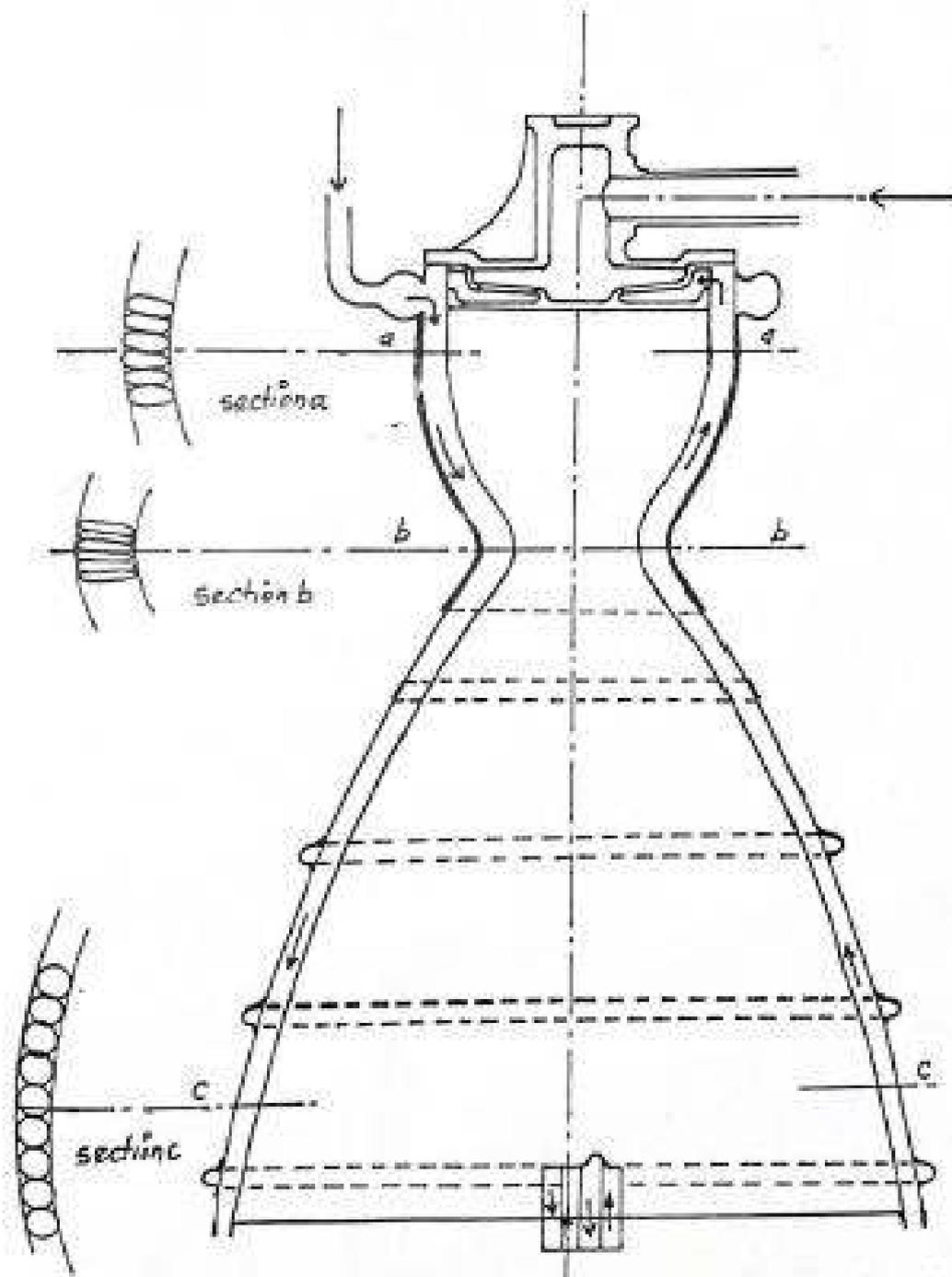
Mais l'utilisation d'un tube de périmètre constant impose la variation de section de passage de refroidisseur en chaque section de la chambre et la tuyère puisque les tubes doivent rester jointifs, en général cette évolution n'est pas la plus favorable pour refroidissement, surtout dans le cas où le rapport des sections de la tuyère est grand. Des ramifications difficiles à réaliser deviennent nécessaires. Une technologie d'emplois plus simple, consiste à réaliser les canaux en profils en forme de U ou en tube à périmètre variable [6]. (fig. 2.3).

Le fluide refroidisseur qui circule dans les canaux est l'un des ergols utilisés dans le moteur.

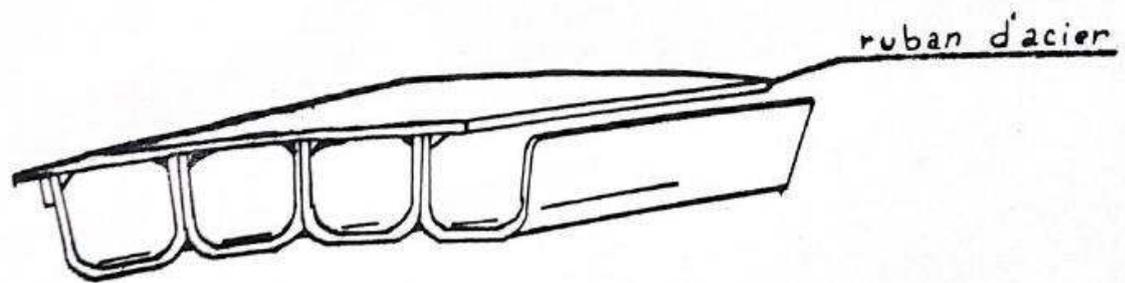
La pression totale dans un circuit de refroidissement est supérieure à la pression de combustion, de la valeur de surpression d'injection et de la perte de charge de la portion du circuit de refroidissement comprise entre la section considérée et l'injecteur. Sa pression statique différée peu, la pression dynamique n'étant jamais très élevée.

Les Tuyères propulsives contrairement aux chambres à doubles enveloppes, ont les parois de leurs tubes minces car elles n'ont à supporter que de faibles efforts dus à la pression du refroidisseur. Les dimensions de la section tubulaire sont aussi petites.

La résistance thermique de ces parois est faible, ce qui conduit à des contraintes thermiques très faibles. Alors la conductibilité thermique du matériau aura une influence moindre que dans les chambres à doubles enveloppes. Comme il est intéressant que la paroi exposée aux gaz de combustion peut être portée à une température élevée.



Fig(2.1).Tuyère propulsive à circuit de refroidissement aller retour



Fig(2.2). Schéma des canaux en profil en U

II.4.1. Dimensionnement de la tuyère:

La tuyère est conçue pour accélérer les gaz d'une vitesse subsonique jusqu'à une vitesse supersonique, pour cela une forme convergente-divergente est nécessaire.

II.4.2. Écoulement dans la tuyère:

La fameuse équation qui nous donne le nombre de Mach en fonction des rapports des sections de la tuyère à la section du col sonique tirée de l'équation de conservation de la quantité de mouvement et de l'équation d'état.

$$\frac{A}{A_T} = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{\delta} \left(1 + \frac{\delta-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\delta+1}{\delta-1}}$$

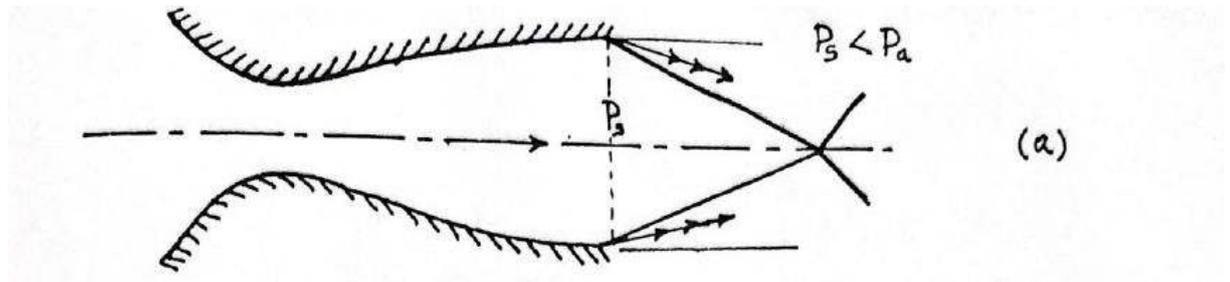
- La section A doit être supérieure ou égale à A_T .
Pour $A < A_T$, ce cas est impossible physiquement dans un écoulement isentropique.
- Le rapport $A/A_T > 1$ donne deux solutions de M pour un rapport de A/A_T donné : on a une valeur subsonique et l'autre supersonique.
- Pour des valeurs de M subsonique : si M augmente, le rapport A/A_T diminue, la tuyère converge.
- Pour la valeur $M=1$; le rapport $A/A_T=1$, la tuyère représente le cassonique dont la section est minimale (col).
- Pour des valeurs de M supersonique ; si M augmente, le rapport A/A_T augmente, la tuyère diverge.

Cette étude est similaire avec la discussion physique des tuyères convergentes-divergentes.

II.4.1.1 Régime subsonique non adapté:

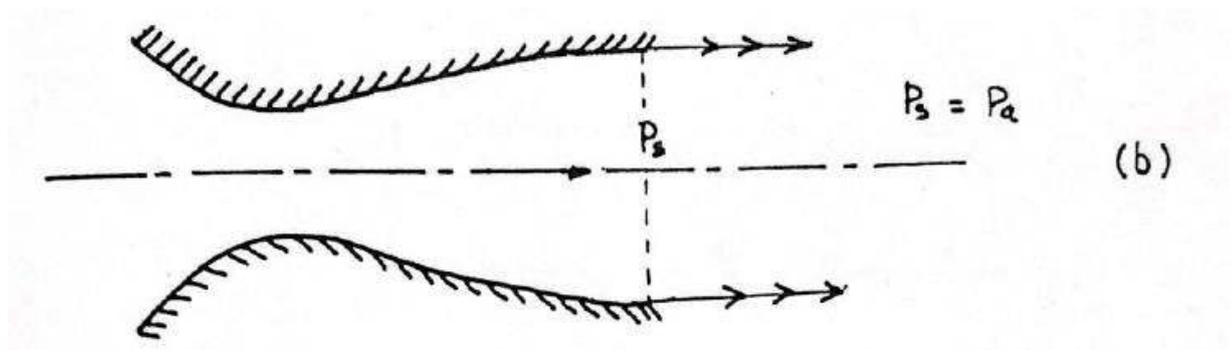
Supposons que la tuyère décharge le fluide dans une atmosphère gazeuse dont la pression est définie par la pression ambiante P_a .

-si la pression de sortie $P_s < P_a$, la tuyère est alors dite **tuyère surdétendue** ou **Tuyère longue** où le fluide se détend à une pression inférieure à la pression extérieure. Ce cas est expliqué dans la (Fig.2.3.a)



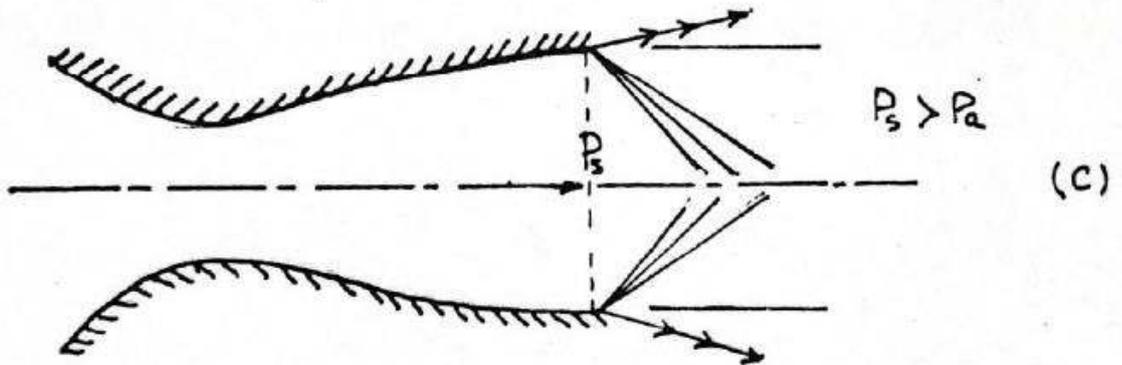
Fig(2.3.a) Ecoulement d'une tuyère longue

-dans le cas où $P_s = P_a$, la tuyère est dite **Tuyère adaptée**, le jet de gaz se détend de la tuyère exactement à la pression ambiante (fig.2.3.b)



Fig(2.3.b) Ecoulement d'une tuyère adaptée

- quand $P_s > P_a$, la tuyère est dite **Tuyère sous-détendue** ou **Tuyère courte**. le fluide se décharge à une pression supérieure à celle de la pression extérieure. la détente du fluide est par conséquent incomplète dans la tuyère et elle continuera à l'extérieur (fig. 2.3.c)



Fig(2.3.c) Ecoulements supersoniques d'une tuyère courte

II.5.1 Détermination du Profil de la tuyère:

Le profil de la tuyère est déterminé par un programme de calcul [11] basé sur l'utilisation de la méthode des caractéristiques par un écoulement supersonique bidimensionnel plan et axisymétrique.

Cette méthode de résolution du problème de l'écoulement dans les tuyères supersoniques consiste à résoudre simultanément les équations de conservation de masse, de quantité de mouvement axiale et radiale et de l'énergie dont la forme des équations est différentielle aux dérivées partielles.

II.5.2. Hypothèses:

La solution des ces équations différentielles n'est pas connue. La solution peut ne pas être unique par manque de conditions aux limites. Pour cet effet l'écoulement dans la tuyère doit satisfaire les hypothèses suivantes.

- 1) L'écoulement est entièrement établi (stationnaire)
- 2) Les forces à distance, telles que l'effet de la pesanteur et l'interaction entre les particules de fluide, sont négligées et les forces extérieures des sources électrique et magnétique sont absentes.
- 3) Le gaz est parfait, cependant, le volume occupé par les molécules de gaz est supposé nul, ce qui implique que l'effet de la viscosité est négligé.
- 4) Le gaz est thermiquement parfait, la variation ou l'augmentation de la température ne permet pas la dissociation des molécules.
- 5) Le gaz est caloriquement parfait, ce qui donne que C_p restent constants durant la détente du gaz et ne dépendent pas de la température.
- 6) L'écoulement est entièrement isentropique.
- 7) L'écoulement est idéal, le transfert de chaleur par conduction entre les différentes particules de gaz est négligé.
- 8) L'écoulement est irrotationnel. Cette hypothèse est vérifiée tant que l'entropie est constante.
- 9) Le transfert de chaleur forcé par convection ou rayonnement avec la paroi de la tuyère est absent.

L'utilisation de programme de calcul. Nous donnons des profils de tuyère, la distance axiale X et la distance radiale Y en fonction du nombre de Mach de sortie M_s donné.

Deux types de tuyères peuvent être déterminés:

1. Tuyère à zone d'expansion de forme plane et axisymétrique.
2. Tuyère à détente centrée de forme plane et axisymétrique.

Les tuyères supersoniques avec une zone d'expansion légèrement courbées sont utilisées dans des souffleries, quand une grande quantité d'écoulement uniforme est désirée. Cependant, les tuyères de soufflerie sont longues.

Au contraire, les tuyères des moteurs fusées doivent être courtes afin de diminuer la masse de la structure. Si la zone d'expansion est contractée en un seul point, la tuyère devient du type à détente centrée. Ce qui justifie le choix de la tuyère à détente centrée.

II.5.3. Tuyère à détente centrée :

Ce type de tuyère permet un raccourcissement important de la longueur du divergent et une gain de performance.

Dans ce cas, l'angle θ au voisinage du col est plus important que pour la tuyère de Laval (tuyère conique) ce type de tuyère présente l'inconvénient d'une grande longueur, donc d'une masse importante [3]

Dans le cas des tuyères à zones d'expansion, la portée de convergent située immédiatement avant le col est un arc de cercle de rayon égal à deux fois le rayon du col. La portion du divergent, située immédiatement après le col, sera représentée par un arc de cercle de rayon $R = 0.382R_i$ [3]

Pour les nombres de Mach de sortie différents, on a tracé les profils des tuyères à détente montrés sur les figures (2.4), (2.5), (2.6), (2.7) [10].

On a choisi un profil de tuyère adaptée au niveau de la mer avec un Mach de sortie de 2.5 pour des raisons déjà citées.

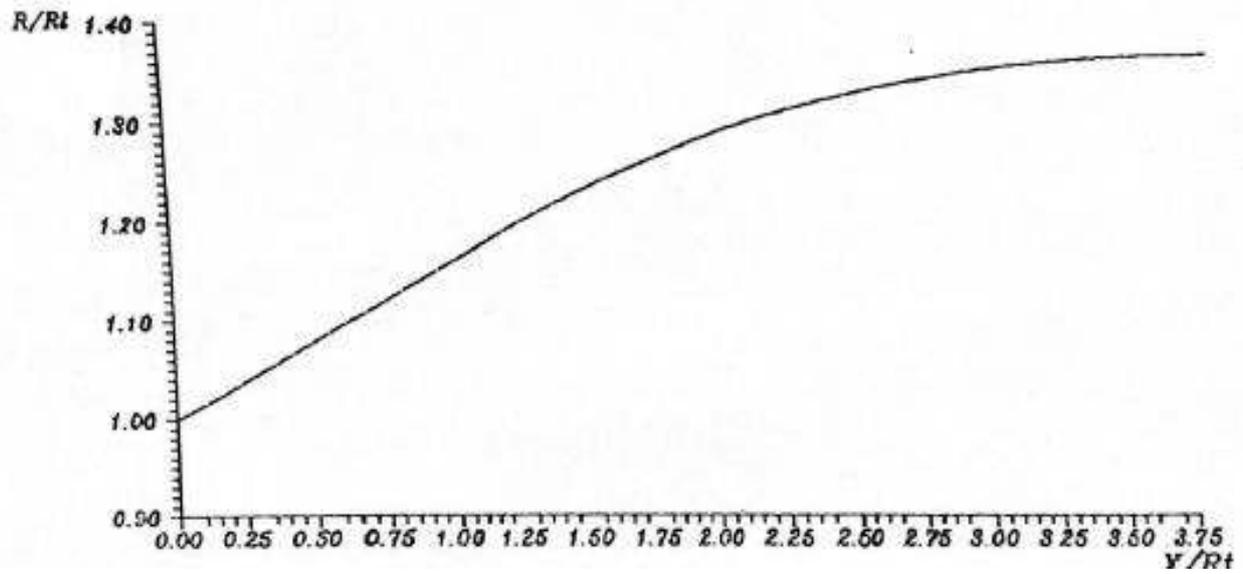
La longueur de la tuyère est:

$$L_{Div} = 30.4 \text{ cm}$$

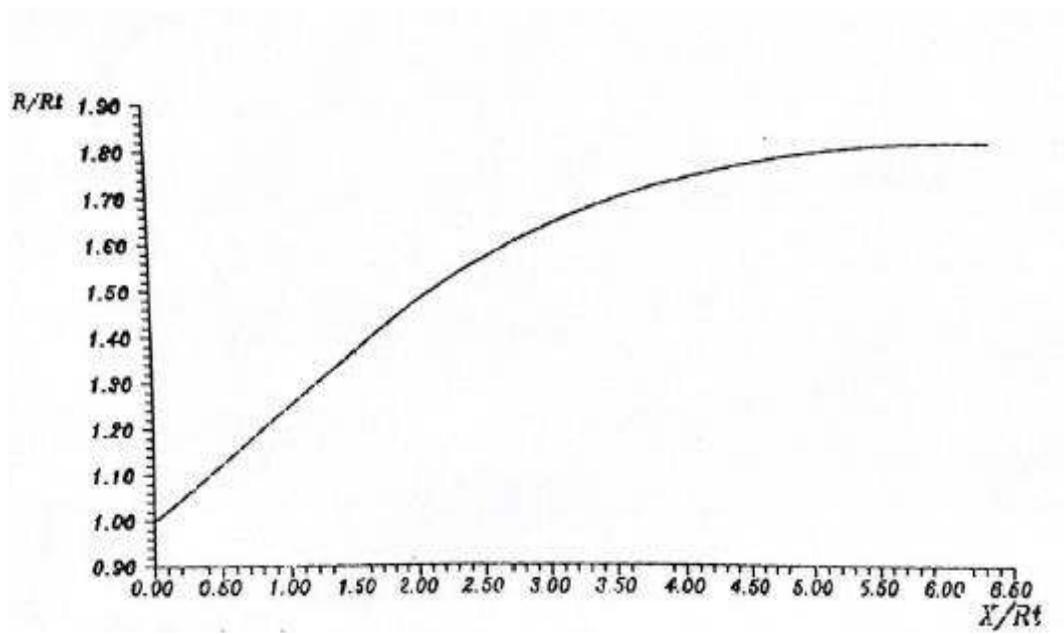
Et le diamètre de sortie

$$D_s = 17.7 \text{ cm}$$

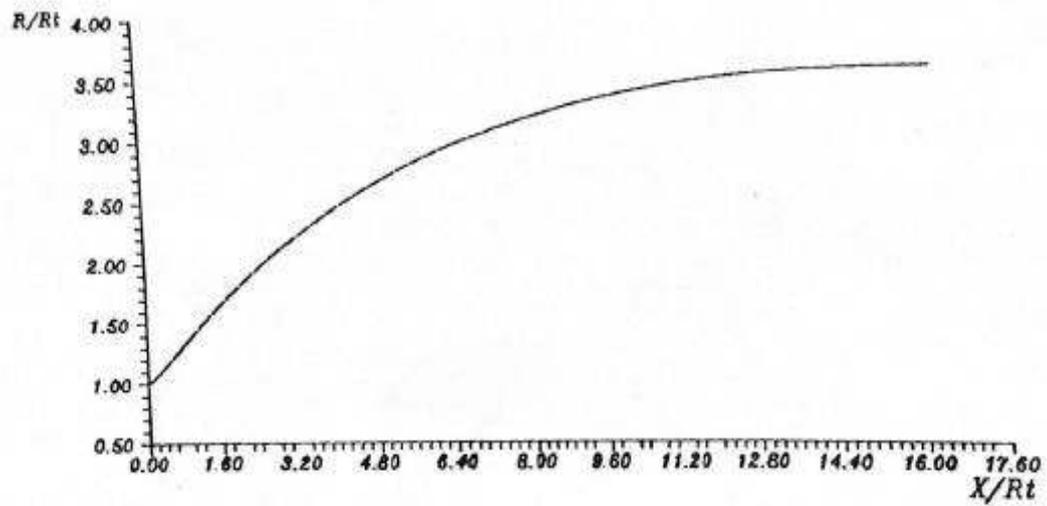
La tuyère est reliée à la partie convergente de la chambre de combustion qui se termine par la section du col, par un rayon de courbure $R = 1.5R_i$ [3].



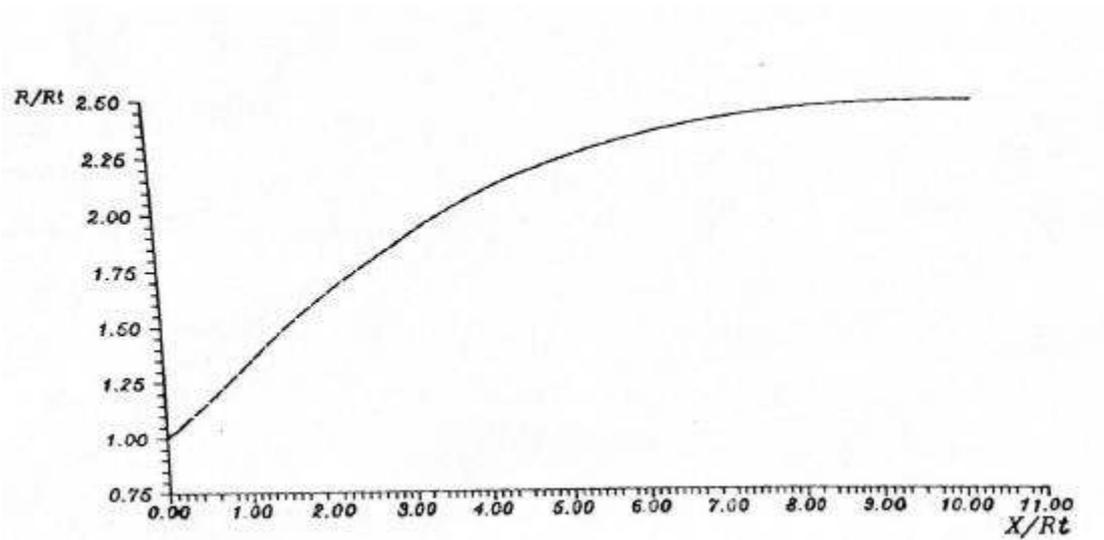
Fig(2.4). Profil de la tuyère avec un Mach de sortie $M_s=2$



Fig(2.5) Profil de la tuyère avec un Mach de sortie $M_s = 2.5$



Fig(2.6). Profil de la tuyère avec $M_s=3$



Fig(2.7). Profil de la tuyère avec un Mach de sortie $M_s=3.5$

Sous

chapitreII:Transfert

dechaleur

II.2.2. Introduction:

En raison de la température élevée et de la vitesse de circulation élevée des gaz dans le moteur-fusée pour assurer la résistance thermique de la paroi et la taille du moteur, la question thermique est critique. Nous avons étudié les lois générales et les principales méthodes de contrôle de ces Transferts de chaleur.

La paroi en contact avec les gaz de combustion reçoit de la chaleur par chauffage forcé et dans un moindre mesure par rayonnement.

II.2.2.1. Echange par convection forcée:

La convection forcée désigne les Transferts de chaleur entre un solide et un fluide dans un mouvement.

II.2.2.2. Flux thermique:

La densité du flux thermique Φ due à la convection forcée est:

$$\Phi_{cov} = h_g \Delta T \quad (2.1)$$

Les grandeurs caractérisant le Transfert de chaleur sont le diamètre du conduit D , la vitesse V du fluide, sa masse volumique ρ , sa chaleur spécifique à pression constante C_p , la viscosité dynamique μ et la conductibilité thermique λ .

De multiples expériences ont montré que le phénomène de convection forcée dépend de grandeurs citées précédemment par l'intermédiaire de nombres dimensionnels. Nous en citerons trois:

- Le nombre de REYNOLDS:

$$Re = \frac{\rho DV}{\mu} = \frac{DV}{\nu}$$

Caractérise la nature de l'écoulement du fluide, laminaire ou turbulent

- Le nombre de PRANDTL:

$$Pr = \frac{\mu C_p}{\lambda}$$

Caractérise le fluide lui-même du point de vue dynamique et thermique, indépendamment de sa vitesse et des dimensions du conduit.

- Le nombre de NUSSELT:

$$Nu = \frac{h_a D}{\lambda}$$

Caractérise le gradient de la température à la surface.

Sachant que la convection s'exprime par une relation des nombres cités précédemment.

On adopte plus souvent pour évaluer le coefficient de convection la formule de CALBURN relative à un écoulement turbulent dans un tube.

$$Nu = 0.023 R_e^{0.8} P_r^{0.4} \quad (2.2)$$

Les caractéristiques physiques du gaz: C_p, ρ, λ, μ sont évaluées à une température de référence appelée Température de film T_f qui est définie par:

$$T_f = \frac{T_{pg} + T_s}{2} \quad (2.3)$$

T_s : la température statique des gaz de

combustion T_{pg} : la température paroi gaz

II.2.2.3 Coefficient de Transfert de chaleur par Convection:

L'expression du coefficient d'échange par convection peut être écrite sous la forme suivante [6]:

$$h_g = 0.023 \frac{\lambda_f}{D} \left(\frac{\rho_f V D}{\mu_f} \right)^{0.8} \left(\frac{\mu_f C_{pf}}{\lambda_f} \right)^{0.4} \quad (2.4)$$

la vitesse moyenne des gazes de combustion pour la même section considérée est :

$$V = \frac{\dot{m}}{\rho S} \quad (2.5)$$

ΔT dans l'équation (2.1) désigne la différence de température, entre la température adiabatique à la paroi T_{ad} et la température de la paroi coté gaz T_{pg} .

$$\Phi_{cov} = h_g (T_{ad} - T_{pg}) \quad (2.6)$$

II.2.2.4. La température adiabatique à la paroi:

La température adiabatique à la paroi est la température qu'aurait la paroi si aucun flux de chaleur ne la traversait [4] (fig. 2.1). La température adiabatique T_{ad} a une relation avec T_s et T_o , température de stagnation des gaz travers le facteur thermique pariétal qui est défini par:

$$\Gamma = \frac{T_{ad} - T_s}{T_o - T_s}$$

d'où:

$$T_{ad} = T_s + r(T_o - T_s) \quad (2.7)$$

Dans le cas d'un écoulement turbulent à vitesse élevée, rest donné par:

$$r = P_r^{\frac{1}{3}}$$

réta toujours compris entre 0.9 et 1, on fait souvent l'approximation simplification de le prendre égale à 1.

Donc :

$$T_{ad} \approx T_o$$

La formule (2.1) peut être écrite:

$$\Phi_{cov} = h_g(T_o - T_{pg}) \quad (2.8)$$

Le coefficient d'échange par convection h_g peut prendre différentes formes, d'après nos données et ce qu'on veut apparaître dans cette expression.

Il est intéressant de faire apparaître le débit spécifique:

$$\rho V = \frac{\dot{m}}{S}$$

En tenant compte de l'invariance de la pression statique dans la couche limite et en supposant que la masse molaire des gaz est constante.

$$\rho_f V = \rho V = \frac{\dot{m} \rho_f}{\rho S} = \frac{\dot{m} T_s}{S T_f}$$

On substitue cette formule dans l'expression de h_g qui peut s'exprimer en fonction du rapport des aires locales du diamètre du col, de la pression de combustion P_o et la vitesse caractéristique C^*

On obtient:

$$\square g = \frac{0.023}{D_c^{0.2}} \left(\frac{P_o}{C^*}\right)^{0.8} \left(\frac{S}{S_o}\right)^{0.9} \left(\frac{T_o}{T_f}\right)^{0.8} \frac{C_{pf} \mu_f^{0.2}}{P_{rf}^{0.6}} \quad (2.9)$$

II.2.2.5. Echange par Rayonnement:

Les Transfers de chaleur entre les gaz de combustion et les parois des tuyères propulsives interviennent pour quelques pour-cent (5%-25%) de la totalité des transferts. Ils sont peu importants dans la chambre de combustion et deviennent négligeables dans la divergente de la tuyère [4].

L'équation de l'énergie totale de rayonnement est:

$$\Phi = \epsilon \delta T^4 \quad (2.10)$$

Où δ est la constante de STEFAN-

BOLTZMANN $\delta = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 (\text{°K})^4$

ϵ : l'émissivité de la paroi

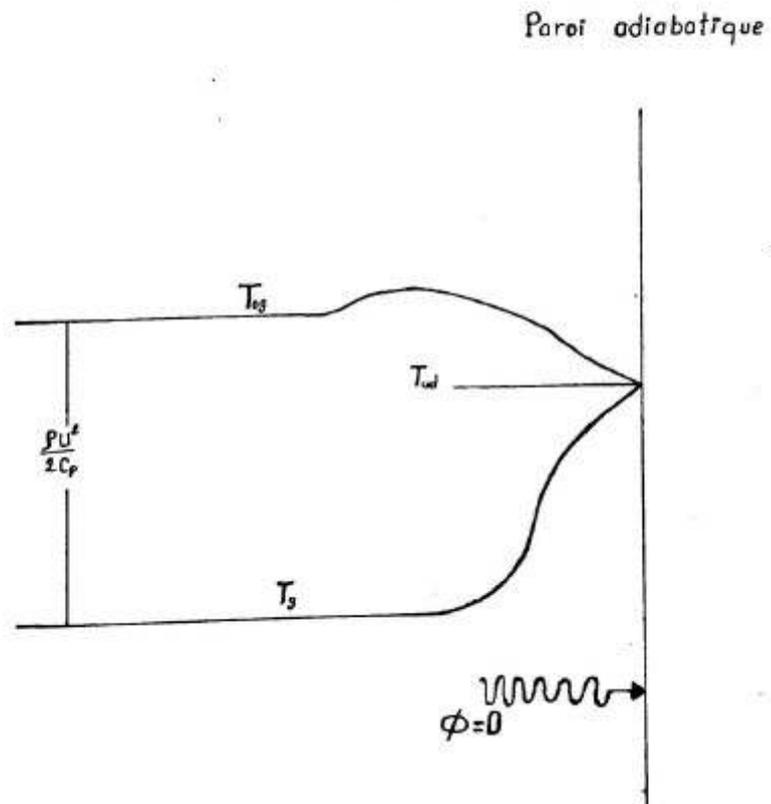
T: la température absolue de la paroi.

II.2.2.6. Transfer par conduction:

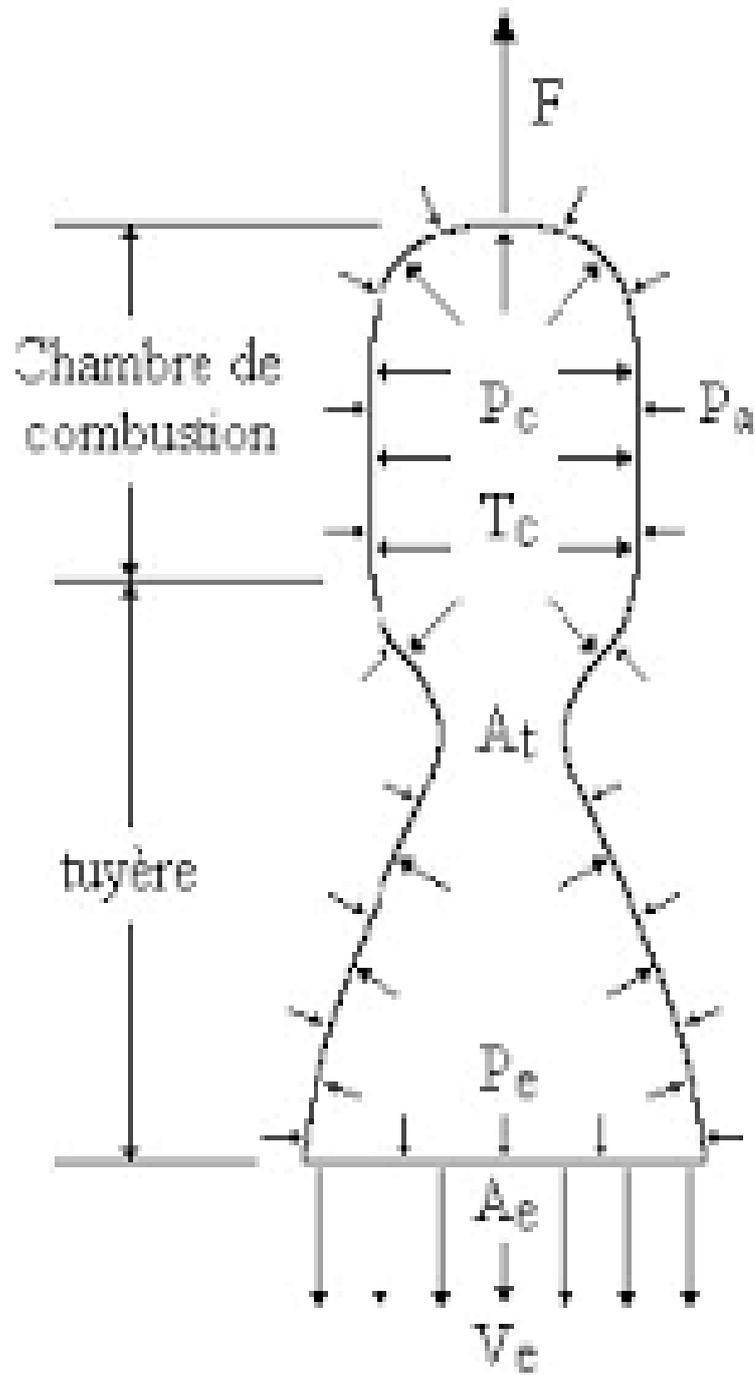
L'équilibre thermique des parois refroidies s'établit très rapidement après le début de la combustion dans la chambre et les phénomènes transitoires peuvent être négligés.

L'expression de la densité de flux thermique peut s'écrire comme:

$$\Phi_{\text{cod}} = \frac{\lambda}{e} (T_{pg} - T_{pr})$$



Fig(2.8) La température adiabatique à la paroi.



Fig(2.9) SchémadesforcedanslaTuyèrepropulsive[11]

Liquid Coolant	Boiling Characteristics			Critical Pressure (mega pascal)	Nucleate Boiling Characteristics			
	Pressure (mega pascal)	Boiling Temperature (°K)	Critical Temperature (°K)		Temperature (°K)	Pressure (mega pascal)	Velocity (m/sec)	q_{max} (megawatt/m ²)
Ammonia	0.101	240	406	11.5	277.7	3.45	10	8.7
	0.689	287					20	12.9
	3.45	345					10	4.2
	6.89	378					20	4.9
Hydrazine	0.101	387	652	14.7	322.2	4.13	10	22.1
	0.689	455					20	29.4
	3.45	540					10	14.2
	6.89	588					20	21.2
Kerosene	0.101	490	678	2.0	297.2	0.689	1	2.4
	0.689	603					8.5	6.4
	1.38	651					1	2.3
	1.38	651					8.5	6.2
Nitrogen tetroxide	0.101	294	431	10.1	288.9	4.13	20	11.4
	0.689	342						9.3
	4.13	394						6.2
Unsymmetrical dimethyl hydrazine	0.101	336	522	6.06	300	2.07	10	3.0
	1.01	400					20	7.2
	3.45	489					10	4.7
	3.45	489					20	

Table 2.1 Transfert de chaleur caractéristique du propergol liquide

Chapitre III Calcul

derefroidissement

III.1. Introduction:

Dans ce mode de refroidissement, le flux thermique cédé aux parois par les gaz de combustion n'est pas perdu mais récupéré par le fluide refroidisseur dont il élève la température, augmentant ainsi l'énergie interne du propergol avant sa combustion.

Pour assurer convenablement le refroidissement d'une tuyère propulsive, il est nécessaire de satisfaire les conditions suivantes:

- En tout point, la température de paroi compatible avec la tenue du matériau utilisé dans les conditions de contraintes locales et que la température de paroi coté refroidissement est compatible avec celui-ci.
- Le flux total transmis par les gaz de combustion peut être absorbé par le refroidisseur sans transmission physique ou chimique gênante de celui-ci.
- La perte de charge de circuit de refroidissement n'est pas prohibitive

Les conditions citées précédemment seront étudiées successivement

III.2. Relations générales de Transfert de chaleur:

Pour la conduction, l'équation générale appliquée est:

$$\frac{q}{A} = -K \frac{dT}{dl} = -K \frac{\Delta T}{l} \quad (3.1)$$

III.3. Conditions locales:

L'équilibre thermique s'exprime en écrivant que la densité de flux thermique cédée par les gaz de combustion à la paroi est intégralement transmise au fluide refroidisseur.

$$\phi = \frac{Q}{A} = \alpha_g (T_{ad} - T_{pg}) + \phi_r \quad (3.2)$$

$$= \frac{\lambda}{e} (T_{pg} - T_{pr}) \quad (3.3)$$

$$= \alpha_r (T_{pr} - T_r) \quad (3.4)$$

Les échanges par rayonnement des gaz de combustion qui peuvent atteindre jusqu'à 25% des échanges thermiques dans la chambre de combustion sont négligeables au niveau du cône et du divergent.

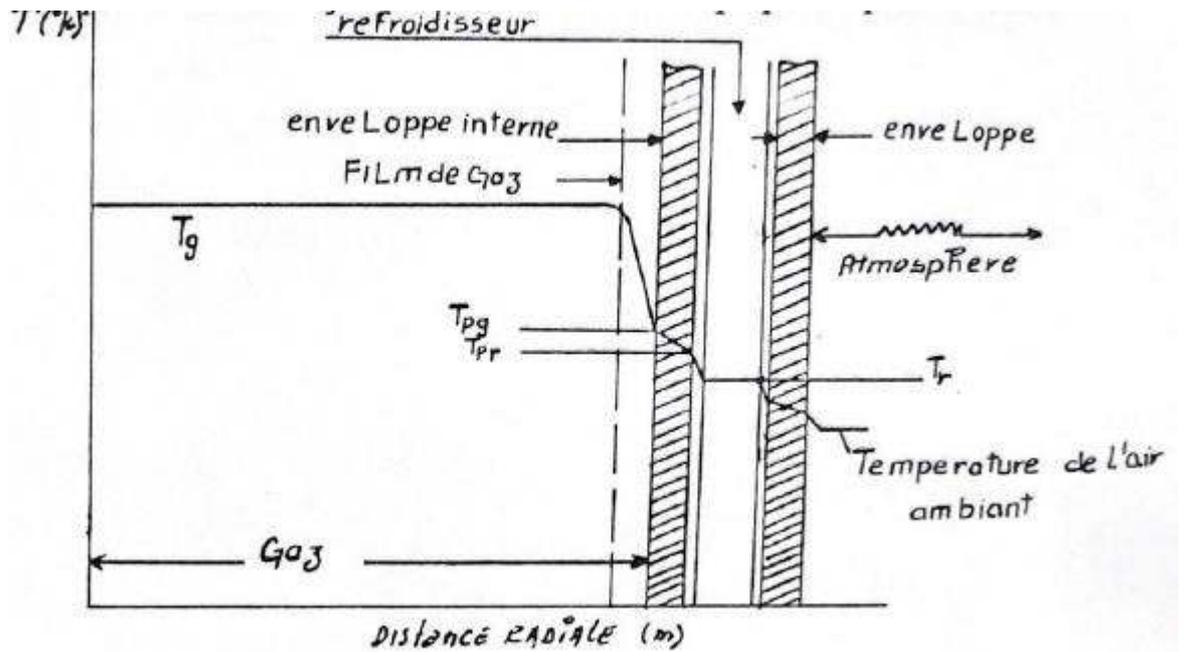
$$\phi = \alpha_g (T_{ad} - T_{pg}) = \frac{\lambda}{e} (T_{pg} - T_{pr}) = \alpha_r (T_{pr} - T_r)$$

D'où:

$$\phi = \frac{T_{ad} + T_r}{\frac{1}{\alpha_g} + \frac{e}{\lambda} + \frac{1}{\alpha_r}}$$

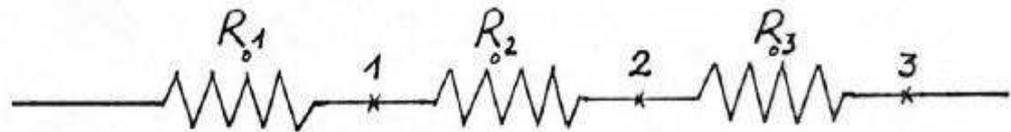
Les expressions $1/\alpha_g$, e/λ , $1/\alpha_r$ sont appelées résistances thermiques surfaciques.

La figure (3.1.a) montre les valeurs typiques du gradient de température [1], une analogie électrique peut être réalisée en comparant la température à l'intensité du courant.



Fig(3.1.a) Gradient de température dans une tuyère

Les couches de passage successives qui sont le film de gaz de combustion, la paroi de la chambre et le film refroidisseur se comportent comme des résistances en série, (fig.3.1.b)



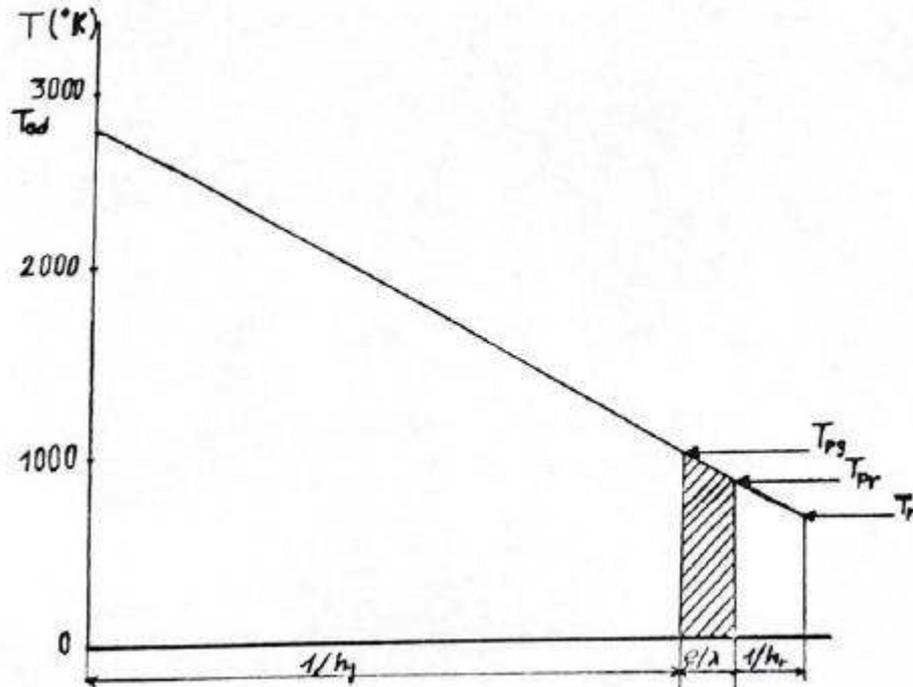
Fig(3.1.b) des résistances en série.

$$R_{01} = \frac{1}{h_g}$$

$$R_{02} = \frac{e}{\lambda}$$

$$R_{03} = \frac{1}{h_r}$$

Les points d'ordonnées T_f , T_{pg} , T_{pr} et T_r sont alignés et la droite qui les joint est appelée 'droite de SCHMIDT' (fig.3.2) [4] la valeur absolue de sa pente est égale à la densité de flux thermique.



Fig(3.2) Droite de SCHMIDT

$$a = \frac{\lambda}{\square_g}$$

$$b = \frac{\lambda}{\square_r}$$

La condition de calcul de refroidissement est prise comme la plus limitative des deux suivantes :

- Température moyenne de l'enveloppe compatible avec le bon tenue des matériaux.
- Température de paroi côté refroidisseur compatible avec celui-ci.

Comme le refroidisseur est un liquide, il faut que cette température soit inférieure à la température d'ébullition sous la pression utilisée dans le système si l'on désire un transfert de chaleur par convection forcée sans changement de phase. On peut l'autoriser qu'elle la dépasse suffisamment peu pour rester dans le régime d'ébullition nucléaires si l'on accepte un changement de phase local.

Cette température de paroi coté refroidisseur doit, en tout cas, rester inférieure à la température de décomposition de celui-ci.

En général, il suffit de satisfaire cette condition au coldelatyère où le transfert de chaleur est le plus intense.

Pour un matériau de paroi choisi, les valeurs de α_g , T_f , ρ et λ étant données en fixant une limite supérieure de la température T_{pg} à ne pas dépasser ; on trace la droite de SCHMIDT $T_f - T_{pg}$ que l'on prolonge jusqu'à la température de refroidisseur T_r , ce qui détermine la valeur du coefficient α_r et par la suite une limite supérieure de l'air de passage du refroidisseur, la géométrie du circuit de refroidissement peut être déterminée, et par conséquent la vitesse du fluide refroidisseur. Ces vitesses sont l'ordre de 3 à 10 m/s.

Pour s'assurer de la compatibilité de la température moyenne de l'enveloppe avec la bonnet en matériau constitutif, il est nécessaire de faire le calcul des contraintes appliquées à l'enveloppe.

III.4. Contraintes thermiques:

Les contraintes thermiques résultant du gradient thermique dans la paroi peuvent être calculées et la faible épaisseur de paroi comparée au rayon de la chambre permet d'utiliser l'expression de la contrainte thermique maximale pour une plaque plane.

$$\sigma_T = \frac{E\alpha\Delta T}{2(1-\delta)} \quad (3.6)$$

$$\Delta = T_{pg} - T_r$$

Avec E module d'élasticité α coefficient de dilatation et δ coefficient de poisson du matériau constituant la paroi.

On peut appliquer cette formule que lorsque le matériau de la paroi travaille dans le domaine élastique.

La contrainte thermique est, en général, maximale dans la région du coldelatyère où le flux thermique est le plus intense.

III.5. Condition globale:

Elle consiste à s'assurer que le flux de chaleur total transmis par les gaz de combustion peut être absorbé par le débit de refroidissement sans transformation physique ou chimique de celui-ci.

Elle revient le plus souvent, à s'assurer qu'à la sortie du circuit de refroidissement de la chambre de la température du refroidisseur reste inférieure à sa température d'ébullition sous la pression statique locale. Pour vérifier cette condition, il est nécessaire de calculer de proche l'évolution de la température du refroidisseur tout le long de la tuyère propulsive.

Le coefficient de transfert de chaleur coté gaz, la température du gaz et du liquide, l'épaisseur de la paroi et la surface varient avec la distance axiale le long de la tuyère propulsive (supposons que le flux transféré est axialement symétrique) le flux total transféré par unité de temps peut être trouvé de l'équation suivante:

$$Q = \int \phi dA = \pi \int D \phi dl \quad (3.8)$$

ϕ et D sont des fonctions compliquées de l , la résolution de l'équation ci-dessus est effectuée, en divisant la chambre en tranches, supposant que ϕ est donné pour les équations (3.2), (3.3) et (3.4) reste constant le long de chaque tranche nous donne une solution approximative.

Les quantités importantes pour contrôler le transfert de chaleur à travers la paroi de la chambre sont:

- l'établissement des conditions aux limites du film fluide par les produits de combustion à l'extérieur. Le coefficient du film de gaz détermine largement la valeur numérique du x de transfert de chaleur.

Le coefficient du film liquide détermine largement la valeur de la température de la paroi.

La détermination exacte du coefficient du film du gaz est très difficile à cause des raisons suivantes:

- 1) A coté de la paroi, les propriétés et la chaleur des gaz chadés du propulseur ne sont pas bien connus, une variation avec le temps et la position à l'intérieur de la fusée.
- 2) Les conditions aux limites ne sont pas stables à cause de la variation du gradient de vitesse, la turbulence de la combustion, la pression et la température changent, l'instabilité de la combustion implique une augmentation rapide de flux de chaleur.
- 3) L'injecteur a une influence profonde sur le film du gaz, il peut changer le flux de chaleur et la température de la paroi. Le transfert de chaleur est affecté par plusieurs paramètres de l'injecteur d'où le rapport de mélange, l'angle d'inclinaison, la chute de pression de l'injecteur et l'orifice de l'injecteur.

III.6. Le flux de chaleur au niveau du col:

Le flux de chaleur globale atteint sa valeur maximale un peu avant le col. On pourra en première approximation utiliser l'expression empirique [3] suivante:

$$\phi_t = 2.1 P_0 C^* \quad (3.9)$$

P_0 pression de combustion
 C^*

* vitesse caractéristique.

Ce qui conduit à des flux moyens de 10 à 30 kW/m³ au niveau des cols de tuyères.

III.1.1.1 Calcul de coefficient de transfert de chaleur par convection

La détermination des coefficients d'échanges de chaleur un problème relativement complexe, du fait des réactions chimiques possibles dans la couche limite. Par ailleurs, la vitesse locale près de la paroi de la chambre varie à chaque instant (zone de circulation à contre-courant dans le foyer près des parois.)

III.1.1.2. Coefficient d'échange de chaleur le long d'un divergent:

Dans un divergent on a la relation suivante [3]

$$\frac{h}{h_t} = \left(\frac{S_t}{S} \right)^{1.25} \quad (3.10)$$

Les chambres de combustion sont soumises à des flux de l'ordre de 25% à 50% de ceux rencontrés aux cols de tuyère. On pourra écrire dans ce cas:

$$\frac{h}{h_0} = \left(\frac{D_0}{D} \right)^{1.8}$$

L'indice (0) correspond à la chambre

Le col de la tuyère est l'aire de la surface étroite dont les gazs'écoulent.

Le rapport de la pression au col P_t à la pression de la chambre P_0 est donné par la relation [5] (fig. 3.3) suivante:

$$\frac{P_t}{P_0} = \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.11)$$

Au col, la vitesse des gaz est égale à la vitesse du son où cette vitesse est donnée en fonction des conditions de la chambre de combustion.

$$V_t = \sqrt{\frac{2\gamma RT_c}{\gamma+1}} \quad (3.12)$$

T_c : température de combustion.

V_t : vitesse des gaz au niveau du col

La vitesse du son correspond aux conditions de la chambre est:

$$\alpha_c = \sqrt{\gamma R T_c} \quad (3.13)$$

D'où:

$$\frac{V_t}{\alpha_c} = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma+1}} \quad (3.14)$$

L'écoulement dans la tuyère est isentropique pour la conservation de l'énergie, on a la formule [5] suivante:

$$C_p T_c = \frac{V(x)^2}{2} + C_p T(x)$$

D'où la vitesse à une section donnée du divergent est:

$$V(x) = \sqrt{2 C_p T_c \left(1 - \frac{T(x)}{T_c}\right)}$$

Où:

$$\frac{V(x)}{\alpha_c} = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left(1 - \frac{T}{T_c}\right)}$$

$$\frac{T(x)}{T_c} = \left(\frac{P(x)}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

La température à une section de la tuyère peut être recalculée comme suit [5].

$$T(x) = \frac{\gamma T_c}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M(x)^2} \quad (3.15)$$

III.1.2.1 Dimensionnement du circuit de refroidissement :

Comme nous avons déjà dit que la zone critique de l'éjecteur et la zone du cold de la tuyère. Alors le calcul de grandeurs qui vient après aura lieu à cette zone.

III.1.2.2. L'épaisseur de la paroi de l'enveloppe interne:

L'épaisseur de la paroi interne est obtenue à partir de l'équation (2.1):

$$e = \frac{K_p}{\phi_t} (T_{pgt} - T_{prt}) \quad (3.16)$$

III.1.2.3. L'espace annulaire:

L'espace annulaire est le passage compris entre les deux enveloppes de l'éjecteur, il est divisé par des guides de passage dont le nombre est 8 guides.

La vitesse du fluide refroidisseur est de l'ordre de 3 à 10 m/s [1] elle atteint son maximum au niveau du col dont la surface de l'espace annulaire est donnée par:

$$S_A = \frac{\dot{m}_k}{\rho_k V_r}$$

En supposant que la surface de passage entre deux guides est un rectangle dont le périmètre est:

$$Pr = 2\pi R_1$$

l : la longueur de la surface de passage.

$$l = Pr/8$$

D'où l'épaisseur de l'espace annulaire est:

$$e_2 = Sa/l \quad (1.17)$$

III.1.2.4. L'épaisseur de la paroi de l'enveloppe extérieure:

Cette épaisseur dépend de la nature du matériau et de la densité du flux.

$$e = \frac{K_p}{3} \frac{(T_{pr2} - T_\infty)}{\phi_t} \quad (1.18)$$

T_{pr2} : Température de la paroi du refroidisseur de l'enveloppe externe.

T_∞ : Température de l'ambiance.

III.1.2.5. Perte de charges du circuit de refroidissement:

Les conditions thermiques précédentes ne sont pas les seules à satisfaire. Pour assurer valablement le refroidissement de la chambre, il faut outre, vérifier que la perte de charges du circuit n'est pas prohibitive. Elle est de l'ordre de 3 à 10 bars.

Le refroidisseur et les parois du canal sont donnés par la formule suivante

[6]:

$$\Delta P = f \frac{1}{D} \rho_r \frac{V_r^2}{2}$$

Où f est le coefficient de perte de charge, l la longueur du conduit et D_h le diamètre hydraulique du conduit.

$$D_{\square} = \frac{4 \times \text{la surface de passage}}{\text{le périmètre mouillé}}$$

ρ_r : la masse spécifique du refroidisseur et V_r sa vitesse.

Le coefficient de perte de charges dépend du nombre de RYNOLDS, on utilise le plus souvent les expressions empiriques suivantes valables pour des parois lisses, en écoulement turbulent et pour des domaines différents du nombre de RYNOLDS.

$$f = 0.316 R_e^{-0.25}$$

$$\text{pour } 10^4 \leq R_e \leq 10^5$$

$$\text{BLASIUS } f = 0.0032 + 0.221 R_e^{-0.25} \quad \text{pour}$$

$$10^5 \leq R_e \leq 3.25 \cdot 10^6$$

$$\text{NIKURADSE}$$

III.2.1. Calcul du flux de chaleur:

Utilisons les données suivantes:

Température de combustion	$T_c = 3450^\circ K$
Pression de combustion	$P_0 = 1.5 \text{ Mpa}$
Vitesse caractéristique	$C^* = 1718.87 \text{ m/s}$
Diamètre du col	$D_t = 9.75 \text{ cm}$
Débit massique des gaz	$\dot{m}_m = 6.45 \text{ kg/s}$
Masse volumique	$\rho_m = 1.0210^3 \text{ kg/m}^3$
Viscosité dynamique	$\mu = 1.810^{-3} \text{ Ns/m}^2$
Rapport des chaleurs spécifiques	$\gamma = 1.22$
Masse volumique de kérosène	$\rho_k = 800 \text{ kg/m}^3$
Conductivité thermique	$\lambda_k = 0.15 \text{ W/m}^\circ K$
Débit massique de kérosène	$\dot{m}_k = 2.86 \text{ kg/s}$

On calcule au niveau du col les quantités suivantes:

La densité du flux de chaleur	$\phi_t = 5.414 \text{ MW/m}^2$
Le nombre de RYNOLDS	$Re = 74258.243$
Le coefficient d'échange de chaleur	$h_t = 279.81 \text{ W/m}^2\text{K}$

L'épaisseur de la paroi interne pour un matériau choisi l'acier inoxydable, Sa

conductivité thermique $K_p = 20.9 \text{ W/m}^\circ C$ à $800^\circ K$

On fixe une température paroi refroidisseur $T_{pr} = 457.51^\circ k$ et une température paroi gaz $T_{pg} = 700^\circ k$, à ne pas les dépasser.

On trouve l'épaisseur $e_1 = 7 \text{ mm}$.

III.2.2. L'évolution de la densité du flux de chaleur:

Le calcul de la densité du flux nous a amené à élaborer un programme de calcul (Excel). Pour un nombre de Mach de sortie connu ainsi que sa distribution le long du divergent en fait le calcul du coefficient du transfert de chaleur, de la température adiabatique et les températures paroi gaz et refroidisseur (fig. 3.5).

III.2.3. L'évolution de la densité du flux de chaleur:

Les calculs effectués traitent le divergent comme un échangeur de chaleur. Pour cela on le découpe en un certain nombre de tranches par des plans perpendiculaires à son axe, dans chaque tranche la température de refroidisseur est calculée par l'équation suivante [6].

$$T_r(i+1) = T_r(i) + \frac{\phi(i+1) + \phi(i)S(i+1)}{2} \frac{1}{m_r C_{pr}}$$

$S(i+1)$ étant l'aire d'échange de la $(i+1)$ ème tranche.

Calcul de la surface de l'espace annulaire :

Pour une vitesse maximale de refroidisseur au niveau du col $V_{rt} = 9.53 \text{ m/s}$; on trouve:

$$S_{at} = 3.754 \text{ cm}^3$$

$$S_2 = 127.676 \text{ cm}^3$$

$$R_2 = 6.375 \text{ cm}$$

$$R_1 = R_t + e_1 = 5.575 \text{ cm}$$

D'où l'épaisseur de l'espace annulaire est:

$$e_3 = R_2 - R_1 = 0.8 \text{ cm}$$

A chaque du divergent on peut calculer la vitesse de refroidisseur

$$P_{re}(i) = 2\pi R_1$$

$$S_a(i) = e_2 P_{re}(i) / 8$$

$$V_{r(i)} = m_k / \rho_k \dot{S}_a(i)$$

La vitesse de refroidisseur au niveau de la chambre de combustion est:

$$R_{1ch} = 9 \text{ cm}$$

$$V_{rch} = 6.322 \text{ m/s}$$

Ala rentrée de l'espace annulaire et pour un Mach $M_s = 2.5$

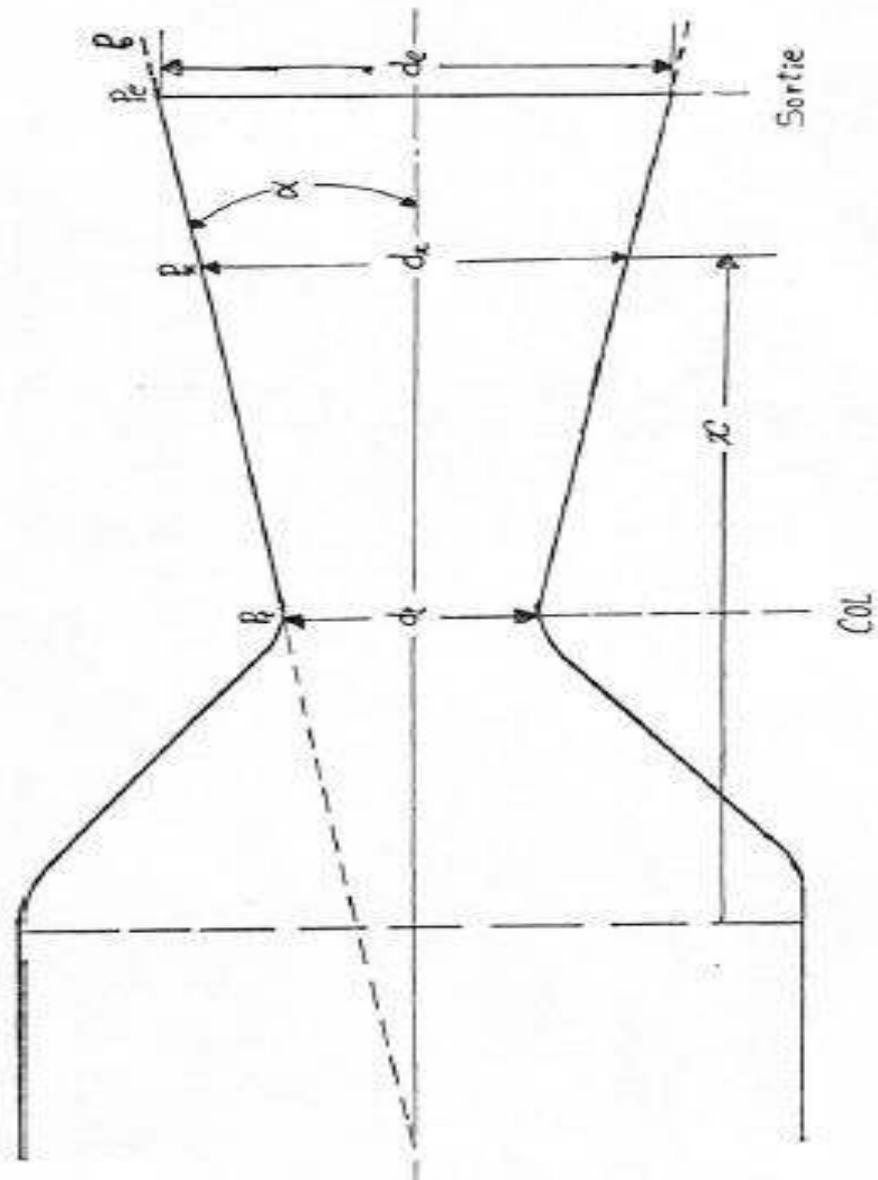
$$R_{1Dw} = 9.55 \text{ cm}$$

$$V_{rDw} = 5.88 \text{ m/s}$$

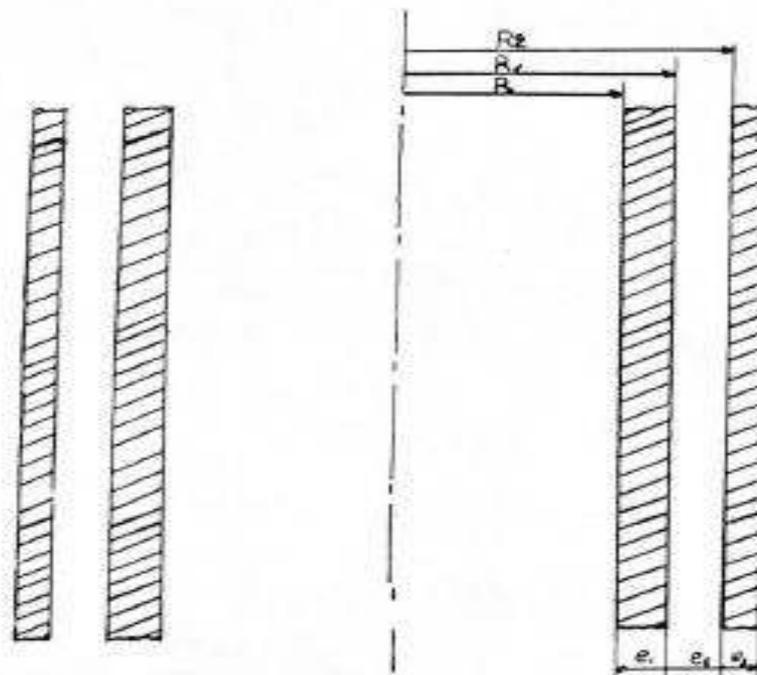
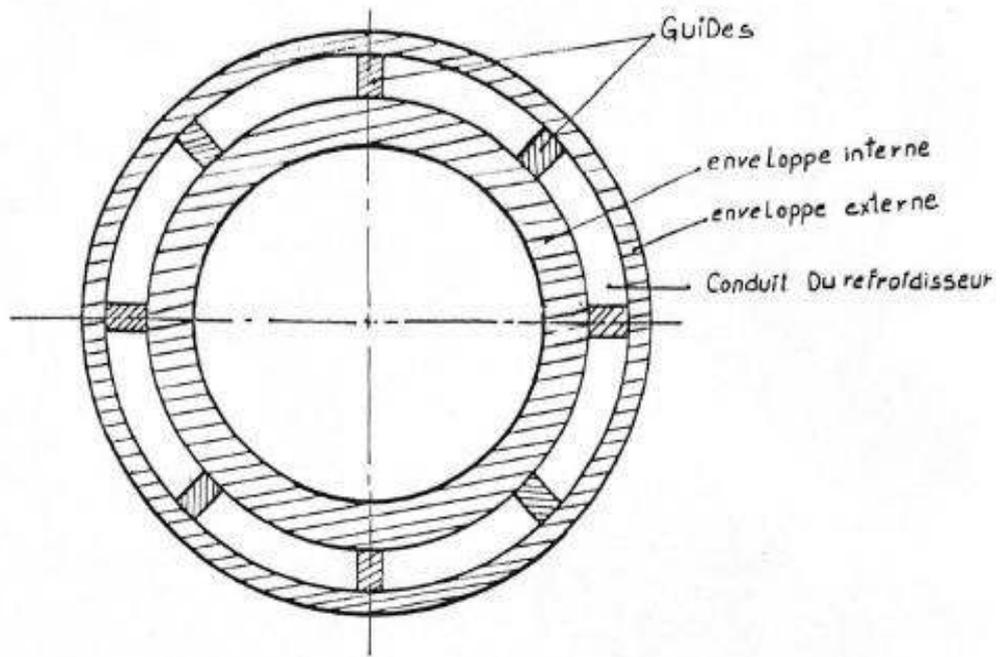
Le refroidisseur circule dans l'espace annulaire entre deux guides hélicoïdaux dont le but est d'augmenter la surface d'échange et par la suite la vitesse de refroidisseur (fig. 3.7).

La température d'entre du kérosène dans la circuit du refroidissement est prise égale à 288°K en tenant compte de cette valeur, on calcule la température du refroidisseur (fig.3.6).

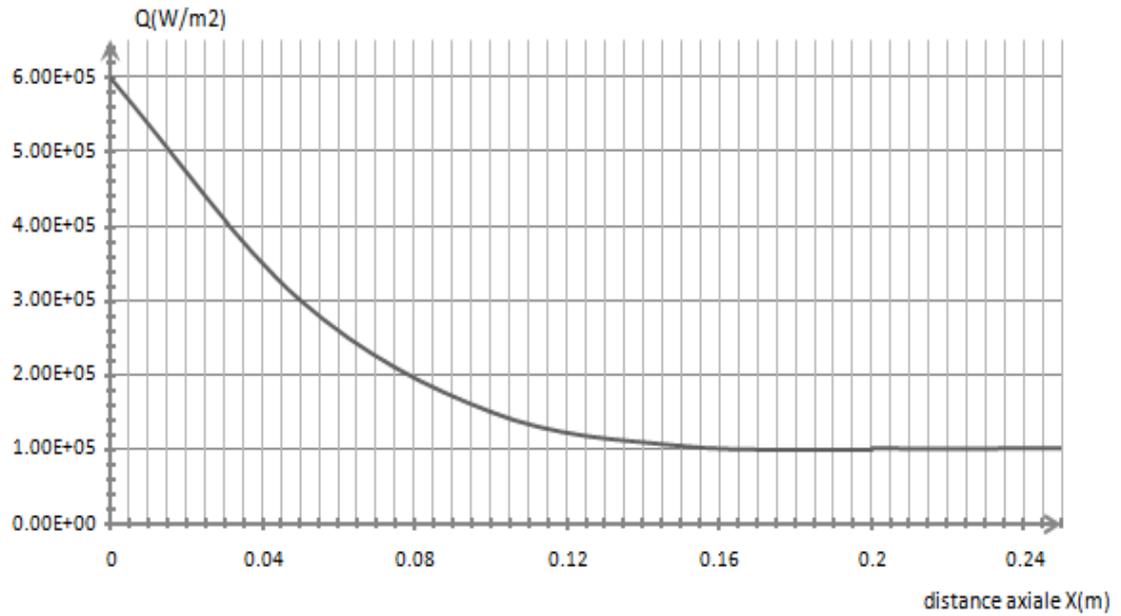
Par la suite, on calcule le coefficient de la perte de charges qui est fonction de la distance axiale (fig.3.8).



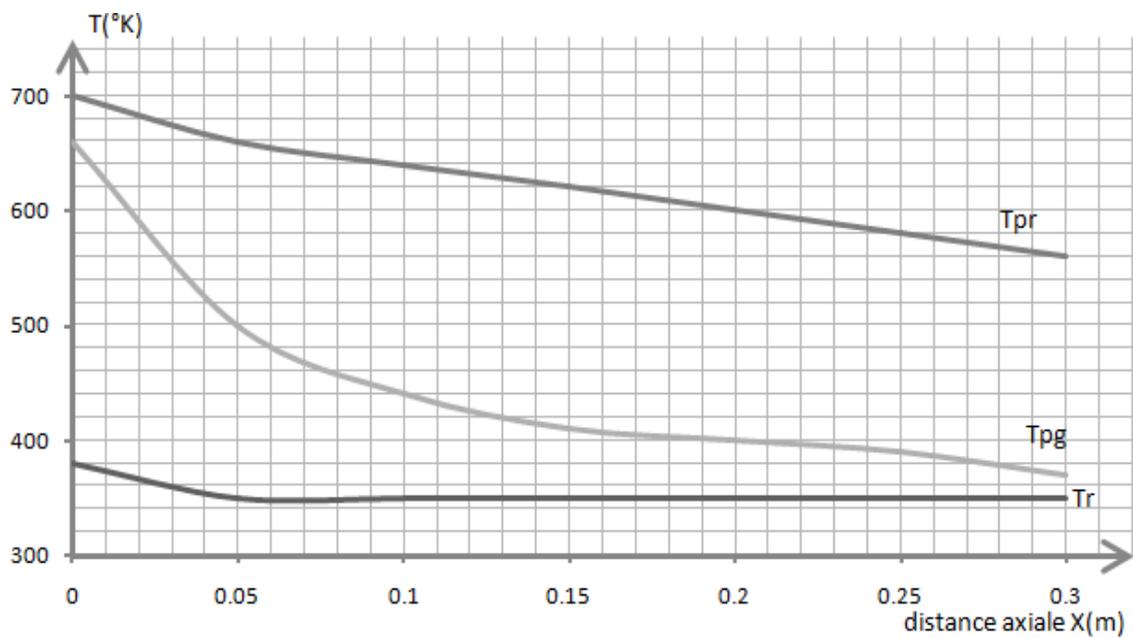
Fig(3.3)Schéma d'unetuyèredivergenttype



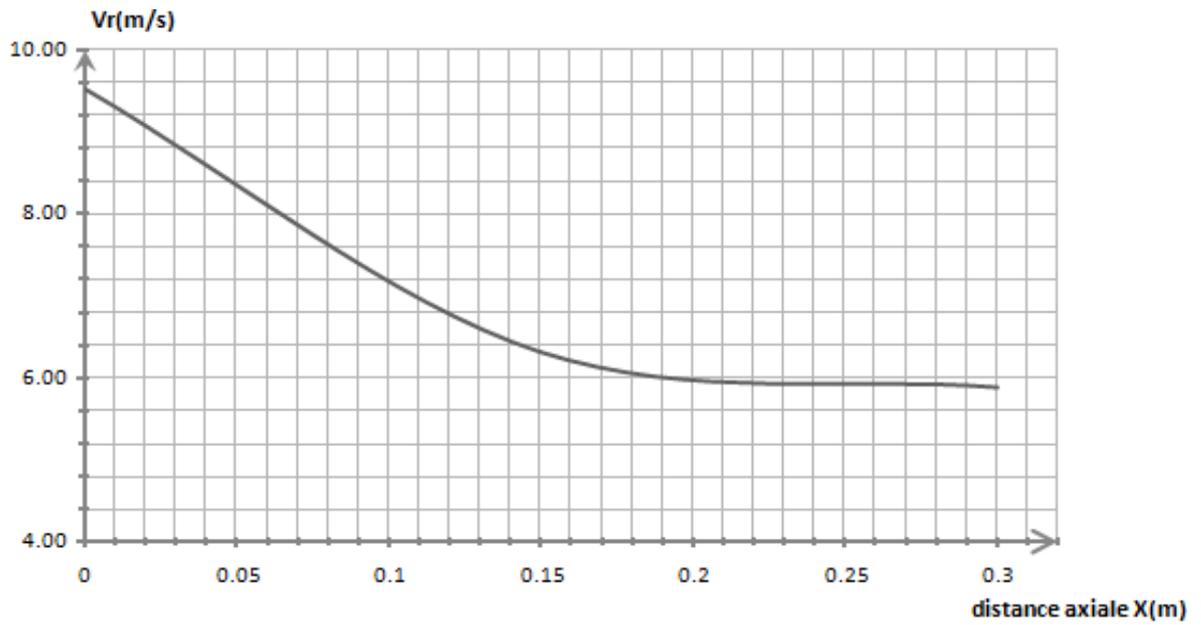
Fig(3.4) schéma de circuit de refroidissement



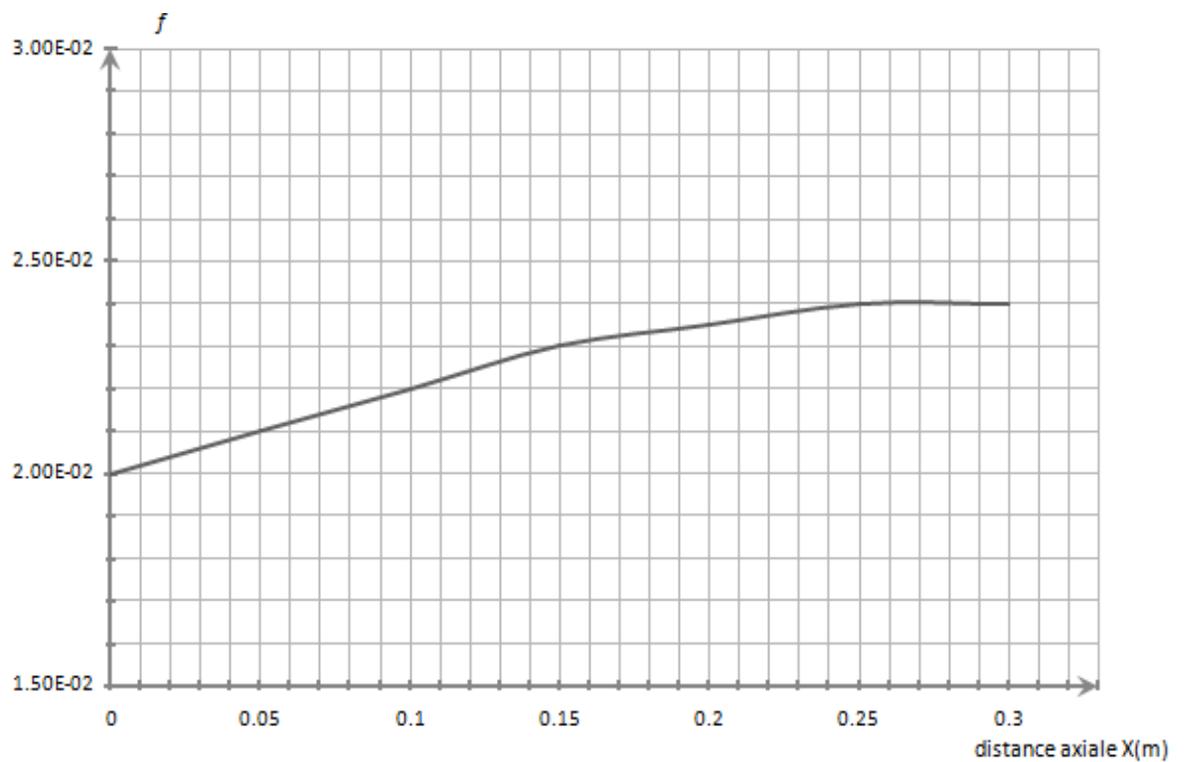
Fig(3.5) l'evolution de la densité de flux de chaleur le long de la tuyère $Ms=2.5$



Fig(3.6) l'evolution des températures T_{pg} , T_{pr} , T_r le long de la tuyère $Ms=2.5$



Fig(3.7) l'evolution de la vitesse du refroidisseur le long de la tuyère $Ms=2.5$



Fig(3.8) l'evolution du coefficient de la perte de charge dans le refroidisseur le long de la tuyère $Ms=2.5$

III.3. Interprétation des résultats:

-La figure (3.5) représente l'évolution de la densité de flux de chaleur le long de divergent. elle est importante de voisinage du col où la densité atteint sa valeur maximale. Par contre la sortie elle atteint une valeur minimale pour un MACH de sortie $Ms=2.5$

-La figure (3.6) illustre la variation de température (paroi gaz, paroi refroidisseur et le refroidisseur), en fonction de la distance axiale du divergent. le taux de variation de ces températures est important au voisinage du col ; au fur et à mesure qu'on s'approche de la sortie les températures deviennent faibles, ce qui explique le phénomène des gaz froids dans les cas de tuyères longues.

On déduit que la densité de flux de chaleur est proportionnelle au gradient de température.

-Le refroidisseur passe dans l'espace annulaire entre les guides hélicoïdaux dont le but est d'augmenter la surface d'échange ainsi que la vitesse de refroidisseur (fig.3.7), la valeur maximale est atteinte au niveau du col car la vitesse est inversement proportionnelle à la surface de passage du refroidisseur.

-le coefficient de la perte de charge (fig.3.8) à une valeur maximale à l'entrée de l'espace annulaire puis il diminue jusqu'à une valeur minimale au niveau du col.

On obtient pour des nombres de MACH de sortie différents des résultats Figures (3.9), (3.10), (3.11), (3.12), (3.13), (3.14), (3.15), (3.16), (3.17), (3.18), (3.19), (3.20).
l'interprétation de ces derniers est similaire à la cas étudié ($Ms=2.5$).

Conclusion:

Cette étude nous a été intéressante, car elle nous a permis d'exploiter nos connaissances essentiellement en matière de : transfert de chaleur, mécanique des fluides et la dynamique des gaz.

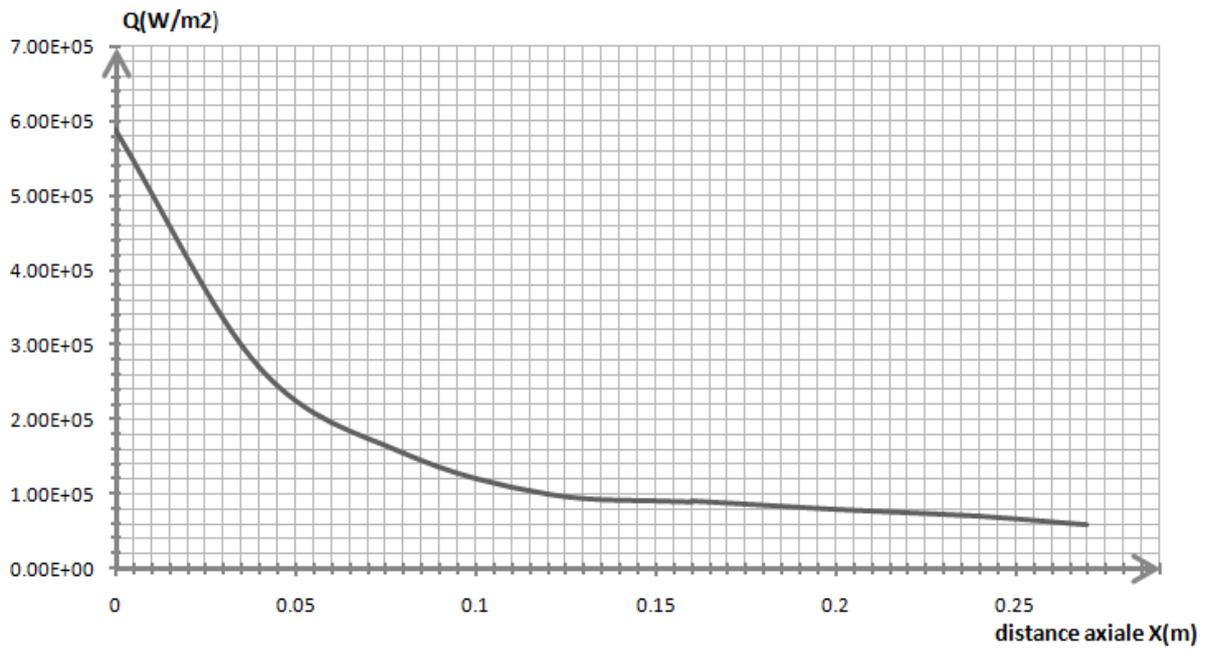
Comme nous l'avons mentionné dans ce mémoire, l'étude du système de refroidissement dans les moteurs-fusées est l'étape importante dépendant le dimensionnement du moteur.

D'autre part, cette étude nous a amené à élaborer l'EXCEL qui facilite le travail du dimensionnement. Puisque nos résultats coïncident avec ceux trouvés dans les références citées.

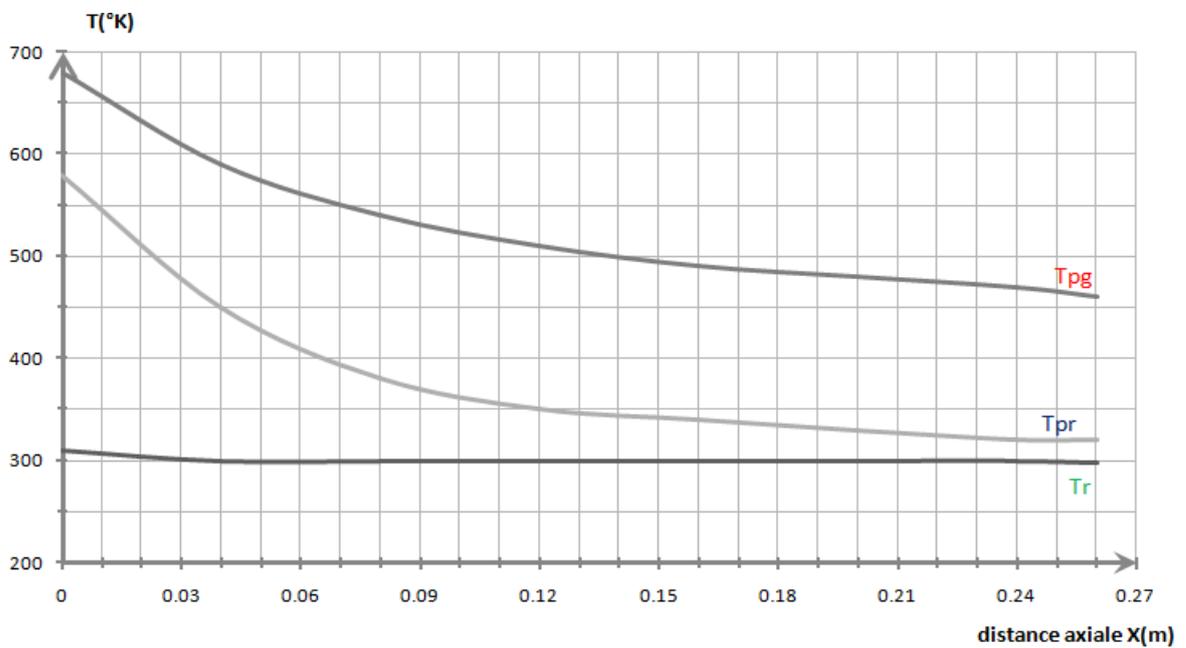
Donc, il est très souhaitable que ce travail verra une suite d'une part d'ordre théorique de faire une étude de système d'alimentation et d'autre part d'ordre pratique et de recommander de faire une étude de la mise au banc d'essai.

ANNEXE

ANNEXE

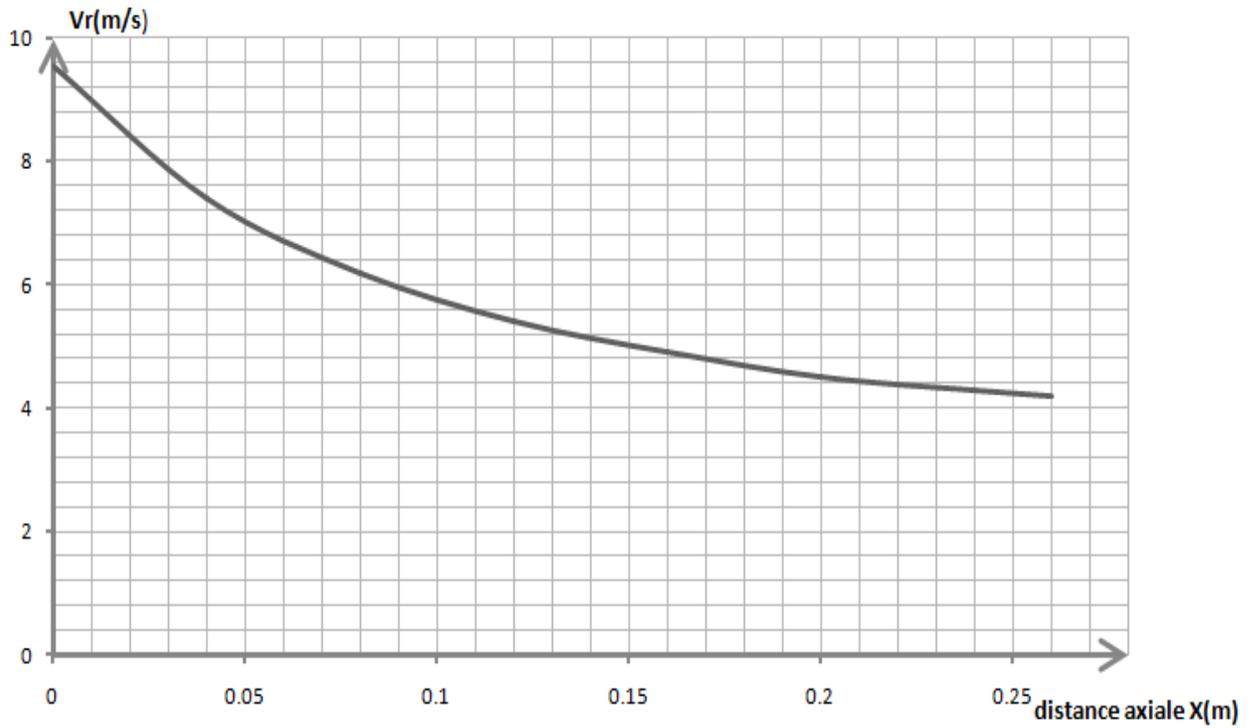


Fig(3.9) l'évolution de la densité de flux de chaleur le long de la tuyère $M_s=2$

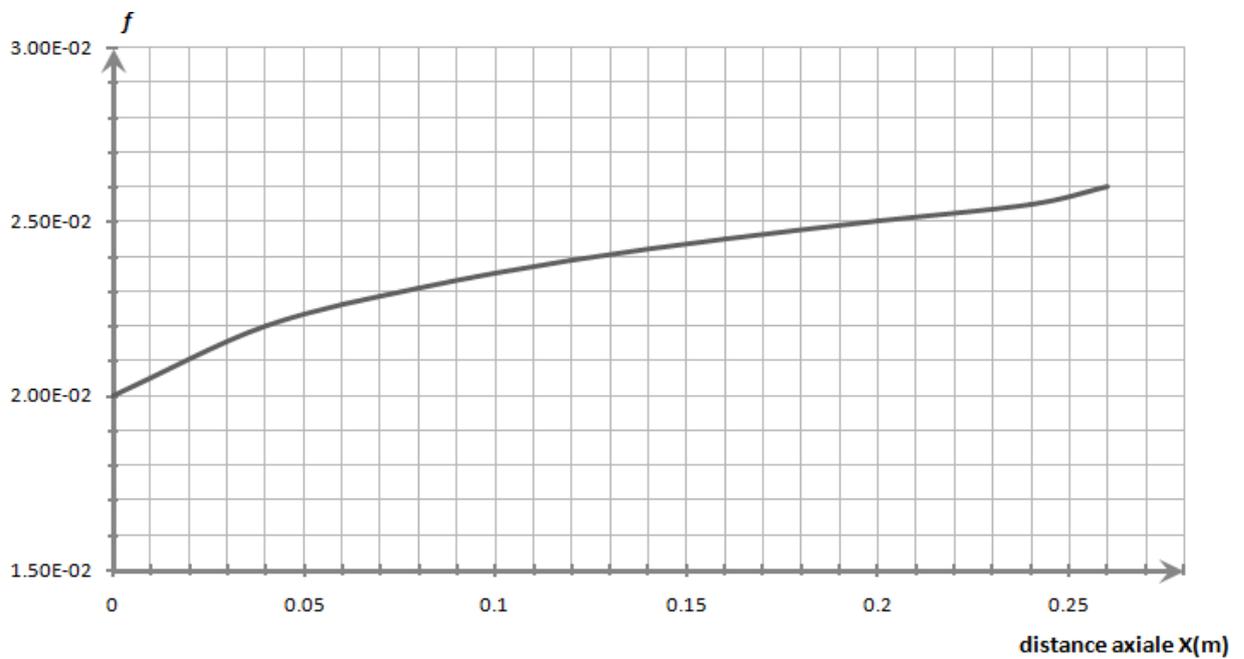


Fig(3.10) l'évolution des températures T_{pg} , T_{pr} , T_r le long de la tuyère $M_s=2$

ANNEXE

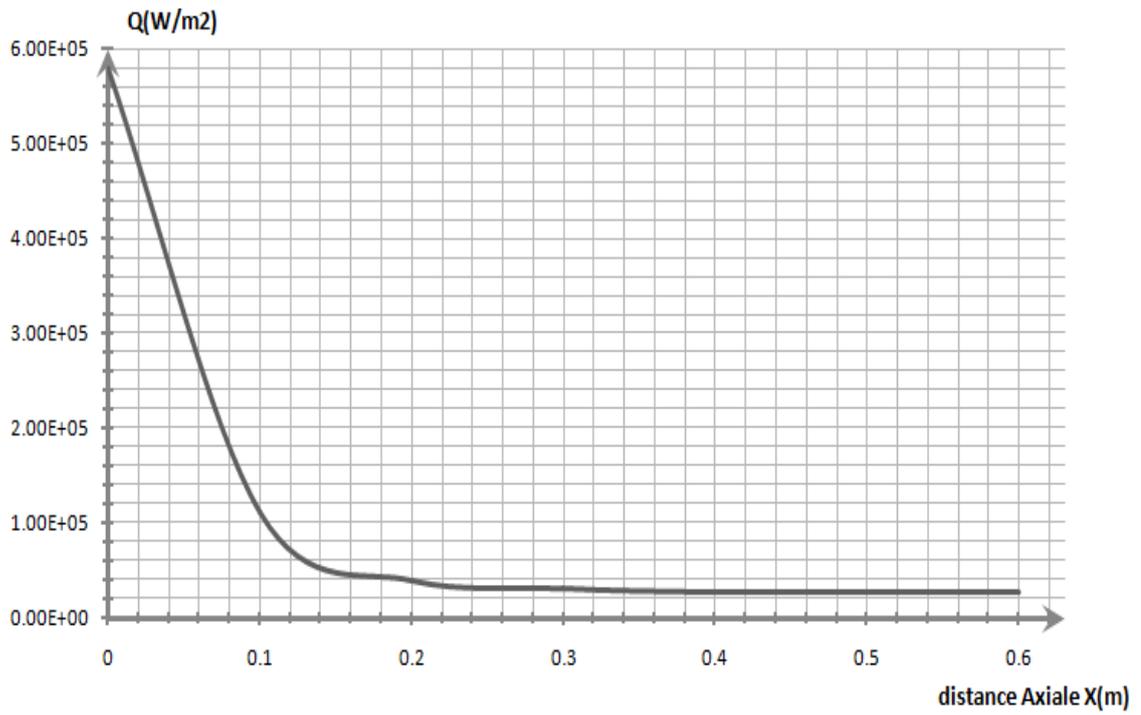


Fig(3.11) l'evolution de la vitesse du refroidisseur le long de la tuyère $Ms=2$

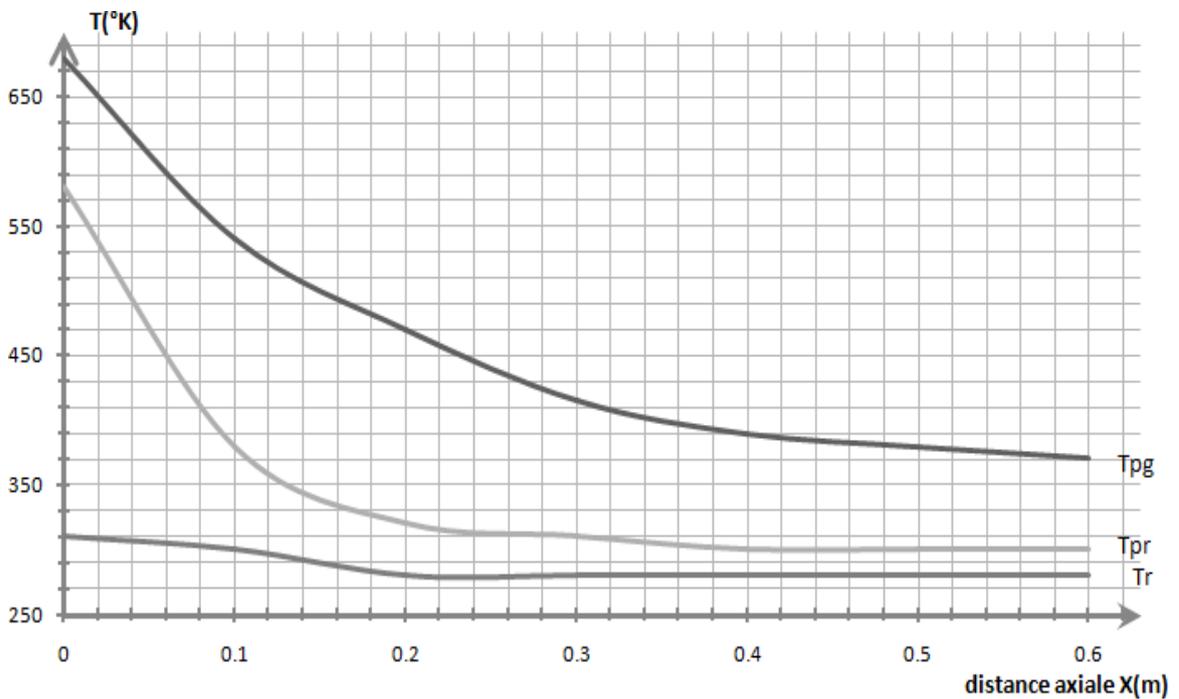


Fig(3.12) l'evolution du coefficient de la perte de charge dans le refroidisseur le long de la tuyère $Ms=2$

ANNEXE

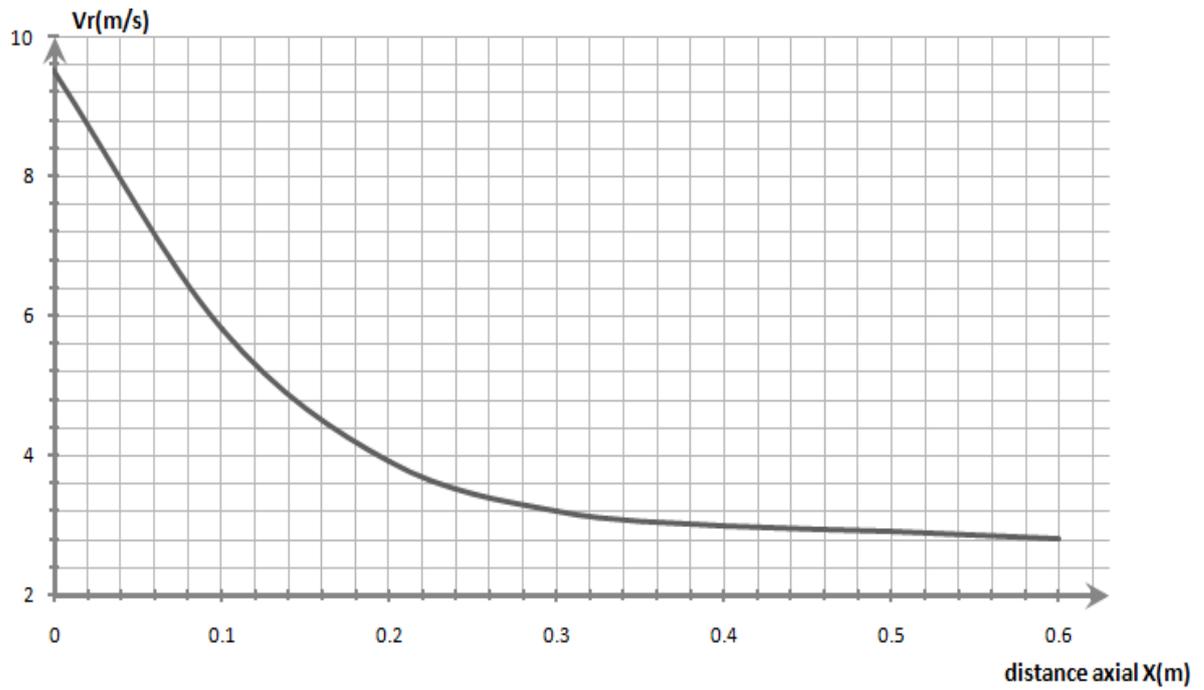


Fig(3.13) l'evolution de la densité de flux de chaleur le long de la tuyère $Ms=3$

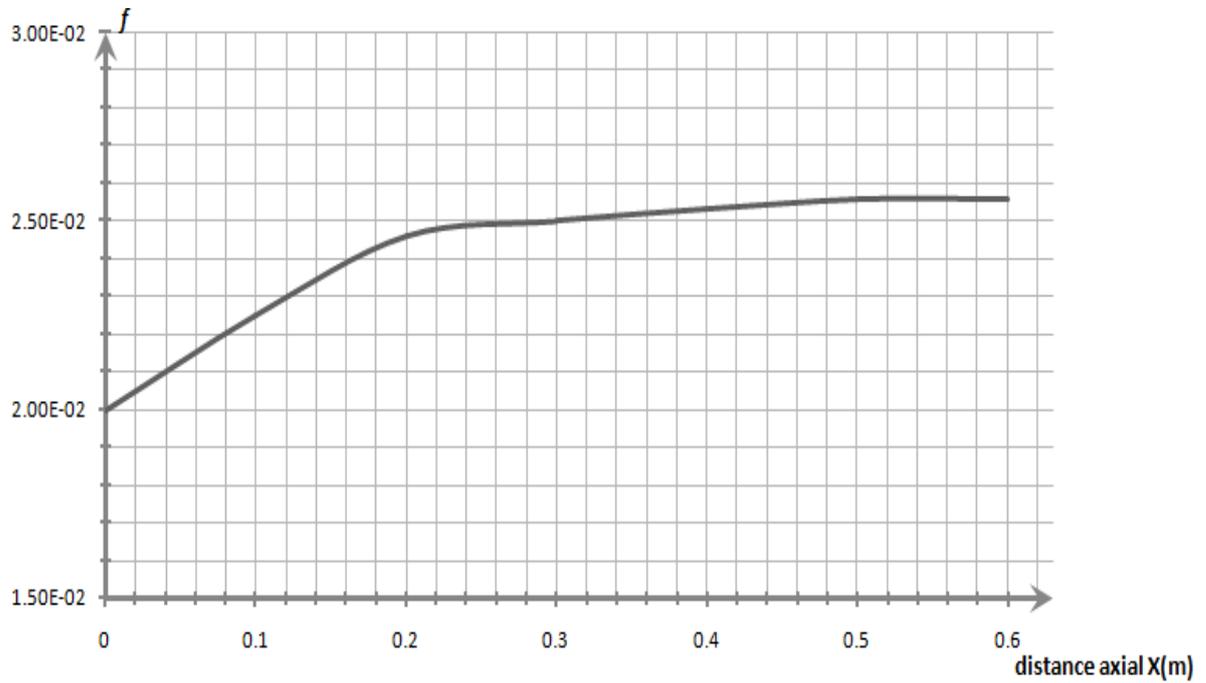


Fig(3.14) l'evolution des températures T_{pg} , T_{pr} , T_r le long de la tuyère $Ms=3$

ANNEXE

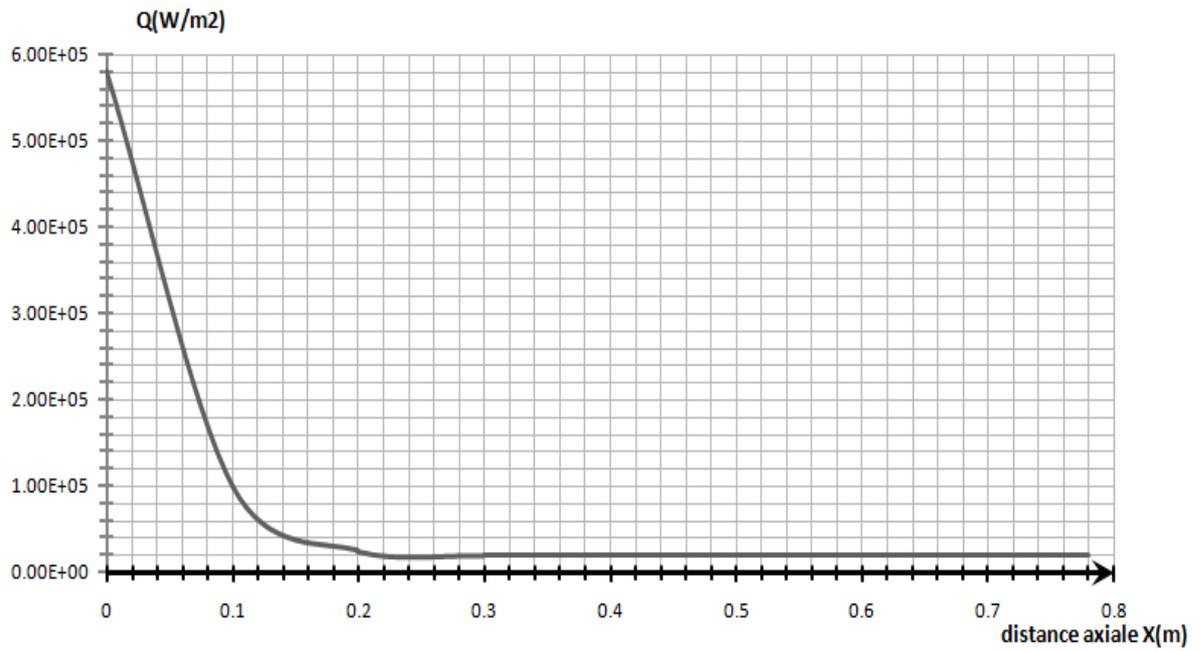


Fig(3.15) l'evolution de la vitesse du refroidisseur le long de la tuyère $Ms=3$

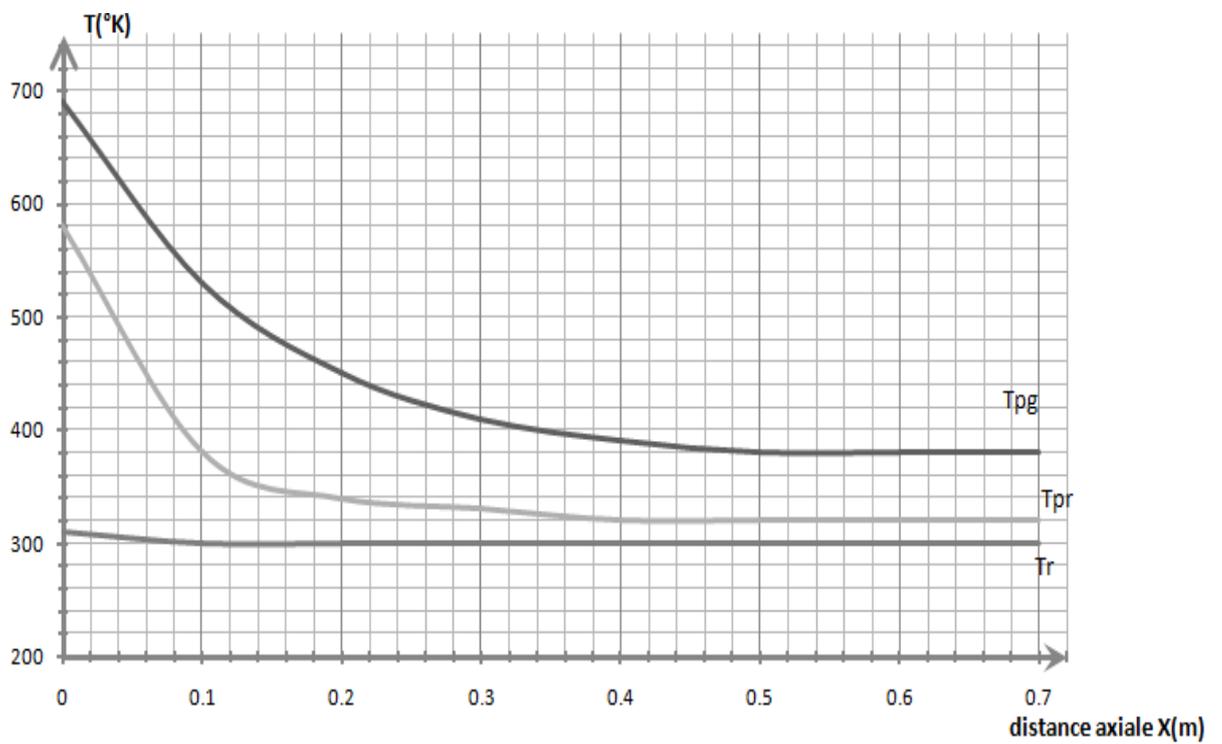


Fig(3.16) l'evolution du coefficient de la perte de charge dans le refroidisseur le long de la tuyère $Ms=3$

ANNEXE

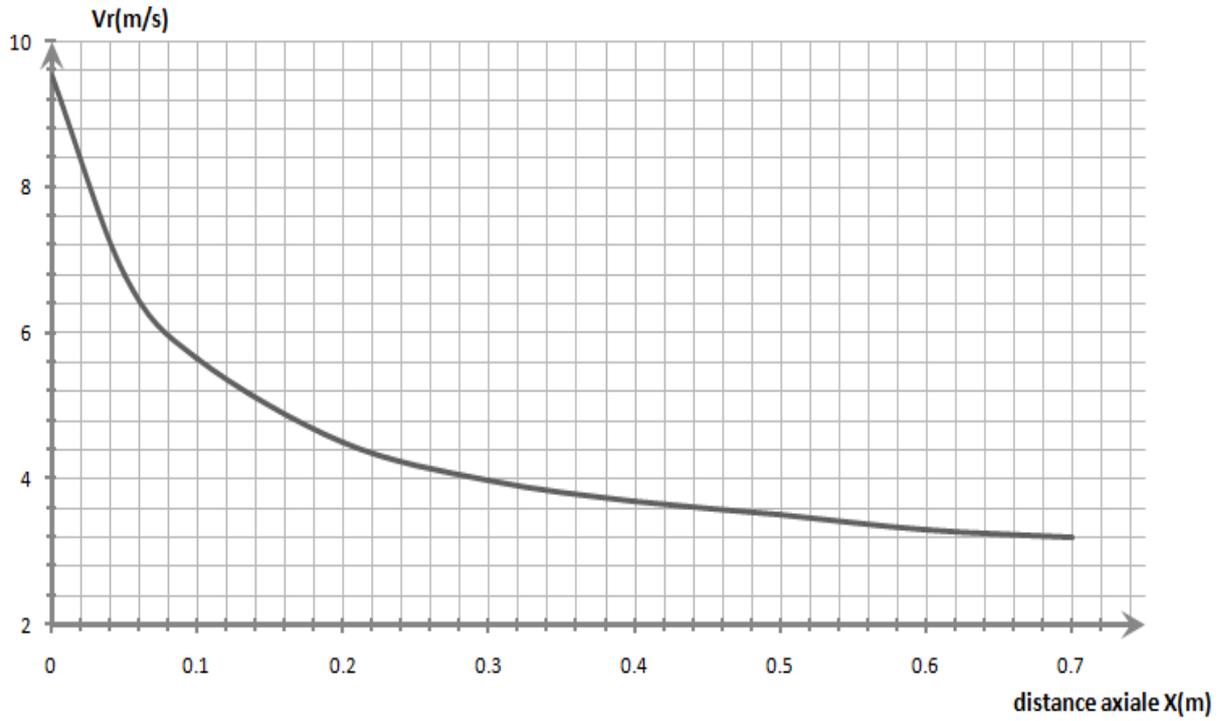


Fig(3.17) l'evolution de la densité de flux de chaleur le long de la tuyère $M_s=3.5$

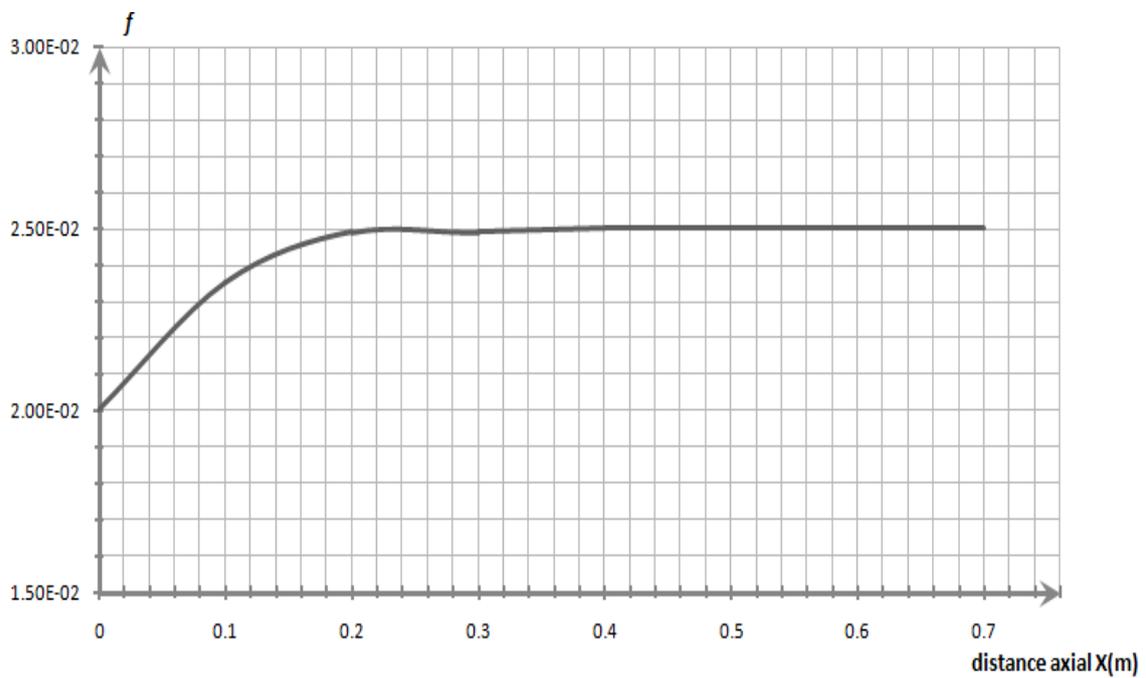


Fig(3.18) l'evolution des températures T_{pg} , T_{pr} , T_r le long de la tuyère $M_s=3.5$

ANNEXE

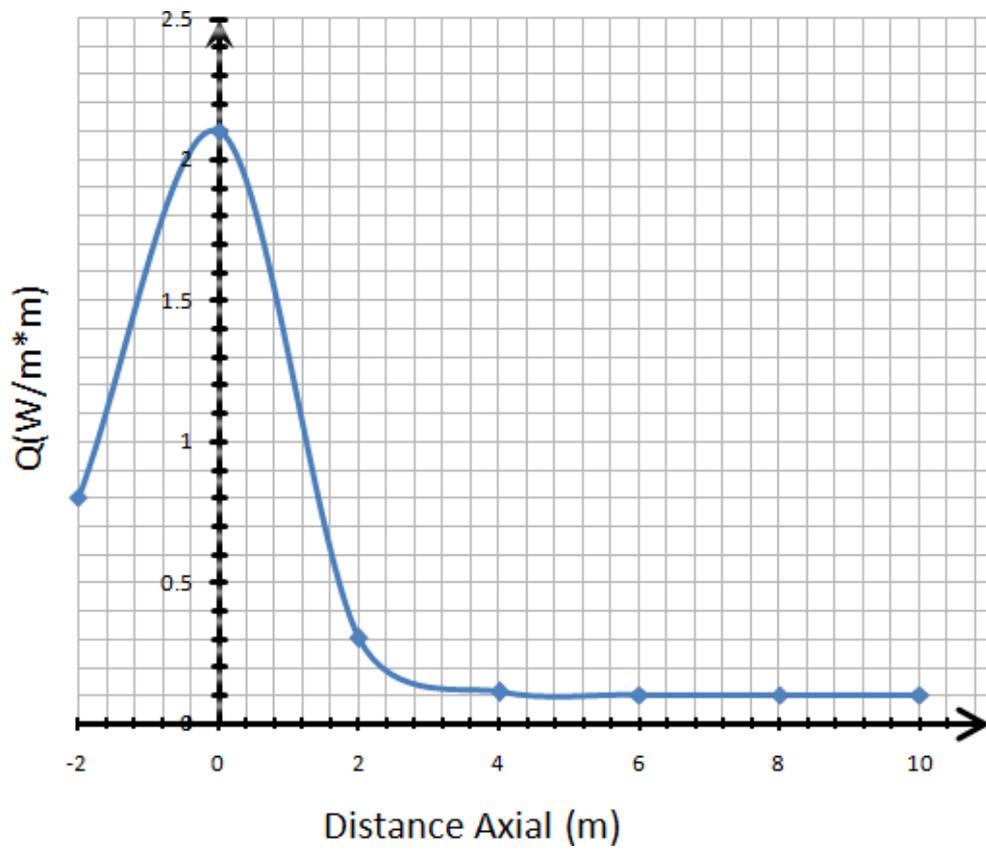


Fig(3.19) l'evolution de la vitesse du refroidisseur le long de la tuyère $Ms=3$



Fig(3.20) l'evolution du coefficient de la perte de charge dans le refroidisseur le long de la tuyère $Ms=3.5$

FLUXDE CHALEUR[11]



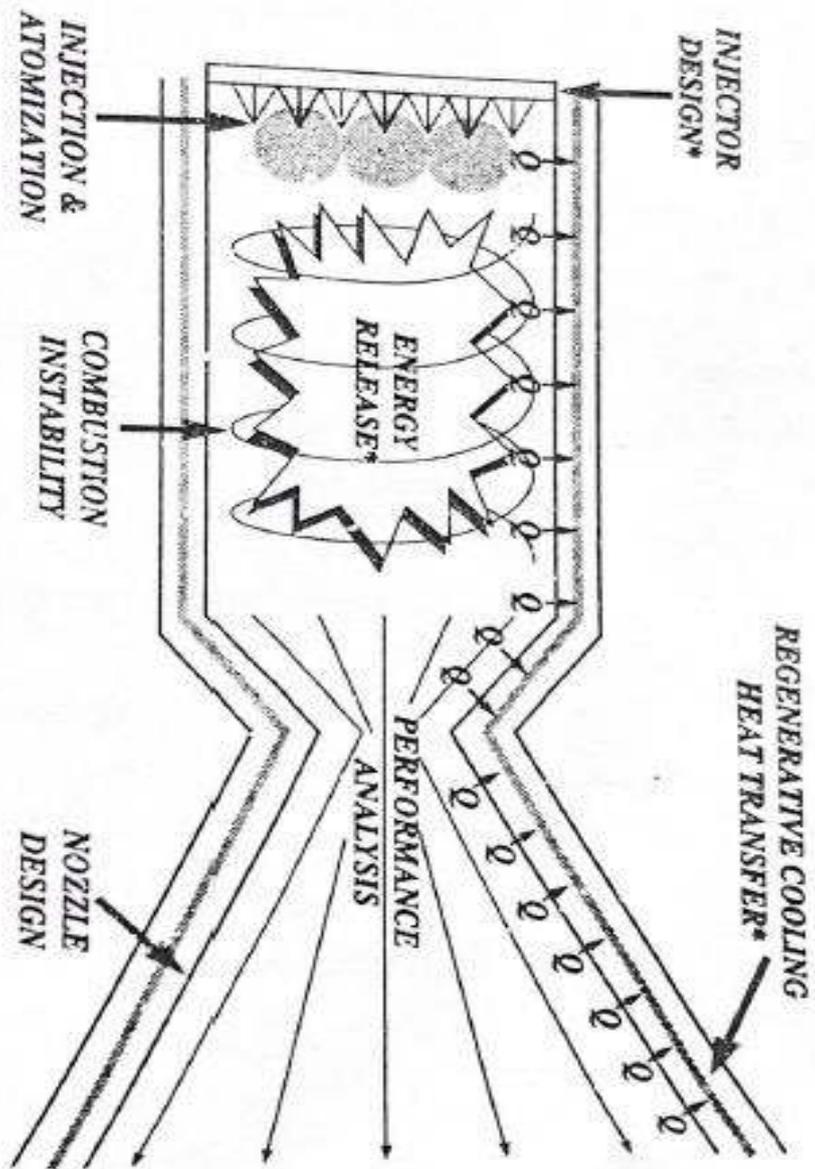


Figure 1. There are numerous technical disciplines which are involved in the design of a liquid rocket engine. Those which appear with an asterisk (*) are currently included in the Rocket Engine Design Expert System Prototype.

Bibliographies

- [1] : Auteur : GEORGE P.SUTTON., ROCKET PROPULSION Elements
Theengineeringofrockets,Année:1986Londres,GB.
- [2] :Auteur: FRANKJ.MALINA,CaractersticsoftherocketMotor,Année:
1969universitésdeTexas,EUA.
- [3] :Auteur :DANIELMARTY,Conceptiondesvéhiculesspatiaux,
Année:1986ParisIledeFrance,France.
- [4] :Auteur :PHILIPG.HILL,
Mecanicsandthermodynamicsofpropulsion,Année :1970NewYorkEUA.
- [5] : Auteur : JOHON D.ANDERSONFondamentals of Aerodynamics, Année
:1988
- [6] : Auteurs : J.DARDARE, J.MERIGUE, L.VAILHE. les réacteurs fusée
‘lespropulseursàliquide,domainsd’applicationdesréacteursfusées’(tomesIII);
Année:1972ParisFrance
- [7] : Auteurs : J.DARDARE, J.MERIGUE, L.VAILHE., Les réacteurs fusée
‘lespropulseurs à liquide, domaines d’application des réacteurs fusées (tome II).
Année :1982ParisFrance
- [8] :MémoirePFE‘Etudederefroidissementd’unmoteurFuséeàpropergolliquideparkér
osène’Energétique 1996Universitéde Blida.
- [9] :ThèseMagistère‘déterminationduprofiledestuyèressupersoniqueparlamétho
dedescaractéristique Institutd’aéronautique1995UniversitédeBlida
- [10] EncyclopédieAérodynamique.
- [10] :SpaceandscienceWebsite(space.com)