

Contribution au Dimensionnement d'une Chambre Propulsive

A. Benarous⁽¹⁾

A. Liazid⁽²⁾

(1) Département de Mécanique, Faculté des Sciences de l'Ingénieur, BP 151, Chlef 02000, a_benarous@netcourrier.com

(2) Laboratoire de Recherche en Technologie de l'Environnement (LTE), ENSET, BP 1523 El manouer 31000-Oran, e.mail : al_lte@enset-oran.dz. Tel/Fax : (0) 41 41 69 16

Résumé- Le présent travail décrit une méthode analytique utilisée dans les étapes d'avant projets de dimensionnement des chambres propulsives utilisées sur les moteurs fusée à propergols liquides. A partir des données relatives aux conditions de dosage et de pression de combustion, la poussée requise au sol ou dans le vide est suffisante pour entamer un calcul des dimensions caractéristiques de la tuyère, du foyer et des systèmes d'injection.

Mots clefs : Impulsion Spécifique, foyer, tuyère, injecteurs, dimensionnement.

Abstract- The present paper describes an analytical method used in the conception draft projects of liquid rocket engines (LRE). Once the mixture and pressure conditions at injection are fixed, it is possible to begin the design computations of the nozzle, the chamber and the injection system using the desired value of the sea-level or vacuum thrust.

Keywords : Specific impulsion, combustion chamber, nozzle, injectors, design

ملخص: الدراسة الحالية تصف طريقة تحليلية تستخدم في مشاريع تصميم الأبعاد لحركات الصواريخ التي تعمل بالوقود السائل. من خلال معرفة ظروف الخلط و ضغط الاحتراق, يكون من الممكن القيام بالحسابات التصميمية لأبعاد الفوهة, غرفة الاحتراق و نظام الحقن بمجرد تحديد قوة الدفع عند مستوى سطح البحر أو في الفراغ.

Symbole	Désignation	Symbole	Désignation
A	Section droite	ρ	Masse volumique
Cd	Coefficient de débit	$\varepsilon = A / A_t$	Rapport de contraction
Cf	Coefficient de poussée	Φ	Diamètre
Cstar	Vitesse caractéristique	Φi	Diamètre de l'orifice d'injection
F	Poussée du propulseur	φ	Angle de diffusion
g_0	Accélération de la pesanteur au niveau de la mer	$\bar{\Gamma}$	Coefficient isentropique du mélange brûlé
IA	Surface totale d'injection	ξ	Distance adimensionnelle
Isp	Impulsion spécifique	λ	Coefficient de divergence
L	Longueur	Indices	
Lstar	Longueur caractéristique	c	Plan de fin du foyer
M	Nombre de Mach	conv	Convergent
$\dot{m}$	Débit massique	div	Divergent
n	Nombre d'orifices d'injection	ej	Éjection
P	Pression statique	f	Combustible (fuel)
R _f	Rayon de courbure	g	Global
rd	Rayon initial de la goutte	inj	Injection
rm	Rapport de mélange	ox	Comburant (oxydant)
u	Composante axiale de la vitesse de l'écoulement	l	Col de tuyère
u,w	Vitesse d'injection	Exposants	
Lettres grecques		crit	Valeur critique
α	Demi angle au sommet, Angle d'injection	0	Valeur initiale
η	Indice d'efficacité	'	Valeur corrigée
Ψ	Fonction implicite	th	Valeur théorique

1. Introduction

Dans le domaine de la propulsion spatiale, les moteurs fusés à propergols liquides ont gagné du terrain par rapport à leurs homologues utilisant des ergols solides ou hybrides.

En plus des performances balistiques élevées, les problèmes posés par les dispositifs de contrôle et de modulation de poussée des lanceurs, trouvent de bonnes solutions avec les couples de propergols liquides.

Outre les systèmes de stockage et d'alimentation des ergols, les moteurs fusés à propergols liquides comportent une partie essentielle appelée chambre propulsive, regroupant le système d'injection, le foyer destiné à transformer l'énergie latente des ergols en chaleur, et la tuyère de détente.

En raison des quantités énormes d'énergie mises en jeu lors d'un écoulement dans une chambre propulsive, de légères pertes en performances balistiques internes [19] sont remarquées, essentiellement dues aux transferts thermiques aux parois, aux faibles taux de vaporisation et aux gradients de richesse [11]. Leurs conséquences sont cependant importantes sur les paramètres stratégiques (charge utile, portée,...).

Les performances théoriques (ou idéales) sont atteintes lorsque les propergols brûlent complètement, donnant un mélange de gaz de combustion dont les espèces peuvent être maintenues en équilibre chimique durant toute la phase de détente, en plus d'un écoulement isentropique et unidimensionnel.

Durant les étapes de conception, le calcul des dimensions caractéristiques des chambres propulsives passe avant tout par un stade d'avant projet, consistant à utiliser les performances théoriques dans les équations de l'écoulement, l'expérimentation sur des maquettes (en échelle réduite) et la simulation par le biais des codes de la CFD permettent, en incluant les mécanismes physico-chimiques considérés comme causes principales des pertes, d'évaluer les performances réelles et de les corréliser aux dimensions trouvées précédemment.

2. Calcul des performances

Les performances théoriques maximales sont définies pour un écoulement unidimensionnel et isentropique lors de la détente durant laquelle un équilibre chimique peut être

assuré, la composition chimique du mélange est variable le long de la chambre propulsive.

Le modèle du foyer à dimensions finies (FAC) est adopté [8] pour ce cas de figure, il permet, en prenant en considération l'effet de la contraction ε_c du col, de calculer les caractéristiques de l'écoulement au niveau du plan d'injection et de fin de combustion du foyer, considéré avoir une section finie et constante (fig.1)

L'équation de quantité de mouvement appliquée pour l'écoulement dans le foyer et en assimilant les conditions à l'injection à des conditions réservoirs, permet d'écrire :

$$P_{inj} = \left[P + \rho u^2 \right] \quad (1)$$

L'évaluation de la pression en fin de chambre est basée sur un calcul itératif effectué sur l'égalité (1) et en partant d'une pression initiale P_{inj}^0 proposée par Sutton [18] et liée au rapport de contraction par :

$$P_{inj}^0 = \bar{P}_c \frac{1.0257 - 1.2318\varepsilon_c}{1 - 1.265\varepsilon_c} \quad (2)$$

Les calculs permettent une évaluation de la pression statique en chaque tranche de la chambre propulsive et montrent que l'accroissement de l'entropie due au processus de combustion, engendre une perte relative de pression définie par :

$$\left(\frac{\Delta P}{P} \right)_c = \frac{P_{inj} - P_c}{P_c} \quad (3)$$

Le calcul des variables thermodynamiques partant du col jusqu'en sortie de tuyère se base sur l'équation de l'isentropie pour la température, l'équation de quantité de mouvement pour la pression statique et sur l'équation de l'énergie pour la vitesse, la minimisation de l'enthalpie libre du mélange permet de déterminer la composition chimique locale à l'équilibre.

Liée essentiellement aux variables thermodynamiques évaluées à l'éjection, l'impulsion spécifique I_{sp} est parmi les principales performances qui lient la balistique interne du moteur fusée aux paramètres de propulsion.

La valeur théorique de l'impulsion spécifique, donnée par [19] :

$$I_{sp}^{th} = \frac{Cf * Cstar}{g_0} \quad (4)$$

exprime l'influence du type de propergol, de son taux de réaction (via la vitesse caractéristique) et de la configuration de l'écoulement de détente dans la tuyère (par le coefficient de poussée) sur cette grandeur.

Il est parfois possible de quantifier des valeurs « quasi-réelles » de l'impulsion spécifique, si l'on tient compte des pertes par imbrûlés dans le foyer, et de la divergence de l'écoulement de détente en sortie de tuyère. Ainsi on peut définir un indice d'efficacité global [1] :

$$\eta_g = \frac{I_{sp}'}{I_{sp}^{th}} \quad (5)$$

considéré comme le produit de l'indice d'efficacité de la vitesse caractéristique par celui du divergent de la tuyère, ce dernier peut s'exprimer par :

$$Cf' = \frac{1 + \cos \alpha_{div}}{2} Cf \quad (6)$$

Si le demi angle au sommet est suffisant pour le calcul des pertes par divergence, des dispositifs expérimentaux [11] montrent que l'indice d'efficacité sur la vitesse caractéristique est de l'ordre de 0.99 pour le couple cryogénique H₂ -O₂, de façon que l'impulsion spécifique « quasi-réelle » peut être réécrite comme :

$$I_{sp}' = I_{sp}^{th} \cdot \lambda_{div} \cdot \eta_c \quad (7)$$

3. Dimensionnement de la tuyère

La fonction principale d'une tuyère de fusée étant de convertir le plus efficacement possible l'énergie thermique en énergie cinétique, afin obtenir un jet à l'éjection rapide selon une direction bien déterminée.

En plus des contraintes de conception liées au poids et à l'encombrement, la tuyère et plus particulièrement le divergent, doivent être dessinés de telle façon qu'ils soient ligne de courant de l'écoulement de détente. Pratiquement, la détermination du profil exacte se fait par la méthode des caractéristiques [10], ce profil doit offrir une configuration unidimensionnelle de l'écoulement au niveau du plan d'éjection. Pour des moteurs de fortes poussées, on utilise souvent [7] des divergents coniques

de demi angle au sommet α_{div} compris entre 12° et 18°, il en résulte des pertes de poussée de 1% à 3%, le tracé du convergent est beaucoup moins délicat, il est constitué d'un cône de demi angle α_{conv} compris entre 30° et 45° raccordé au divergent par un tore de rayon égal à une fois et demi le rayon du col de tuyère (fig. 2).

Durant la plus grande partie du vol, la tuyère fonctionne dans des conditions où la pression ambiante est faible, les performances utilisées dans le calcul des dimensions, sont rapportées au « vide », la poussée maximale dans ce cas, est reliée à la section au col par :

$$Cf' = \frac{F \cdot \lambda_{div}}{P_c \cdot A_t} \quad (8)$$

Le diamètre au col peut être déduit aisément :

$$\Phi_t = \sqrt{\frac{4 \lambda_{div} \cdot F}{\pi P_c \cdot Cf'}} \quad (9)$$

Des considérations technologiques liées à l'aérodynamique externe du lanceur [6] imposent souvent le rapport ε_{ej} entre la section d'éjection et celle du col, ce qui permet d'aboutir à la valeur du diamètre de sortie :

$$\Phi_{ej} = \sqrt{\varepsilon_{ej}} \cdot \Phi_t \quad (10)$$

Compte tenu de la géométrie de la tuyère (fig.2), la longueur du divergent est légèrement corrigée par rapport aux calculs classiques [15] des dimensions du fait du raccordement torique entre le divergent et le convergent :

$$L_{div} = \frac{\Phi_t \frac{\sqrt{\varepsilon_{ej}} - 1}{2} + R_1 \left[\frac{1}{\cos \alpha_{div}} - 1 \right]}{\tan \alpha_{div}} \quad (11)$$

$$R_1 \approx \frac{3}{4} \Phi_t$$

4. Dimensionnement du foyer

Le modèle adopté pour le foyer à dimensions finies permet une évaluation des conditions thermodynamiques au niveau des deux plans en début et fin du foyer (fig.1), l'état générateur est situé au plan d'injection, la vitesse de l'écoulement est quasiment nulle à cause des forces de traînées induites par le

mouvement relatif entre la phase gazeuse et la phase liquide [3], en conséquence, le rapport des pressions statiques s'écrit :

$$\frac{P_c}{P_{inj}} \approx \frac{1}{1 + \bar{\Gamma} M_c^2} \quad (12)$$

L'écoulement est relativement accéléré en fin du foyer, le nombre de mach correspondant peut s'écrire :

$$M_c = \sqrt{\frac{(\Delta P/P)_c}{1 - (\Delta P/P)_c}} \cdot \frac{1}{\bar{\Gamma}} \quad (13)$$

L'écoulement étant isentropique à partir de la fin du foyer, la conservation du débit massique entre le plan (2) et le col, permet de lier le rapport de contraction ε_c au nombre de mach M_c par :

$$\varepsilon_c = \frac{1}{M_c} \left[\frac{2}{\bar{\Gamma} + 1} \left(1 + \frac{\bar{\Gamma} - 1}{2} M_c^2 \right) \right]^{\frac{\bar{\Gamma} + 1}{2(\bar{\Gamma} - 1)}} \quad (14)$$

Le diamètre du foyer peut être obtenu aisément :

$$\Phi_c = \sqrt{\varepsilon_c} \Phi_t \quad (15)$$

Dans le calcul du volume minimal du foyer, les effets des processus physico-chimiques complexes et couplés doivent être prises en considération [12], ce même volume doit permettre une combustion complète favorisant ainsi la vaporisation rapide de la phase liquide en un temps de séjour équivalent à la somme des temps caractéristiques de vaporisation, du mélange et de la combustion.

L'analyse développée initialement par Spalding [18] sur l'écoulement diphasique unidimensionnel dans le foyer, montre que sous l'effet de la traînée de vitesse et de l'échange de chaleur entre la phase liquide et la phase gazeuse majoritaire, la longueur caractéristique $Lstar$ du foyer n'est plus une fonction des caractéristiques du mélange brûlé seul, mais intervient aussi une distance axiale adimensionnelle ξ durant laquelle le rayon de la goutte s'annule, la correction s'écrit [3] :

$$Lstar = \xi \cdot \Psi(rd, \bar{\Gamma}) \quad (16)$$

Ψ représente une fonction implicite du rayon de la goutte et du coefficient de isentropique du mélange brûlé.

Cette distance ne peut être évaluée analytiquement, les tests sur bancs d'essais [11] montrent que la longueur caractéristique pour les couples cryogéniques H₂ (L) / O₂ (L) est comprise entre 0.76 et 1.02 mètres pour tout l'intervalle d'inflammabilité.

Pour le calcul du volume V_c minimal à donner au foyer, on suppose une combustion complète au cours d'un temps de séjour correspondant à un parcours de l'écoulement équivalent à la longueur caractéristique [18], on peut écrire que :

$$V_c = Lstar \cdot A_t \quad (17)$$

Le foyer étant composé d'une partie cylindrique (de dimensions L_c, A_c) et d'une partie conique représentant le convergent de la tuyère, l'expression géométrique du volume s'écrit :

$$V_c = A_t \left[L_c \cdot \varepsilon_c + \frac{1}{3 \tan g \alpha_{conv}} \cdot \sqrt{\frac{A_t}{\pi}} \right] \quad (18)$$

La longueur réelle L_c du foyer peut être déduite aisément des deux égalités (17) et (18).

5. Dimensionnement des injecteurs

Le foyer est constamment alimenté en ergols frais qui passent à travers des injecteurs ayant généralement une forme cylindrique, et qui se trouvent injectés à des vitesses élevées grâce à la surpression imposée par les systèmes d'alimentation.

En négligeant la portion du débit utilisé pour le refroidissement du divergent [12] devant celle utilisée pour la combustion, la conservation de masse permet de lier le débit massique de chaque ergol frais au débit total des gaz brûlés par :

$$\dot{m}_{ox} = \frac{rm}{rm + 1} \dot{m} \quad (19)$$

$$\dot{m}_f = \frac{1}{rm + 1} \dot{m} \quad (20)$$

Le rapport de mélange est généralement fixé par des considérations d'optimalité sur des performances de la balistique interne du moteur fusée, le débit global est connu une fois que la poussée (au vide ou au décollage) est imposée :

$$\dot{m} = \frac{F}{I_{sp}} \frac{1}{g_0} \quad (21)$$

La vitesse d'injection de chaque ergol est fonction de la surpression imposée aux bords de l'injecteur, elle s'exprime comme [18]:

$$v_{f,ox} = Cd \sqrt{\frac{2\Delta P_{f,ox}}{\rho_{f,ox}}} \quad (22)$$

Le coefficient de débit utilisé dépend de la forme de l'orifice d'injection et peut prendre plusieurs valeurs, la surface totale nécessaire pour assurer un débit fixe est obtenue par :

$$IA_{f,ox} = \frac{\dot{m}_{f,ox}}{\rho_{f,ox} \cdot v_{f,ox}} \quad (23)$$

Les injecteurs ne se présentent pas généralement comme de simples trous, des dispositifs internes formés de canaux hélicoïdaux enroulés sur un cône placé à l'intérieur [4] permettent le plus souvent d'obtenir une pulvérisation selon un angle d'injection soigneusement contrôlé, ils se répartissent sur une tête d'injection ayant la forme d'une couronne multi trous (fig.3).

Pour assurer une bonne pulvérisation, l'orifice d'injection placé sur la couronne, doit disposer d'une section minimale qui éviterait de possibles problèmes d'obturations [14], il est donc important de déterminer le nombre d'orifices à ne pas dépasser pour avoir une bonne pulvérisation ; la surface totale à l'injection est reliée à celle des orifices par :

$$IA_{f,ox} = n_{f,ox} \cdot \frac{\pi}{4} \Phi_i^2 \quad (24)$$

Le diamètre de l'orifice étant limité inférieurement par une valeur critique Φ_i^{crit} , le nombre d'orifices ne doit pas dépasser la valeur :

$$n_{f,ox} \leq \frac{4IA_{f,ox}}{\pi [\Phi_i^{crit}]^2} \quad (25)$$

La technique des jets impactants comburant-combustible [4] permet, lorsque le gradient de vitesse à l'injection est important, de réduire la longueur du dard liquide (du combustible essentiellement), d'assurer une bonne homogénéisation du mélange frais et de contrôler au mieux la direction du front de la flamme de diffusion qui en résulte [3].

Le raisonnement sur une configuration unidimensionnelle du système d'injection ne permet de représenter qu'un seul couple de jets (fig.4) puisque les orifices sont disposés sur la circonférence d'une couronne située sur un plan perpendiculaire au plan de la figure.

Dans ce cas, il est important de connaître la direction de l'écoulement résultant (et donc du front de la flamme), ce dernier ne doit en aucun cas se concentrer en un endroit près des parois du foyer, l'équation de conservation de la quantité de mouvement entre l'écoulement établi à l'intérieur du foyer et celui de l'injection, projetée sur l'axe vertical s'écrit :

$$(1 + rm) \cdot w \cdot \sin \varphi = v_{ox} \sin \alpha_{ox} - \frac{1}{rm} \cdot v_f \sin \alpha_f \quad (26)$$

Un bon processus de mélange dans le jet résultant exige que ce dernier soit axial ($\varphi = 0$) [13], de ce fait, les angles d'injection sont reliés par la relation :

$$\frac{\sin \alpha_{ox}}{\sin \alpha_f} = \frac{1}{rm} \frac{v_f}{v_{ox}} \quad (27)$$

Cette égalité est utilisée dans la pratique pour déterminer la direction à donner au jet du combustible connaissant celle du comburant, pour pouvoir assurer un écoulement résultant axial avec une vitesse w .

6. Applications

Un programme de calcul des dimensions de la chambre propulsive est développé sur la base des relations établies, le code professionnel CEA [9] avec un modèle FAC (Finite Area Chamber) est utilisé comme pré processeur.

Le moteur cryotechnique de seconde génération Vulcain2 (fig.5) équipant l'étage principal d'Ariane 5 est choisi comme exemple d'application

Les données relatives aux conditions de fonctionnement du moteur décrites dans le tableau 1, sont communiquées au code de calcul CEA afin de déterminer les performances idéales, après correction de l'impulsion spécifique (équation 7), le calcul des dimensions des parties de la chambre propulsive est entamé.

7. Résultats et discussions

Les performances idéales sont calculées en fonction des données relatives au dosage, à la pression de combustion et au taux de détente. Dans le mécanisme réactionnel adopté, le mélange brûlé comporte huit (08) espèces chimiques (H_2O , H_2 , O_2 , HO_2 , H_2O_2 , OH , H , O), la composition en équilibre est variable mais l'écoulement est isentropique en aval du foyer, le coefficient isentropique moyen du mélange est évalué à $\bar{\Gamma} = 1.167$ et la chute relative de la pression statique de combustion est estimée à 7.46 %.

Les corrections relatives à la combustion et à la divergence de l'écoulement en sortie de tuyère, permettent de s'approcher des valeurs affichées par le constructeur du moteur pour quelques performances balistiques (tableau.2), ainsi, on remarque une surestimation de 1.8% et 8% sur l'impulsion spécifique et la vitesse d'éjection respectivement, tandis que la valeur réelle du débit de tuyère est sous estimée à cause de la fraction du débit des ergols utilisée pour le refroidissement du foyer et du divergent non introduite dans le calcul des performances.

La prise en compte de la divergence de l'écoulement en sortie de tuyère et par utilisation d'une pression moyenne (entre la valeur à l'injection et celle en fin du foyer) de combustion, permet d'évaluer le diamètre au col et par la suite celui à l'éjection, avec une précision assez élevée, aussi, l'adoption d'une forme linéaire plutôt que parabolique (de type Bell) [7] pour le divergent de tuyère induit une faible surestimation de la longueur (de 4.67%) par rapport à sa valeur réelle.

Le diamètre du foyer est bien estimé (tableau.3) grâce au modèle FAC utilisé pour évaluer le nombre de mach de l'écoulement au plan de fin de foyer, par contre, la longueur de la portion cylindrique de ce dernier est relativement écartée de sa valeur réelle, puisqu'une moyenne de la longueur caractéristique $L_{star} = 0.89$, ne pouvant pas traduire effectivement l'amplitude des pertes dans le foyer, a été utilisée dans le calcul du volume.

Dans le calcul direct des modules des vitesses d'injection des ergols liquides, on utilise une valeur du coefficient de débit $C_d = 0.88$ pour les orifices supposés circulaires et identiques [4]., les surpressions assurées par les

turbopompes d'alimentation sont de 3 et 28 bars pour l'hydrogène et l'oxygène respectivement [20].

8. Conclusion

Un programme de dimensionnement des chambres propulsives pour moteurs fusées à propergols liquides a été développé, il s'appuie sur un calcul a priori des paramètres de la balistique interne, et utilise des corrections sur la vitesse caractéristique et le coefficient de poussée pour entamer un calcul des dimensions de la chambre propulsive, par de simples formules analytiques.

Les résultats obtenus montrent une assez bonne concordance entre les calculs analytiques et les données réelles, sauf peut être pour ce qui est de la partie du foyer, où le comportement complexe de l'écoulement (turbulent, diphasique) au niveau de la zone d'injection, ne peut être décrit par des relations de la dynamique des gaz.

Références bibliographiques

- [1] Barrere M., *Problèmes Energétiques de la Propulsion : Généralités sur la Propulsion par Fusées*. Tome 1, pp.41-68, Edition ENSAE, Toulouse, (1972).
- [2] Bittker D.A., *An Analytical Study of Turbulent and Molecular Mixing in Rocket Combustion*; NACA Technical Note 4321, Washington, (1958).
- [3] Canneviere K., *Simulation Numérique Directe de la Combustion Turbulente Diphasique : Application à l'Etude de la Propagation et de la Structure des Flammes*; Thèse de Doctorat, pp.116-129, INSA Rouen, (2003).
- [4] Cheng G., Farmer R., *CFD Combustion Model for Liquid Rocket Engine Injector Analyses*, AIAA 2002-0785, (2002).
- [5] Chuech S.G., Przekwas A.J., Wang C.Y., *Numerical Modeling for Atomisation of Coaxial Liquid / Gas Jets*; Journal of Marine Science and Technology, Vol.12, N°04, (2004), pp.290-299.
- [6] Deck S., *Simulation Numérique des Charges Latérales Instationnaires sur des Configurations de Lanceurs*, Thèse de Doctorat, pp.120-132, Université d'Orléans, (2002).

- [7] Dunn S.S., Coats D.E., *Nozzle Performance Predictions Using the TDK97 Code*; AIAA97-2807, (1997).
- [8] Gordon S., Mc Bride B., *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications (CEA)*, User Manual and Program Description pp.25-32, NASA Reference Publication 1311; Ohio: (1994).
- [9] Gordon S., Mc Bride B.; *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications (CEA)*, The Software Package, NASA Reference Publication 1311; Ohio; (1996).
- [10] Haggander J., *An efficient Concept-Design Process for the Vulcain2 Thruster*; Technical Report N° 102, Space Propulsion Division, Volvo Aero, Trollhattan, (2001).
- [11] Haidn O.J., Habiballah M., *Research on High Pressure Cryogenic Combustion*; Aerospace Science and Technology. Vol.7, (2003), pp.473-491.
- [12] Immich H., Alting J., Kretschmer J., Peclik D. *Technology Developments for Thrust Chambers of Future Launch Vehicle Liquid Rocket Engines*; Acta Astronautica, Vol.53, (2003), pp.597-605.
- [13] Ingebo R.D., *Drop Size Distribution for Impinging Jet Breakup in Airstream Simulating the Velocity Conditions in Rocket Combustors*; NACA Technical Note 4222, Washington, (1958).
- [14] Kauffmann J., Herbertz A., Sippel M., *Systems Analysis of a High Thrust, Low-Cost Rocket Engine*; Internal Report N°02, DLR, (2001).
- [15] Marty D., *Conception des Véhicules Spatiaux*; pp.86-122, Editions Massons; Paris; (1986).
- [16] Santoro R.J., *The Characteristics of Swirl / Shear Coaxial Injectors*, Technical Notes, Propulsion Engineering Research Center, Seoul, (2002).
- [17] SNECMA Web Site, www.snecma.com
- [18] Sutton G.P., *Rocket Propulsion Elements: An Introduction to the Engineering of Rockets*; pp.195-227, Edition N°05, Wiley Interscience Publishing; London; (1986).
- [19] Terzic J., Lekic A., Zecevic B., *Prediction the Theoretical Properties of Solid Propellant Rocket Motors*; Sixth Seminar on New Trends in Research of Energetic Materials, Pardubice, Bosnia, (2004).
- [20] Trollheden S., Bergenlid B., Aglund A., Pettersson A.I., *Development of the Turbines for the Vulcain2 Turbopumps*, Technical Report N° 98, Space Propulsion Division, Volvo Aero, Trollhattan, (2000).

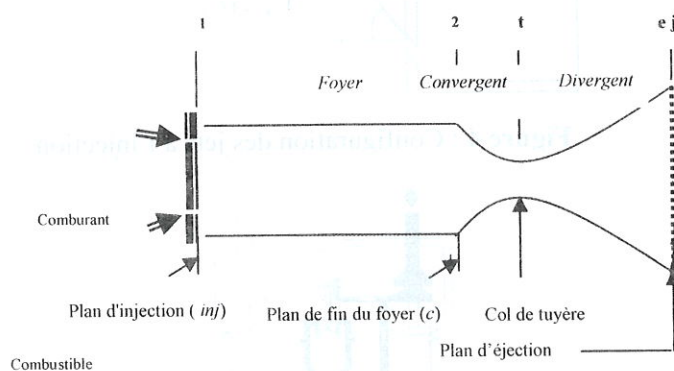


Figure 1 : Schématisation d'une chambre propulsive

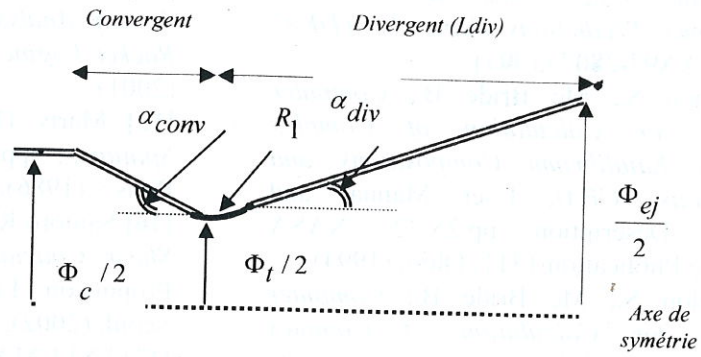


Figure 2 : Représentation géométrique d'une tuyère conique

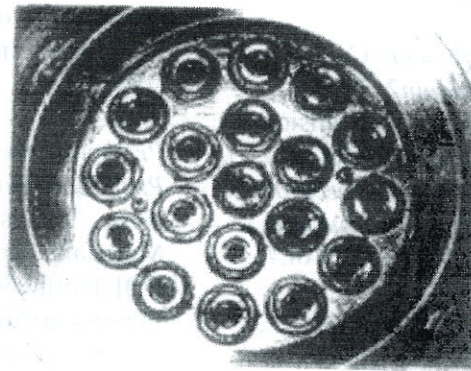


Figure 3 : Tête d'injection pour moteur cryotechnique [12]

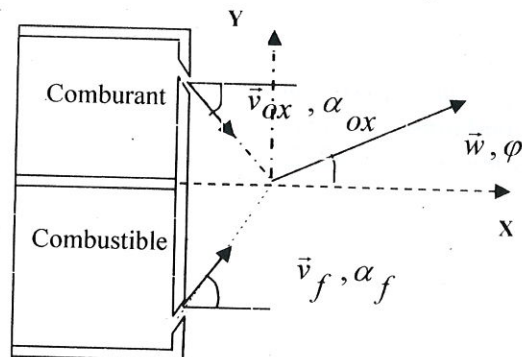


Figure 4 : Configuration des jets à l'injection

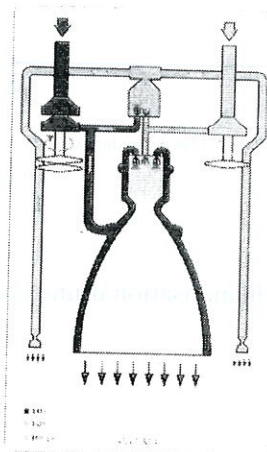


Figure 5 : Schéma synoptique du moteur cryotechnique Vulcain2 [17].

Performance	Valeur idéale [9]	Valeur corrigée	Valeur réelle [17]
Débit massique total (kg/s)	305.7	314.11	320
Temp. Flamme adiabatique (K)	3559	-----	3500
Impulsion spécifique (s)	450.17	437.64	434.0
Coefficient de poussée	1.875	1.843	-----
Vitesse d'éjection (m/s)	4323	-----	4000

Tableau 2: Confrontation des performances de la balistique interne.

Grandeur	Valeur calculée	Valeur réelle [17], [10]	Ecart relatif
Diamètre éjection (Cm)	209.80	215.0	2.41%
Diamètre au col (Cm)	28.47	28.00	1.67%
Longueur divergent (Cm)	355.88	340.00	4.67%
Longueur convergent (Cm)	10.41	11.00	5.36%
Diamètre foyer (Cm)	40.49	43.00	5.83%
Longueur foyer (Cm)	44.21	52.10	15.14%
Vitesse injection H2 (L) (m/s)	250.00	243.00	2.88%
Vitesse injection O2 (L) (m/s)	20.00	18.50	8.1%

Tableau 3 : Principales dimensions caractéristiques.