

V .1 PARAMETRES ET HYPOTHESES SIMPLIFICATRICES

La géométrie de l'éjecteur c'est-à-dire la chambre de combustion et la tuyère du moteur de la mini-fusée étant constante, l'étude que nous présentons ici porte sur la simulation de la combustion et l'influence du système de refroidissement choisi sur la cartographie des grandeurs calculées. Pour simplifier et rendre aisé l'obtention des résultats tout en veillant à ce que ces derniers soient les plus représentatifs possibles de la réalité, un certain nombre d'hypothèses sont posées.

Dans notre étude, on s'intéresse tout particulièrement au régime permanent. Le couple du propergol introduit dans la chambre de combustion est l'hydrogène – oxygène. Les surfaces des parois extérieures sont supposées adiabatiques. L'ensemble de l'étude est réalisé avec une représentation 2D de la chambre propulsive, du moteur de la mini-fusée, en utilisant trois modèles. Le premier modèle est celui d'Eddy Dissipation pour la modélisation de la combustion, le deuxième modèle de turbulence $k-\varepsilon$ pour la modélisation du régime d'écoulement des gaz et enfin le modèle de rayonnement « DTRM ».

V .2. SIMULATION DE LA COMBUSTION DANS LE MOTEUR

Les résultats de la simulation numérique présentés dans ce cas nous montrent l'évolution de la température et les produits de combustion le long de la chambre propulsive et aussi dans la tuyère d'éjection.

V.2.1. Convergence des solutions

La figure (V.1) montre les résidus de résolution des équations de Navier Stokes, de l'équation de l'énergie et de l'équation de transport pour le moteur de mini fusée à propergol liquide. Le nombre d'itération dans ce cas est 260

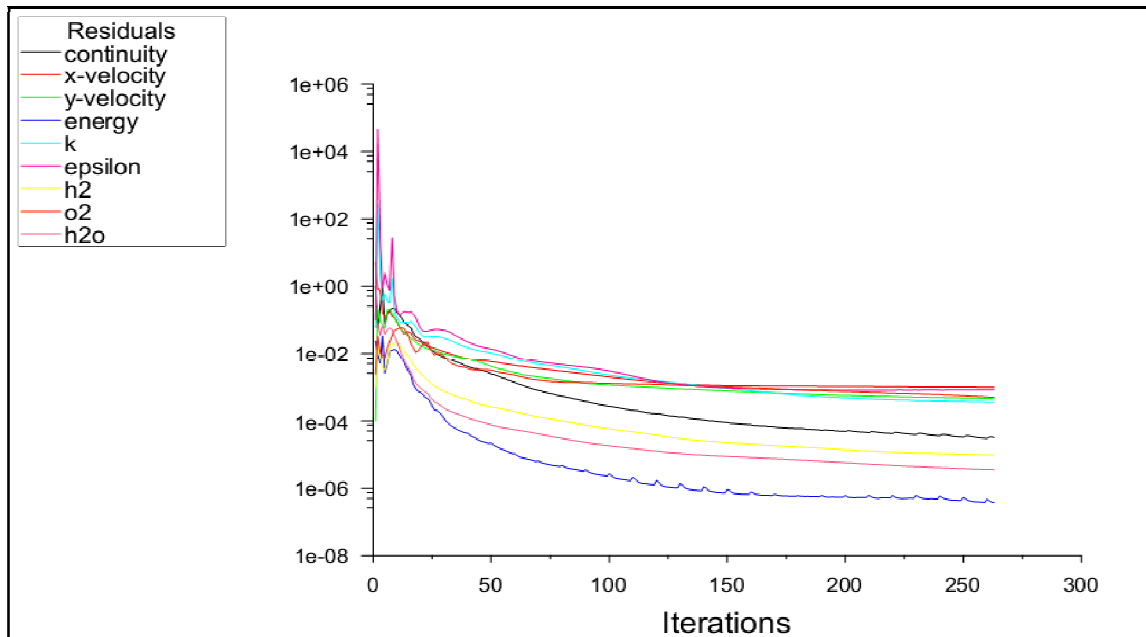


Figure V.1 : Courbes des différents résidus de résolution

V.2.2. Représentation du champ de températures

Le champ de températures statiques obtenu après convergence des itérations est mont sur la figure (Figure V.2.a).

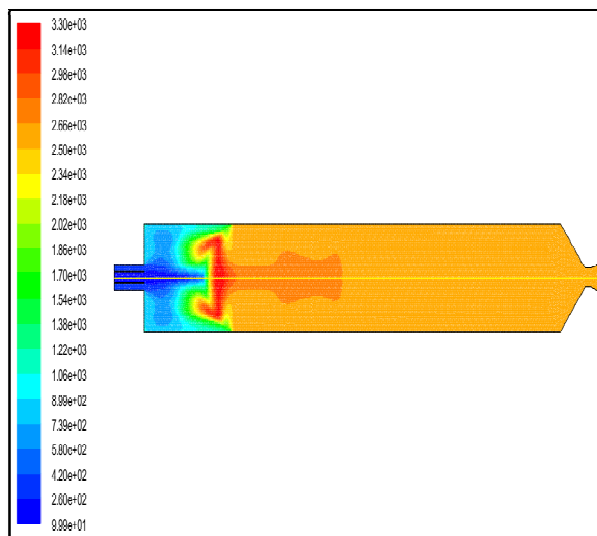


Figure V.2.a : Contour de températures

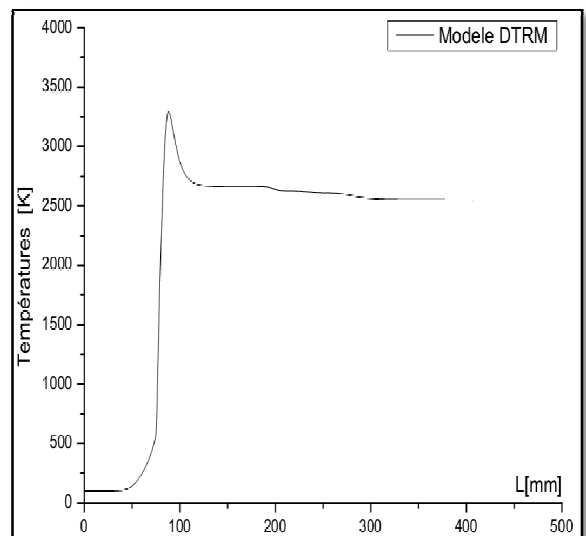


Figure V.2.b : Profil de température au milieu de la chambre propulsive

La température statique dépasse 3200 K dans la zone de mélange située de part et d'autre de l'injecteur d'hydrogène où le mélange est riche en combustible. On observe cependant une légère diminution axiale où la température avoisine 2350 °K

Le profil axial de la température donné sur la Figure (V. 2 (b)), montre la variation de la température des gaz du début de l'injection du propergol liquide jusqu'à la sortie de la chambre propulsive de la mini-fusée.

V.2.3. Représentation du champ de vitesses :

La figure (V. 3 (a)) montre la cartographie des vitesses des réactifs et des produits de combustion dans le moteur de mini-fusée à propergol liquide, nous remarquons que la vitesse maximale se situe au niveau de col de la tuyère. La figure (V.3 (b)) montre la variation de la vitesse au niveau de l'axe central le long de la chambre propulsive et la tuyère d'éjection. La vitesse des réactifs qui peut atteindre des valeurs très élevées au niveau de col de la tuyère est représentée par un pic sur cette figure. Il faut noter aussi que la vitesse d'injection à travers la tête d'injection joue un rôle très important sur la vitesse de combustion.

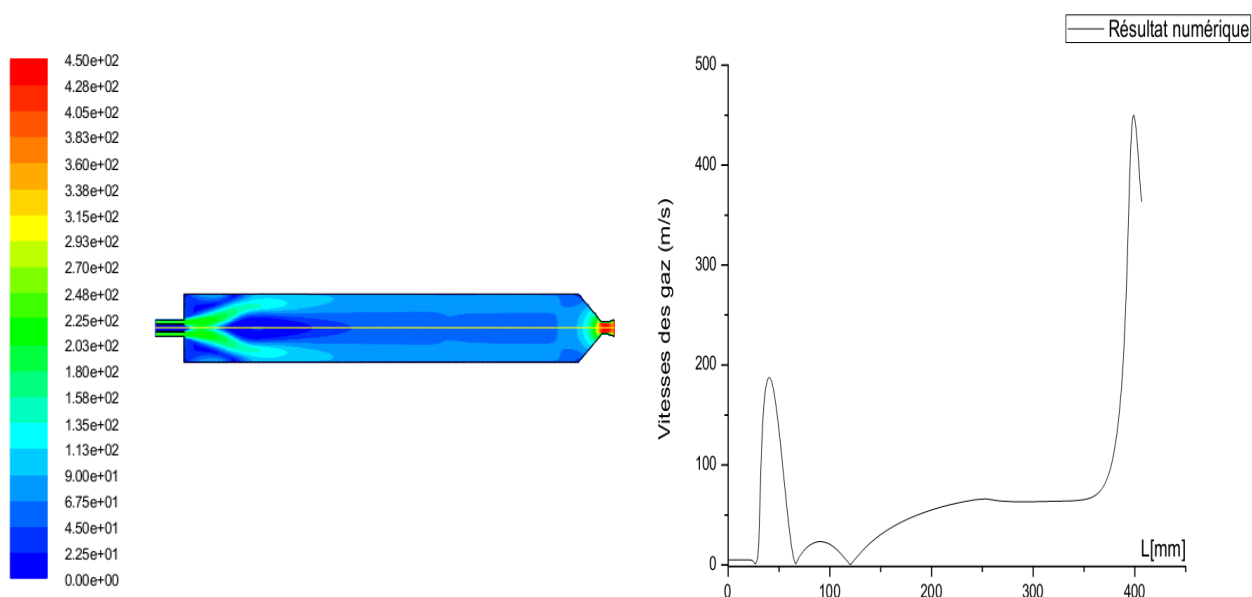


Figure V.3.a : Contour de vitesses des gaz **Figure V.3.b :** Evolution de la vitesse des gaz dans la chambre propulsive

Le contour de la vitesse axiale moyenne donné sur la figure (V.4.a) montre que le courant d'hydrogène conserve sa vitesse sur une certaine distance de la sortie de l'injecteur avant de subir un ralentissement et que le jet d'oxygène commence à s'accélérer à partir de la même distance, ce qui laisse penser à l'existence d'une zone localisée pour le mélange. Nous pouvons aussi remarquer l'existence de « deux » zones de recirculation, l'une s'étend de part et d'autre de l'injecteur d'hydrogène traduisant un épanouissement du jet en direction des parois de la chambre et l'autre se situe en aval du jet d'oxygène et constitue un espace de ralentissement (ou de recirculation) pour ce jet. En cette situation, l'oxygène se trouve

partiellement « piégé » et l'écoulement résultant voit sa vitesse devenir négative comme le montre la figure (V.3 (b))

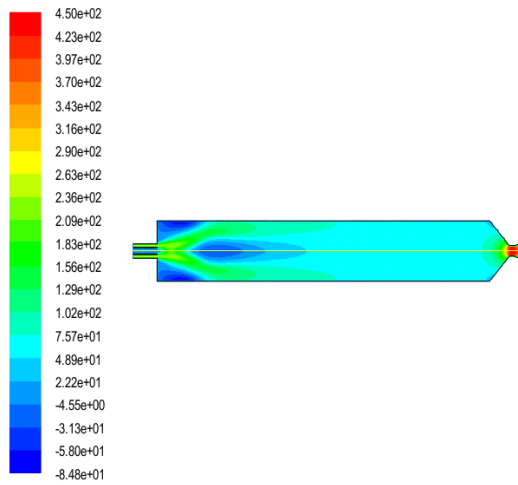


Figure V.4.a: Contour de vitesses axiales

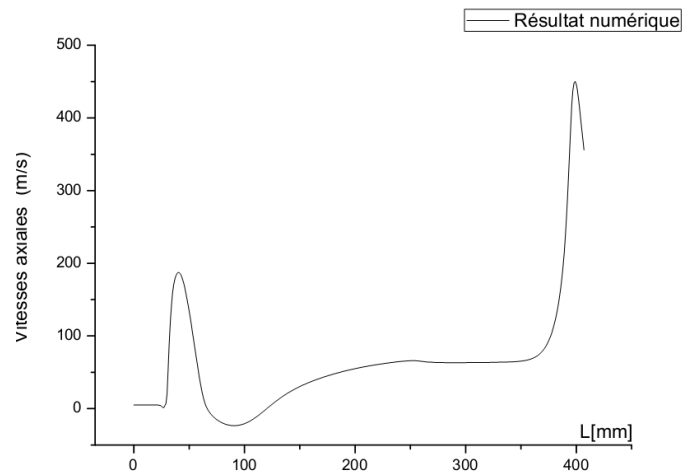


Figure V.4.b: Variation de la vitesse axiale

Les zones de recirculations son également visibles au niveau du contour de la vitesse radiale donné sur la figure (V.5.a) qui atteint dans la chambre propulsive son maximum positif au niveau de la zone où l'oxygène recircule, ceci montre que l'écoulement en cet endroit a tendance à s'épanouir. Cependant, la zone de recirculation de coin (de part et d'autre de l'injecteur d'H₂) est beaucoup plus étendue vers la sortie de l'injecteur d'hydrogène. Cette « petite » zone qui est responsable de la stabilisation et de l'accrochage de la flamme à l'injecteur de l'hydrogène.

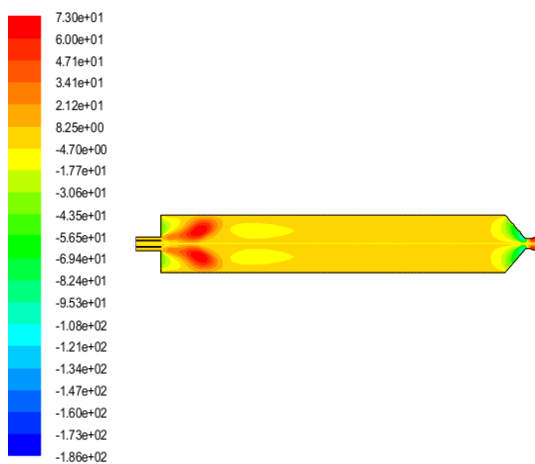


Figure V.5.a : Contour de vitesses radiale

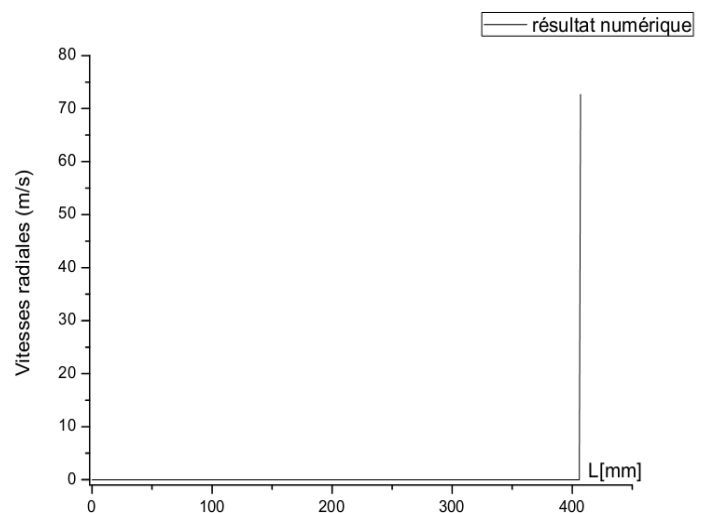


Figure V.5.b: Variation de la vitesse radiale

V.2.4. Représentation du champ de fractions massiques des différentes espèces

La figure (V.6 (a)), montre les contours de l'espèce chimique H_2 pour le cas traité. Sa fraction massique maximale est égale à **0.35**. Elle se situe à l'entrée de la chambre de combustion (l'injecteur). Plus on s'éloigne de l'entrée et plus elle diminue. La fraction massique de l'espèce H_2 minimale est de 0. Dans notre cas la combustion est complète et la fraction d'hydrogène est minimale à la sortie de la chambre. Nous pouvons constater qu'à l'intérieur de la zone de haute température, la fraction d'hydrogène (H_2) est faible.

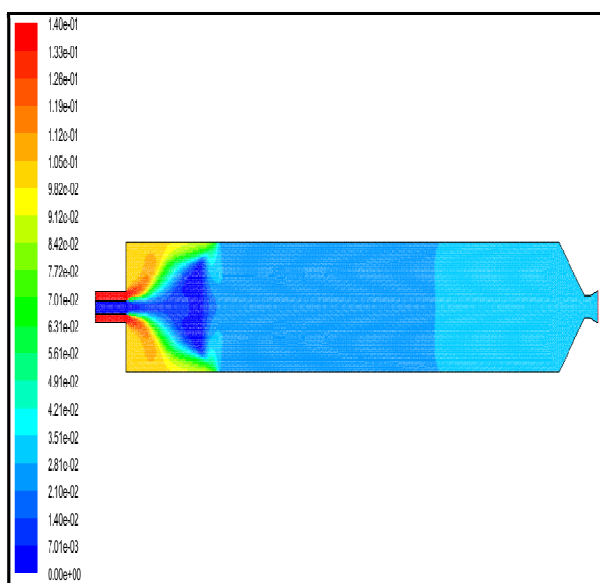


Figure V.6.a : Contour de l'espèce chimique H_2

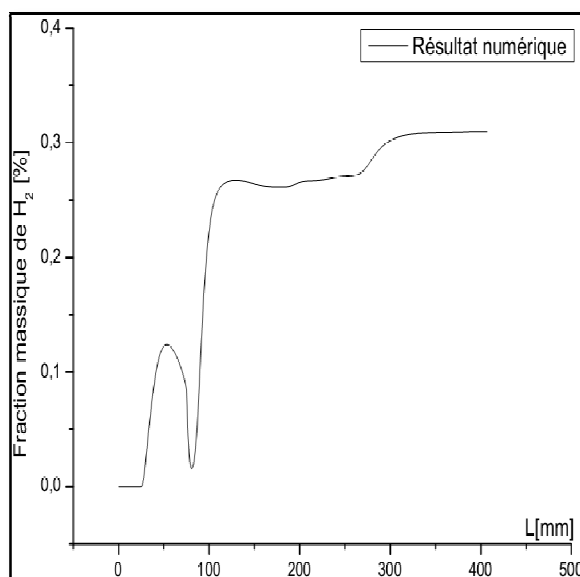


Figure V.6. b : Variation radiale de l'espèce chimique H_2

La figure (V.7 (a)), montre la cartographie de l'espèce chimique de l'oxygène dans l'éjecteur (chambre de combustion et tuyère). Sa fraction massique maximale se situe au niveau de l'injecteur. On remarque aussi que dans le cas traité, la fraction d'oxygène maximale est égale à $1/2$ et que cette valeur est située au début de l'injection.

$$Y_{O_2 \text{ int}} = \frac{\dot{m}_{o_2}}{\dot{m}_{o_2} + \dot{m}_{o_2}} = \frac{0.1}{0.17} \approx 0.588 \quad (\text{V. 1})$$

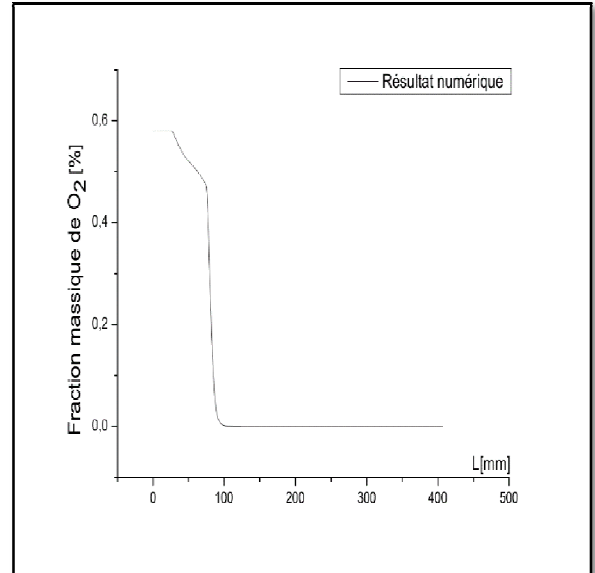
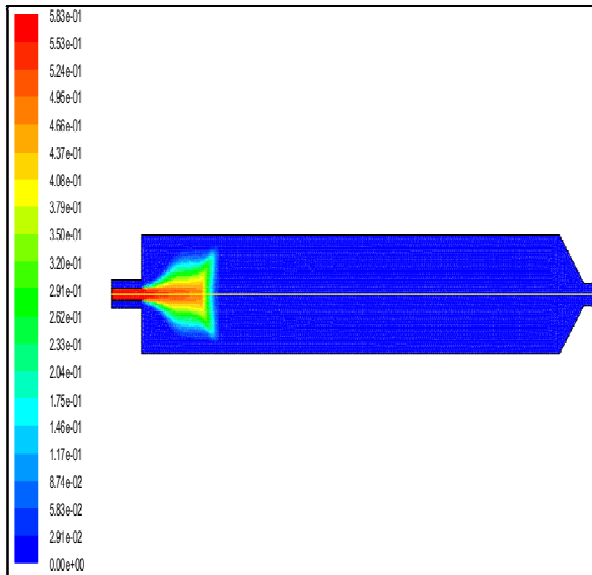


Figure V.7. a : Contour de l'espèce chimique O_2

Figure V.7. b : Variation radiale de l'espèce chimique O_2

Il est clair que sur une distance axiale non négligeable (coeur potentiel du jet) et sur une épaisseur équivalente à celle de l'injecteur, la quantité d'oxygène est conservée (fraction massique ≈ 1) et n'est nullement perturbée par la présence de la flamme de diffusion qui l'entoure. Dans l'aval axial et radial de cette zone, l'oxygène commence à s'épanouir et diffuser vers la zone réactionnelle sans autant traverser la couche réactive.

V.2.5. Représentation du champ de températures le long de la paroi de l'éjecteur

Les figures (V.8 (a) et V.8 (b)) nous montrent, que les températures, au niveau des parois de la tuyère et du col, sont très élevées par rapport à celle de la chambre de combustion.

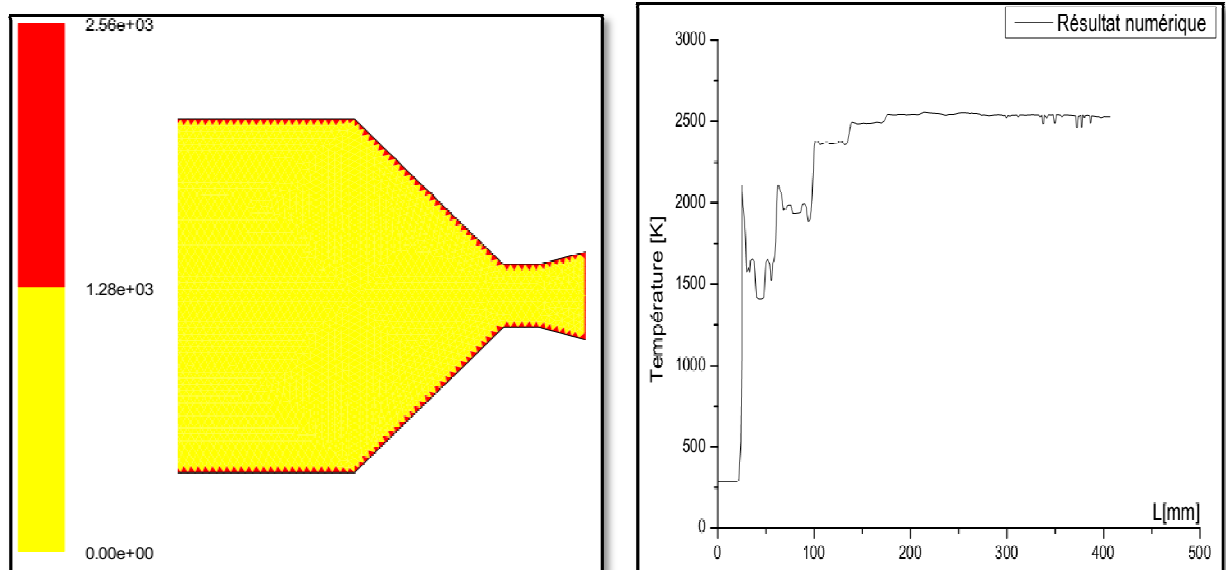


Figure V.8. a: Contour de températures le

Long Figure V.8.b : Température de la paroi

de la chambre

propulsive non refroidie long de la chambre propulsive non refroidie

La chaleur générée par la combustion du propergol est transmise à la paroi de façon proportionnelle à chaque zone (chambre de combustion, col, tuyère) le long de la chambre propulsive comme le montre la figure (V.8 (a)).

Sur la figure (V.8 (b)), nous avons représenté le champ de températures de la paroi, de la chambre propulsive non refroidie. Nous constatons que la température est trop élevée, ce qui veut dire que la paroi de la chambre propulsive est soumise à des contraintes thermiques très sévères qu'elle ne peut supporter. Par conséquent le refroidissement de la paroi de notre moteur s'impose.