

Transferts convectifs et radiatifs autour d'un engin spatial entrant dans l'atmosphère Martienne.

Nicolas BÉDON, Marie-Claude DRUGUET, David ZEITOUN, Pascal BOUBERT

Laboratoire de l'Institut Universitaire des Transferts Thermiques - UMR 6595 CNRS - Université de Provence Polytech'Marseille - Mécanique-Energétique - 5 rue Enrico Fermi - 13453 Marseille Cedex 13 - France
(auteur correspondant : druguet@polytech.univ-mrs.fr)

Résumé - Cet article présente la méthodologie en cours de développement et les premiers résultats obtenus à l'IUSTI pour la prise en compte des transferts radiatifs dans l'écoulement de gaz à haute température, hors équilibre thermodynamique et chimique, qui entoure un engin spatial entrant dans l'atmosphère de Mars. Cette étude est réalisée au moyen de simulations numériques reposant sur la modélisation du rayonnement des gaz à haute température et du couplage entre les transferts radiatifs qui en découlent et l'écoulement lui-même.

1 Introduction

Dans la perspective de futures missions d'exploration spatiale de plus grande ampleur que celles menées jusqu'à présent, il est nécessaire d'évaluer les transferts d'énergie sur la paroi des engins spatiaux qui avaient pu être négligés lors des missions passées. Lors de la rentrée atmosphérique d'un engin spatial à grande vitesse, une onde de choc se forme à l'amont du véhicule, engendrant une très forte élévation de température du gaz dans la couche de choc et une dissociation des espèces chimiques composant ce gaz. Il s'ensuit d'importants flux d'énergie vers la paroi de l'engin qui peuvent endommager celui-ci. Si les flux convectifs sont bien compris et bien modélisés dans la littérature, il n'en est pas de même des flux radiatifs. En vue de ces missions spatiales durant lesquelles les transferts radiatifs entre l'environnement gazeux et l'engin spatial pourraient être prépondérants, des études ont été relancées ces dernières années sur le rayonnement des gaz à haute température et en déséquilibre thermodynamique et chimique. Des travaux préliminaires ont en effet estimé que les transferts radiatifs seraient plus importants sur la partie arrière de l'engin (là où est placée la charge utile) que sur sa partie frontale, ce qui n'est pas le cas pour les transferts convectifs qui sont limités à la partie frontale du véhicule. Si l'on veut assurer une protection thermique complète de l'engin, on voit donc qu'il faut prédire aussi bien les transferts radiatifs que les transferts convectifs. En vue de ces futures missions spatiales, l'Agence Spatiale Européenne organise depuis quelques années des workshops pour étudier le rayonnement des gaz à haute température [1, 2]. L'un des cas tests proposés pour ces workshops correspond à l'étude de l'écoulement et des transferts d'énergie autour d'une maquette axisymétrique, représentative d'une sonde pénétrant dans l'atmosphère de la planète Mars (appelé un "Mars Sample Return Orbiter (MSRO)" en anglais).

Dans ce travail, nous nous intéressons donc à l'évaluation du rayonnement des gaz de l'atmosphère Martienne à haute température dans la couche de choc entourant la maquette, et à l'influence de la perte d'énergie thermique par rayonnement sur le champ d'écoulement lui-même, afin de prédire les échanges convectifs et radiatifs à la paroi de l'engin spatial. La modélisation de ces phénomènes couplés est réalisée en quatre étapes : la modélisation 1/ du champ d'écoulement du mélange gazeux hors équilibre, 2/ du rayonnement des gaz à haute température, 3/ de son transport dans tout l'espace entourant l'engin spatial, et 4/ du couplage entre l'écoulement et le rayonnement de ces gaz. Pour cela, nous développons des outils numériques pour calculer l'écoulement du mélange gazeux Martien en déséquilibre thermodynamique et chimique d'une part, pour estimer les coefficients d'émission

et d'absorption d'un tel mélange gazeux d'autre part, et enfin pour modéliser le transport du rayonnement des gaz tout autour du véhicule et sur sa surface.

2 Modélisation physique et numérique

Les équations régissant l'écoulement hors équilibre des gaz à haute température non rayonnants dans la couche de choc entourant l'engin spatial sont les équations de Navier-Stokes auxquelles sont adjointes des équations de conservation des espèces chimiques du mélange et des énergies vibrationnelles des molécules. Ces équations sont écrites sous la forme conservative, instationnaire, et axisymétrique (la maquette étant axisymétrique). L'ensemble de ces équations de conservation peut être regroupé au sein du système suivant :

$$\frac{\partial U}{\partial t} + F(U) = \Omega \quad \text{avec} \quad U = (\rho_i, \rho u, \rho v, \rho e, \rho_j e_{V_j})^t \quad \text{et} \quad \Omega = (\Omega_{C_i}, 0, 0, 0, \Omega_{V_j})^t \quad (1)$$

où U est le vecteur des grandeurs conservatives, ρ_i la densité partielle de l'espèce chimique i , ρ la densité totale du mélange, u et v les composantes de la vitesse \vec{V} de l'écoulement, e l'énergie totale massique, et e_{V_j} l'énergie vibrationnelle massique des molécules j . Le terme source Ω_{C_i} des équations de conservation des espèces chimiques est calculé selon des schémas réactionnels donnés dans la littérature, tels que ceux de C. Park [3]. Le terme source Ω_{V_j} des équations de conservation des énergies vibrationnelles des molécules est donné par le modèle de Landau-Teller qui tient compte des échanges d'énergie entre les modes vibrationnels et translationnels. Le vecteur flux $F(U)$ inclut à la fois les flux convectifs et les flux dissipatifs. Les coefficients de transport nécessaires pour le calcul des flux dissipatifs pour un mélange gazeux hors équilibre sont donnés par les modèles suivants : loi de mélange d'Armaly-Sutton pour la viscosité du mélange, dans laquelle la viscosité de chacune des espèces est déterminée grâce aux corrélations de Blöttner ; la conductivité thermique du mélange est calculée en considérant un nombre de Prandtl égal à 0.66 ; la diffusion massique des espèces du mélange est calculée en considérant un nombre de Lewis égal à 1. Certes, ces modèles ne sont pas les meilleurs pour ce type d'écoulement gazeux, mais ils correspondent aux définitions du cas test étudié ici. Toutes les données nécessaires à la modélisation du mélange gazeux Martien sont disponibles dans les références [1, 2].

Cependant, lorsque la température des gaz environnant la sonde Martienne est très élevée, il est nécessaire de prendre en compte les transferts d'énergie radiative au sein de l'écoulement. Ceci est modélisé par l'ajout d'un terme source $\text{div } \vec{q}_R$ dans l'équation de conservation de l'énergie totale. Le terme source Ω du système d'équations global devient donc :

$$\Omega = (\Omega_{C_i}, 0, 0, -\text{div } \vec{q}_R, \Omega_{V_j})^t. \quad (2)$$

Le terme source $\text{div } \vec{q}_R$ traduit un couplage "faible" entre l'écoulement du gaz et les transferts radiatifs qui s'y produisent. Un couplage fort consisterait à prendre en compte le rayonnement émis ou absorbé lors des sauts d'énergie interne (électronique, vibrationnelle, rotationnelle) des différentes espèces gazeuses lors de leurs collisions. Ceci est difficile à réaliser à l'heure actuelle compte tenu de la puissance insuffisante des ressources informatiques pour calculer l'évolution temporelle de l'ensemble des niveaux d'énergie de chaque composant chimique du mélange et des réactions se produisant entre chacun de ces niveaux.

Le système d'équations ainsi obtenu est discrétisé selon la méthode des volumes finis sur un maillage structuré, où les flux convectifs sont évalués au moyen du solveur de Roe. Afin d'assurer un ordre deux au schéma d'évaluation des flux convectifs, les variables conservatives sont reconstruites aux interfaces des cellules au moyen de schémas de reconstruction du second ordre. Pour éviter les problèmes de type "carbuncle" (instabilités numériques là où le choc est aligné avec le maillage), une

correction entropique est utilisée (H-correction, [4]). Cette correction entropique a la particularité de n'ajouter de dissipation numérique que là où c'est nécessaire. Quant aux flux dissipatifs des équations, ils sont discrétisés selon la méthode classique des schémas centrés. Enfin la résolution temporelle du système est faite de façon totalement implicite pour des raisons de robustesse et de temps de convergence des calculs. L'écoulement de gaz de l'atmosphère de Mars à haute température et en déséquilibre thermodynamique et chimique autour de la capsule est ainsi calculé avec le code PINENS (Parallel Implicit Nonequilibrium Navier-Stokes) [5] développé à l'IUSTI et qui repose sur les méthodes numériques et les modèles physico-chimiques décrits ci-dessus.

Afin de prédire la densité de flux radiatif \vec{q}_R à la paroi de la sonde spatiale ainsi que le terme de couplage énergie-écoulement $\text{div } \vec{q}_R$ du terme source (2), il est nécessaire de déterminer la luminance monochromatique $L_\lambda(\vec{r}, \vec{s})$ en tout point $P(\vec{r})$ et dans chaque direction \vec{s} de l'espace, et pour chaque longueur d'onde λ . Les luminances L_λ sont obtenues par la résolution de l'équation de transfert radiatif (ETR), équation intégral-différentielle, pour chaque longueur d'onde λ et chaque direction de propagation \vec{s} :

$$\frac{\partial L_\lambda}{\partial s}(\vec{r}, \vec{s}) + \kappa_\lambda(s)L_\lambda(\vec{r}, \vec{s}) = J_\lambda^e(s) \quad (3)$$

où s est l'abscisse curviligne le long de la direction \vec{s} , \vec{r} le vecteur position, κ_λ le coefficient d'absorption monochromatique et J_λ^e le coefficient d'émission monochromatique.

La résolution de l'équation de transfert radiatif (3) pour tout point et toute direction de l'espace, et pour toute longueur d'onde, est difficile car coûteuse en temps de calcul. Aussi nous nous limitons dans cette étude à l'approximation de la couche tangente ("tangent slab")[6] où la contribution principale du rayonnement est celle perpendiculaire à la couche de choc. Ainsi on considère que chaque cellule gazeuse (issue de la discrétisation du domaine de calcul) rayonne uniquement perpendiculairement à la paroi. Cette approximation monodimensionnelle nous donne une estimation du flux radiatif à la paroi. Dans ces conditions, la densité de flux \vec{q}_R à la paroi est égal à l'éclairement de cette paroi par les cellules qui lui font face et dont la luminance résultante a été calculée grâce à l'équation de transfert radiatif :

$$\vec{q}_R(\vec{r}) = \int_{\text{spectre}} \int_{\Omega} L_\lambda(\vec{r}, \vec{s}) \vec{s} d\omega d\lambda. \quad (4)$$

Ω étant le demi-espace au-dessus de la paroi.

Une des difficultés majeures de la modélisation du rayonnement des gaz à haute température hors équilibre thermo-chimique est la détermination des coefficients d'émission et d'absorption qui dépendent de l'état de déséquilibre thermodynamique du gaz. Dans cette étude, ces coefficients sont déterminés au moyen du code de calcul PASTIS développé au sein de l'IUSTI [7]. PASTIS est un code spectroscopique "multi-usage" ayant divers niveaux de précision, selon l'application étudiée. Ses principaux champs d'application sont la détermination de température, l'analyse des spectres d'émission et d'absorption, le calcul des coefficients radiatifs pour les applications d'aérothermodynamique, et l'interprétation des expériences de fluorescence induite par laser. Le code PASTIS a été validé pour la plupart des systèmes spectroscopiques des molécules diatomiques par comparaison de ses résultats avec des spectres expérimentaux issus de soufflerie plasma à arc soufflé, de torches inductives, de générateur de plasma micro-onde, d'arcs glissants, d'oxyflammas, ou d'ondes de choc. Les résultats de ce code spectral ont contribué à l'aboutissement de nombreux travaux dans ces milieux.

3 Résultats Numériques

Dans cette section, nous présentons les résultats de calcul du champ d'écoulement obtenus à ce jour à l'aide du code de calcul PINENS pour le point de trajectoire d'une capsule (MSRO) pénétrant l'atmosphère de Mars dans les conditions suivantes : $\rho_\infty = 2.933 \times 10^{-4} \text{ kg/m}^3$; $V_\infty = 5223 \text{ m/s}$;

$T_\infty = 140 \text{ K}$; $Y_{CO_2,\infty} = 0.97$; $Y_{N_2,\infty} = 0.03$. Les conditions aux limites sur la paroi sont telles que la température est imposée égale à 1500 K sur la partie frontale et à 500 K sur la partie arrière-corps de la maquette. Par ailleurs, la paroi est considérée comme non catalytique, i.e. qu'aucune réaction chimique ne se produit sur la paroi du fait du matériau. D'autre part, l'état vibrationnel des molécules est considéré dans cette étude comme étant à l'équilibre avec le mode transrotationnel. Aussi l'écoulement est régi par une seule température, la température d'équilibre T , et les coefficients d'émission et d'absorption sont calculés à cette température d'équilibre. Enfin, on considère qu'il n'y a pas d'ionisation du gaz. Les dimensions de la sonde-maquette ainsi que les modèles utilisés dans ces simulations sont disponibles dans les références [1] et [2]. Les simulations numériques sont effectuées sur le maillage de la figure 1.

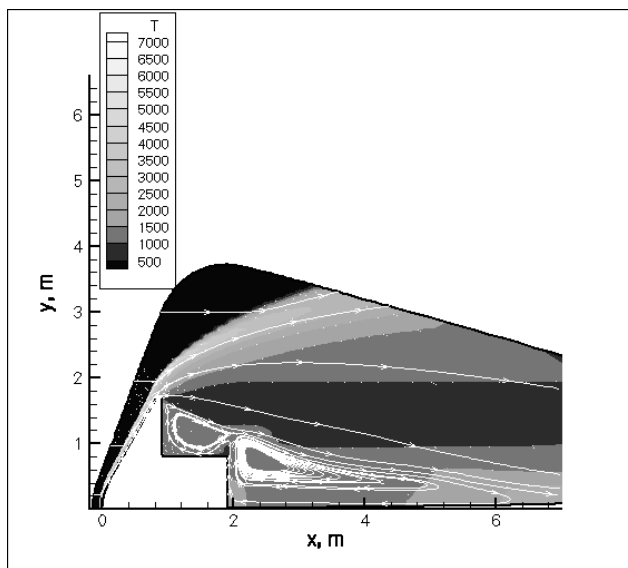
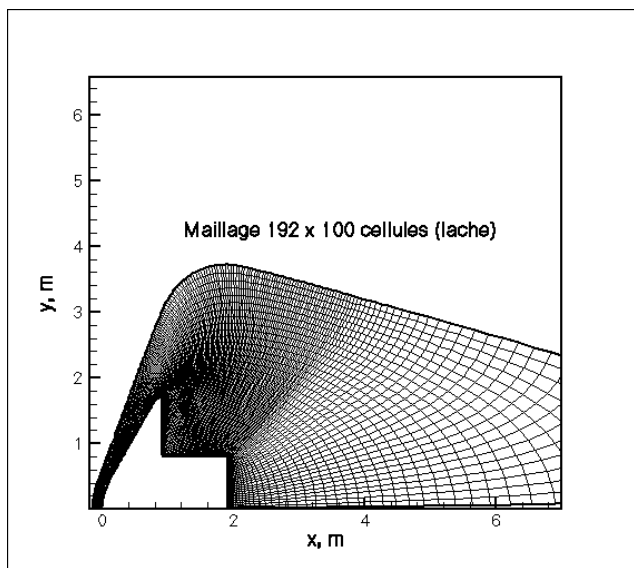


Figure 1: Maillage (192 x 100) pour le calcul de l'écoulement.

Figure 2: Champ de température et lignes de courant dans la partie arrière-corps du MSRO.

3.1 Atmosphère 100% CO_2 - Modèle cinétique à 5 espèces

Un premier jet de simulations a été réalisé en considérant que l'atmosphère initiale n'était composée que de CO_2 . Les espèces chimiques dérivées de la dissociation de CO_2 et des réactions de recombinaison ou d'échange entre les atomes produits sont CO_2 , CO , O_2 , C et O . Le modèle réactif utilisé pour ce mélange est un modèle à 5 espèces, qui est un modèle réduit du modèle de cinétique chimique de Park [3]. Les résultats ainsi obtenus sont présentés sur les figures 2 à 4. Le champ de température calculé autour de la sonde est présenté sur la figure 2. Il est à noter la forte élévation de température ($\geq 7000 \text{ K}$) à travers le choc (Figures 2 et 3), ainsi que les lignes de courant sur tout le champ d'écoulement (Figure 2). La forme des lignes de courant dans la partie arrière-corps montre que l'écoulement recircule à l'arrière de la capsule, pouvant ainsi ramener des gaz chauds en contact avec la charge utile. La forte élévation de température à travers le choc détaché du nez de la sonde spatiale engendre la dissociation de la molécule CO_2 (Figure 4) au profit des espèces C , O , et CO , parmi lesquelles la molécule CO a un fort potentiel rayonnant dans l'ultraviolet lointain et dans l'infrarouge.

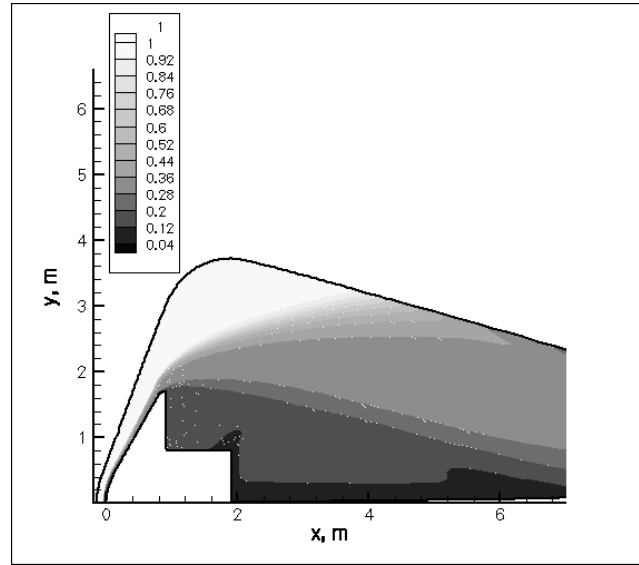
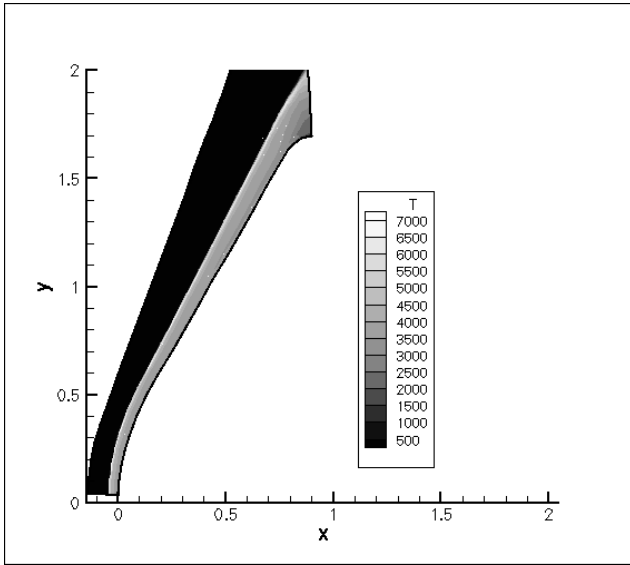


Figure 3: Champ de température sur la partie frontale du MSRO.

Figure 4: Champ de fraction massique de CO_2 .

3.2 Atmosphère 97% CO_2 : 3% N_2 - Modèle cinétique à 10 espèces

Les résultats présentés dans la section précédente correspondent à une atmosphère composée uniquement de CO_2 . Or l'atmosphère de Mars contient environ 3% d'azote moléculaire. Nous avons donc réalisé d'autres simulations en prenant en compte cette composition plus correcte de l'atmosphère de Mars, et en utilisant un schéma reactif plus complet où 10 espèces chimiques réagissent les unes avec les autres [3]. Les espèces chimiques ainsi considérées sont CO_2 , C_2 , N_2 , O_2 , CN , CO , NO , C , N et O . Les simulations numériques avec ces deux types d'atmosphère et de schémas réactionnels ont été réalisées sur la partie amont de la sonde seulement. Les fractions massiques des espèces communes à chaque atmosphère étudiée (CO_2 , CO , O_2 , C et O) le long de la paroi de la sonde sont présentés sur la figure 5. On note que l'écoulement est très sensible à l'atmosphère initiale et au schéma réactionnel. Il apparaît donc important de bien tenir compte de toutes les espèces présentes dans l'atmosphère Martienne, afin de prédire au plus juste les flux convectifs et radiatifs sur la paroi de la sonde.

Enfin, une comparaison des densités de flux convectifs à la paroi de la partie frontale de la capsule obtenus avec les deux modèles de cinétique chimique (5 espèces et 10 espèces) est présentée sur la figure 6. La différence entre les deux courbes de flux est très importante et montre que l'un des schémas de cinétique chimique utilisé ici est peut-être à remettre en cause. Cependant les densités de flux convectifs sont toutes deux maximales au point d'arrêt de l'écoulement, i.e. en $s = 0$, et sont de l'ordre de 15 W/cm^2 . Les oscillations des densités de flux convectifs pour $s \geq 100 \text{ cm}$ peuvent être imputées au schéma réactionnel à 10 espèces ou à la faible qualité du maillage (manque de finesse notamment). Ceci devrait être considérablement amélioré en utilisant un maillage de meilleure qualité. Toujours sur la figure 6, la comparaison de nos résultats avec ceux de S. Surzhikov d'une part et avec ceux de Ph. Reynier *et al* d'autre part montre un très bon accord.

4 Conclusions et Perspectives

La méthodologie pour prendre en compte les transferts radiatifs dans les écoulements de gaz à haute température et en déséquilibre thermo-chimique est actuellement en cours de développement dans notre équipe de recherche à l'IUSTI. Le code de calcul PINENS utilisé pour simuler les écoulements de gaz en déséquilibre nous a permis de prédire le champ d'écoulement de gaz réactif autour de la

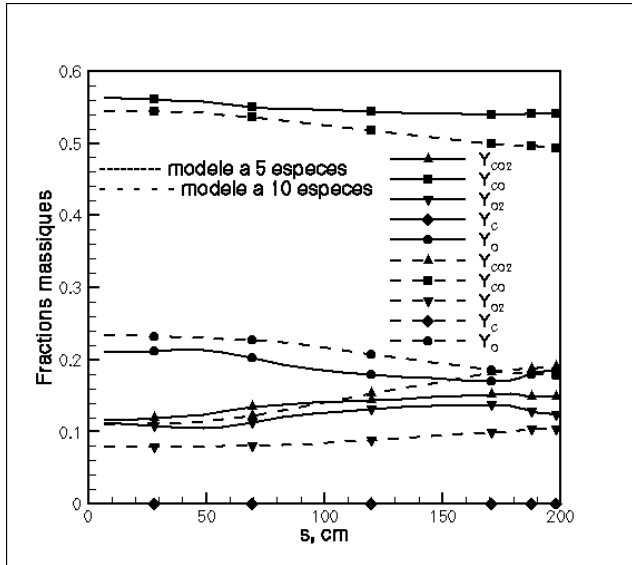


Figure 5: Fractions massiques des différentes espèces du mélange gazeux à la paroi de la partie frontale de la capsule. Comparaison entre le modèle à 5 espèces (lignes continues) et le modèle à 10 espèces (lignes discontinues).

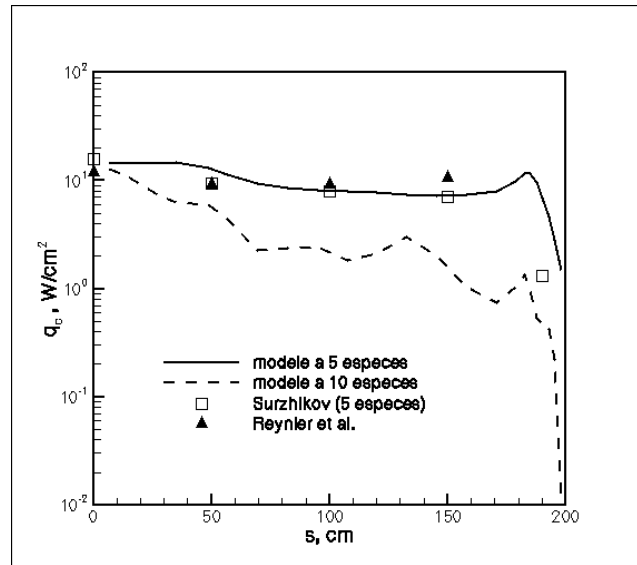


Figure 6: Densité de flux convectif à la paroi de la partie frontale de la capsule. Comparaison entre le modèle à 5 espèces (ligne continue) et le modèle à 10 espèces (ligne discontinue), et avec les résultats de S. Surzhikov et ceux de Ph. Reynier et al. [1]

sonde et d'estimer les densités de flux de chaleur convectifs en paroi. Les résultats ici obtenus ont montré l'influence du modèle de cinétique chimique sur l'évolution des espèces chimiques dans la couche de choc et le long de la paroi, ainsi que sur la densité de flux convectif pariétal. Le module permettant de calculer le transport du rayonnement dans tout l'écoulement et sur la paroi du véhicule spatial est en cours de développement ; les résultats de prédiction des flux radiatifs seront présentés lors du congrès. La validation de nos résultats sur les transferts radiatifs est prévue par comparaison avec des résultats de calcul obtenus par d'autres contributeurs à ce cas d'épreuve et avec des résultats d'expériences actuellement en cours.

Remerciements. Tous les calculs ici présentés ont été réalisés grâce aux ressources informatiques de l'IDRIS.

References

- [1] Charbonnier J.-M. and Omaly P., Proceedings of the International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry - Part II, Porquerolles, France, Sept 30 - Oct 1, 2004. ESA SP-583, pp. 153-172,
- [2] Omaly P. and Rouzaud O., Proceedings of the Second International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry, Rome, Italie, Sept 6-8, 2006. ESA SP-629, sur CD.
- [3] Park C., Howe J.T., Jaffe R.L., Candler G.V., 1994, J. of Thermophysics and Heat Transfer 8(1), pp. 9-23.
- [4] Sanders R., Morano E., Druguet M.-C., 1998, J. of Computational Physics 145(2), pp. 511-537.
- [5] Druguet M.-C., Candler G.V., Nompelis I., 2006, AIAA Paper 2006-3419.
- [6] Hartung L.C., 1991, Ph.D. Thesis, North Carolina State University, USA.
- [7] Rond C., 2006, Thèse de Doctorat, Université de Provence, France.