



This is an author-deposited version published in: <http://oatao.univ-toulouse.fr/>
Eprints ID: 4960

To cite this document : LLACER-RAVINET Domingo, REULET Philippe, GRESSIER Jérémie, MILLAN Pierre. Simulation des transferts de chaleur à l'impact de jets supersoniques chauds sous-détendus. In: *Congrès Français de Thermique 2007*, 29 mai - 01 juin 2007, Iles des Embiez, France. (Unpublished)

Any correspondence concerning this service should be sent to the repository administrator: staff-oatao@inp-toulouse.fr

Simulation des transferts de chaleur à l'impact de jets supersoniques chauds sous-détendus.

Domingo LLACER RAVINET¹, Philippe REULET, Jérémie GRESSIER, Pierre MILLAN

¹ONERA Toulouse / DMAE - C2A
2, Avenue Édouard Belin - 31055 Toulouse cedex 4
Auteur correspondant : Domingo.Llacer_Ravinet@onera.fr

Résumé - Cette étude a pour but de simuler les échanges thermiques sur une paroi plane impactée par un jet supersonique chaud sous-détendu. Divers modèles de turbulence et schémas numériques sont testés sur des configurations de jet libre et impactant afin de surmonter la combinaison de difficultés liées à ce type de simulation. Les résultats sont confrontés aux relations empiriques établies dans la littérature. Le profil de Nusselt sur la paroi, obtenu expérimentalement par le biais de la "méthode inverse", permettra de valider finement les simulations lors de la phase finale de cette étude.

Nomenclature

k énergie cinétique turbulente, $m^2.s^{-2}$
 ϵ taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente, $m^2.s^{-3}$

1. Introduction

L'objectif de cette étude est d'évaluer par simulation numérique les transferts thermiques lors de l'impact d'un jet chaud supersonique sous-détendu sur une plaque plane. La première partie de cette étude traite de l'aspect dynamique du jet. Différentes variantes du modèle de turbulence k - ϵ sont testées sur la plateforme de calcul CEDRE de l'ONERA. Afin de surmonter les difficultés d'ordre numérique, une étude sur les schémas décentrés a été réalisée. La confrontation des résultats numériques avec les relations empiriques issues de la littérature permettra de valider la dynamique et la structure du jet.

2. Description de l'écoulement en configuration jet impactant

Dans le cas d'un jet supersonique impactant sur une paroi plane, on peut décomposer la structure du jet en trois zones distinctes :

- La zone de jet libre
- La zone d'impact
- La zone d'écoulement pariétal

Selon la distance séparant la section d'ajutage de l'impact du jet Z_{NP} , il est possible de différencier plusieurs cas. Si l'impact a lieu à une distance Z_{NP} suffisamment importante pour que le jet soit redevenu subsonique, alors l'écoulement au niveau de l'impact et de la paroi présentera une structure semblable à celle rencontrée dans le cas d'un jet subsonique impactant. Dans le cas où la distance Z_{NP} est faible, la déflexion des lignes de courant à vitesse supersonique près de la paroi induit la formation d'un choc dit « en plateau ». Celui-ci s'étend sur la largeur du noyau supersonique du jet. Le faisceau de détente qui naît de l'interaction de ce choc avec la frontière du jet se réfléchit successivement entre la paroi impactée et la frontière libre du jet dans la zone de jet de paroi. Ainsi, l'allure du profil de pression sur la paroi impactée est fondamentalement modifiée par rapport à celle qui est observable dans le cas subsonique.

La Figure 1 présente la forme de la structure pseudo-stationnaire d'un jet fortement sous-détendu dans le cas d'un impact normal. Dans le cas où la distance Z_{NP} reste modérée, le disque de Mach (DM) interagit avec le choc en plateau (CP) pour former une structure centrale de choc double, à laquelle se rattache un « choc en queue » oblique (CQ). Au niveau du point triple on distingue une ligne de glissement (G) qui sépare l'écoulement subsonique de l'écoulement supersonique. Si la distance Z_{NP} est plus importante, le choc en plateau (CP) se positionne en aval du disque de Mach (DM), la première structure de choc restant insensible à la zone d'impact.

En fonction des valeurs du rapport de la pression statique à l'ajutage et la pression statique ambiante NPR (Nozzle Pressure Ratio) et de la distance Z_{NP} , la ligne de glissement (G) pourra interagir de façon plus ou moins importante avec la couche limite qui se développe au niveau de la paroi. Si la zone d'impact sur la paroi de cette ligne de glissement (G) n'est pas trop éloignée de l'axe et que la différence de pression totale de part et d'autre de (G) est supérieure à une certaine valeur critique, un décollement de la couche limite en paroi pourrait amorcer la formation d'une bulle de recirculation. Les conditions d'apparition d'une telle bulle de recirculation ne semblent pas encore très claires, comme le montrent les études de J.A. Ladd et al. [1], et de G.T. Kalghatgi et B.L. Hunt [2]. La différence de pression totale dans l'écoulement central subsonique et la couche de cisaillement supersonique semble cependant être le phénomène déclencheur comme le montrent les études de V. Sabel'nikov et al. [3], sur la stabilisation de la zone de combustion en écoulement supersonique par zone de recirculation libre générée par interaction de chocs.

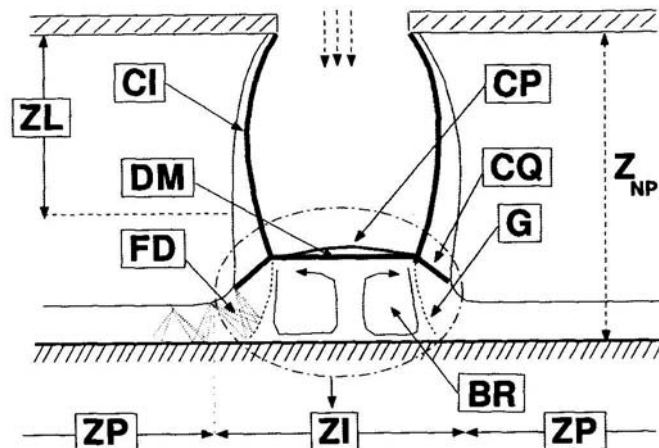


Figure 1 : Schéma de la structure d'un jet fortement sous-détendu lors d'un l'impact normal en sur une paroi plane. CI : choc incident, DM : disque de Mach, CP : choc plateau, CQ : choc de queue, G : ligne de glissement, FD : faisceau de détente, ZL : zone de jet libre, ZI : zone d'impact, ZP : zone de jet de paroi, BR : bulle de recirculation, Z_{NP} : distance entre la section d'ajutage et la paroi.

La présence d'une bulle de recirculation peut considérablement modifier le profil classique de pression de surface. On observe sur la Figure 2 ci-dessous que le niveau de pression dans la partie axiale est nettement plus bas que celui que l'on obtiendrait en absence de bulle de recirculation. Le fluide en aval du disque se déplaçant près de l'axe est alors nettement freiné par le flux radial dû à la bulle de recirculation.

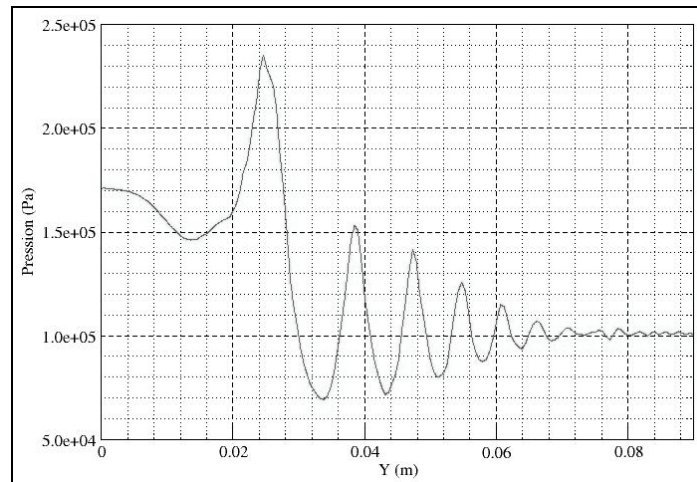


Figure 2 : Profil de pression sur la paroi impactée

3. Modélisation et outils numériques

3.1. Difficultés numériques

Lors du choix de la méthode d'évaluation des flux numériques, la difficulté est de trouver le schéma numérique qui donne un bon équilibre entre robustesse et précision. D'une part, la robustesse est nécessaire pour faire face aux phénomènes non linéaires de grande intensité, tels que les ondes de choc et les détonations intenses ; d'autre part, une précision importante est nécessaire pour le calcul d'écoulements visqueux, en particulier dans les zones de cisaillement, les zones de décollement et pour les couches limites, très sensibles à la dissipation numérique.

L'étude bibliographique montre la nécessité de l'utilisation de schémas de type décentrés. Les travaux réalisés par J. Gressier [4] sur la robustesse et la précision de tels schémas dans le cas d'écoulements compressibles, donnent une bonne indication sur les particularités de chaque schéma. Une autre étude réalisée dans le cadre de l'insertion de fonctionnalités hypersoniques dans la plateforme de calcul CEDRE [5] permet de mettre en avant deux schémas : celui de Roe et celui de van Leer. Le schéma de Roe est capable de retrouver les bonnes caractéristiques des couches limites mais est limité avec l'apparition de phénomènes non-linéaires intenses. Le schéma de van Leer s'avère moins sensible à ce type de difficultés dans notre cas d'étude.

3.2. Modélisation de la turbulence

Le choix du modèle de turbulence a été fait en accord avec les diverses études relevées dans la littérature et avec la disponibilité actuelle sur le code de calcul utilisé. Les études les plus abouties sur la simulation du jet supersonique sous-détendu sont sans doute celles de G. Lehnasch [6] pour la configuration jet libre, J.A. Ladd et al. [1] et Mani et al. [7] pour la configuration jet impactant.

Le modèle retenu pour réaliser la première phase de simulation est un modèle $k-\epsilon$ « Haut Reynolds » avec correction pour l'axisymétrie. Une correction pour la réalisabilité sera également testée ultérieurement. La correction pour l'axisymétrie donne une meilleure estimation du niveau d'énergie cinétique turbulente produit dans la couche de mélange et diminue de façon importante la production excessive de turbulence à l'impact par rapport au modèle dépourvu de cette correction.

Le modèle qui permettra d'avoir les meilleurs résultats, en particulier au niveau de la paroi impactée, sera le modèle « Bas Reynolds ». L'utilisation de l'option « ASM » (Algebraic Stress Model) devrait nous permettre d'améliorer les simulations, cette option ayant pour effet de relier par une relation algébrique les flux turbulents aux gradients de l'écoulement moyen. L'anisotropie de la turbulence au niveau de la paroi ne sera cependant toujours pas prise en compte avec ces corrections.

3.3. Résultats de la simulation

Les résultats obtenus sur cette simulation avec le modèle de turbulence k-ε « Haut Reynolds » sont très satisfaisants du point de vue prédiction de la structure du jet. La position et le diamètre du disque de Mach sont en très bon accord avec les corrélations empiriques [8] [9].

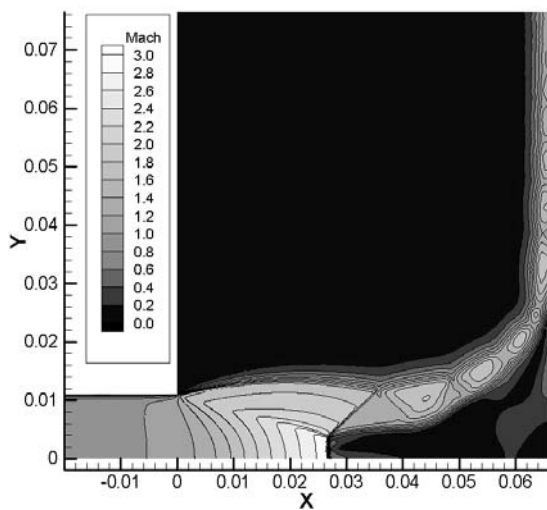


Figure 3 : Champ du nombre de Mach

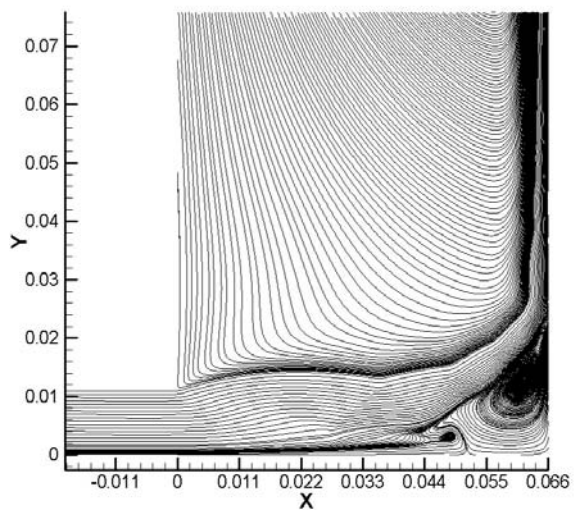


Figure 4 : Lignes de courant – Mise en évidence de la bulle de recirculation

4. Etude expérimentale

La Vélocimétrie Laser à effet Doppler (LDV) permettra l'obtention de profils de vitesses sur diverses coupes, en particulier au niveau de la sortie et au niveau du jet de paroi. La méthode « Background Oriented Schlieren » (BOS) permettra de remonter au champ de masse volumique à travers la mesure des variations de l'indice de réfraction du milieu gazeux. Le champ de pression sur la plaque impactée sera mesuré par Peinture Sensible à la Pression (PSP). En ce qui concerne l'évaluation des transferts de chaleur, le profil de Nusselt sur la paroi sera mesuré par la « méthode inverse » (cf. § 4.2).

4.1. Description du banc

Les essais sont réalisés sur le site ONERA/DMAE à Toulouse, sur l'installation dite « banc aérothermique ». Ce banc utilise un réseau 80 bars, et fournit un débit réglé sur une plage de 0,15 à 3 kg.s⁻¹. Un réchauffeur électrique de 570 kW est capable de réguler la température en sortie jusqu'à une valeur de 400°C, sous une pression maximale de 10 bars. Pour un débit inférieur à 0,55 kg.s⁻¹, le banc peut fonctionner en continu, le compresseur 80 bars maintenant la pression d'alimentation. Les tuyauteries sont isolées en aval du réchauffeur en vue de minimiser les pertes thermiques. Un second réchauffeur électrique installé au niveau de la chambre de tranquillisation (Figure 5) permet de compenser les pertes en ligne.

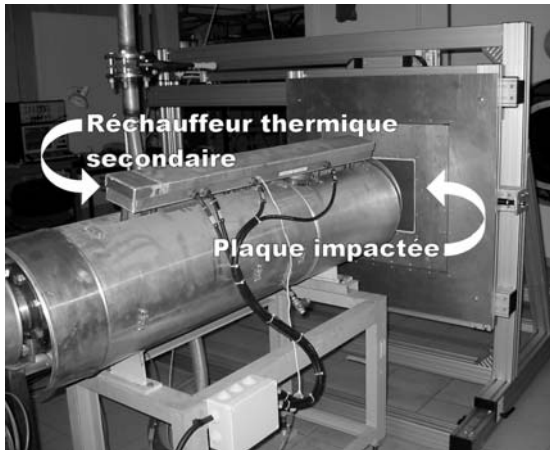


Figure 5 : Banc aérothermique en configuration impact de jet.

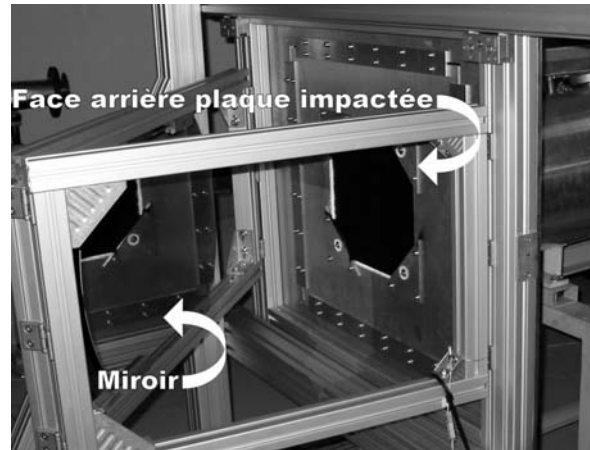


Figure 6 : Cadre mobile constitué d'un support miroir et d'un support plaque.

Ce montage permet de jouer sur plusieurs paramètres lors des essais, tels que le diamètre de sortie du convergent, la distance buse-paroi, l'inclinaison de la paroi d'impact, etc.

4.2. Identification des transferts de chaleur par « méthode inverse »

Pour la caractérisation des transferts de chaleur convectifs sur la plaque, les mesures de température par thermographie infrarouge ont été effectuées sur la face arrière (cf. Figure 6). Pour déterminer le transfert thermique entre le jet et la plaque, il faut pouvoir remonter au flux et à la température côté impact. Ceci fait appel à une technique de calcul spécifique appelée *méthode inverse* (cf. Northershauser [10]).

Sur les premières mesures réalisées sur une configuration de jet sonique impactant, l'effet de la variation du rapport entre la distance à la paroi et le diamètre de sortie de la buse sur le profil de Nusselt a été étudié. Pour des rapports H/D assez faibles, le confinement du jet joue un rôle important sur les transferts de chaleur convectifs. C'est le cas de la configuration $H/D=2$, où l'allure du profil de Nusselt est profondément modifiée (Figure 7).

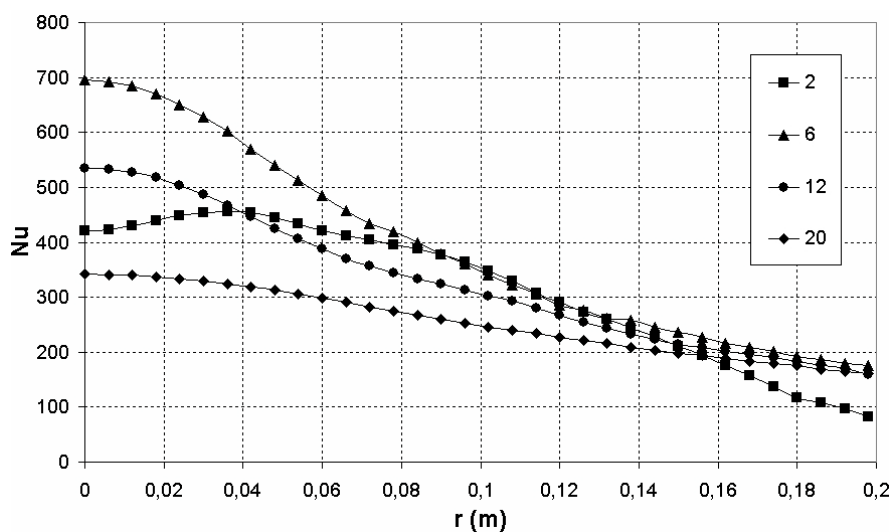


Figure 7 : Profils radiaux de Nusselt sur la paroi en fonction du rapport H/D

Cet effet de confinement sera encore plus marqué dans le cas de la configuration jet supersonique impactant, avec notamment l'apparition de la bulle de recirculation.

5. Conclusion

Cette première phase de l'étude a permis de montrer la faisabilité de la simulation avec les outils disponibles sur la version actuelle du code CEDRE de l'ONERA. Le modèle de turbulence k- ϵ combiné au schéma numérique décentré de van Leer a permis de surmonter un certain nombre de difficultés aussi bien au niveau de la modélisation qu'au niveau numérique. Les résultats obtenus dans la zone de jet libre sont en très bon accord avec les relations empiriques établies dans la littérature. L'utilisation prochaine de modèles k- ϵ de type « Bas Reynolds » combinés à un raffinement du maillage au niveau de la paroi impactée, des couches de cisaillement et du disque de Mach, permettra d'obtenir un champ aérothermique plus précis sur l'ensemble de la configuration. L'étape finale du calcul sera la réalisation d'une simulation d'impact de jet chaud sur une plaque plane adiabatique puis isotherme, afin de remonter au profil de Nusselt sur la plaque et le comparer au profil obtenu expérimentalement. La comparaison avec les données expérimentales obtenues par LDV, BOS et PSP, permettra de vérifier la précision de la simulation et des modèles utilisés.

Références

- [1] J.A. Ladd, W.W. Bower et F.S. Alvi, *Experimental and computational investigation of supersonic impinging jets*, AIAA Journal (2002), 40(4): 509-609.
- [2] J.T. Kalghatgi et B.L. Hunt, *The occurrence of stagnation bubbles in supersonic jet impingement flows*, Aeronautical Quarterly (1976), 27: 169-185.
- [3] V. Sabel'nikov, L.F. Figueira da Silva et B. Deshaies, *The stabilization of supersonic combustion by a free recirculating bubble: a numerical study*, AIAA Journal (1997), 35(11): 1782-1784.
- [4] J. Gressier, *Robustesse et précision des schémas décentrés pour les écoulements compressibles*, Thèse de doctorat de l'Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace (Toulouse, 1999).
- [5] J. Hylkema, O. Rouzaud, F. Thivet, B. Courbet, D. Dutoya, *Transfert de fonctionnalités hypersoniques à la plate-forme CEDRE – Phase 1*, Rapport Technique RT 2/09663 DMAE (2005), 29-39.
- [6] G. Lehnasch, *Contribution à l'étude numérique des jets supersoniques sous-détendus*, Thèse de doctorat de ENSMA et de la Faculté des Sciences Fondamentales et Appliquées (2005).
- [7] M. Mani, J.A. Ladd and W.W. Bower, *An assessment of rotation and curvature correction for one- and two-equation turbulence models for compressible impinging jet flows*, AIAA Fluids 2000 and Exhibit (Denver, Colorado, 2000).
- [8] H. Ashkenas et F.S. Sherman, *The structure and utilization of supersonic free jets in low density wind tunnel*, *Advances in Applied Mechanics – Rarefied Gas Dynamics* (New York, 1966), 84-105.
- [9] A.V. Antsupov, *Properties of underexpanded and overexpanded supersonic gas jets*, *Soviet Physics and Technical Physics* (1974), 19(2): 234-238.
- [10] D. Northershauser, *Résolution de problèmes inverses tridimensionnels instationnaires de conduction de chaleur*, Thèse de doctorat de l'Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace (Toulouse, 2000).