

Transferts de chaleur à l'impact d'un jet supersonique chaud sous-détendu

Domingo LLACER RAVINET¹, Emmanuel LAROCHE, Philippe REULET, 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. Deux modèles de turbulence de type "bas nombre de Reynolds" sont confrontés sur une configuration de jet impactant. Les résultats dynamiques, i.e. le champ de nombre de Mach ainsi que le profil de pression sur la paroi, servent dans un premier temps à confronter les simulations. Les résultats sont comparés avec les relations empiriques établies dans la littérature. Le champ de Nusselt sur la face impactée est obtenu par thermographie infrarouge sur la face arrière de la plaque à l'aide de la méthode inverse de conduction de la chaleur.

Nomenclature

r	rayon, m	C_p	coefficient de pression sur la paroi
d	diamètre de sortie du jet, m	NPR	Nozzle Pressure Ratio
h	distance entre le plan d'ajutage et la plaque impactée, m	T_{jet}	température totale du jet, °C
		Nu	nombre de Nusselt

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 des résultats dynamiques issus de la simulation. Deux modèles de turbulence de type « bas nombre de Reynolds » sont utilisés : un modèle k- ϵ modifié et le modèle k- ω SST de Menter. Les calculs sont réalisés sur le code de calcul multiphysique d'écoulement en énergétique CEDRE développé par l'ONERA. La thermographie infrarouge sur la face arrière de la plaque impactée permet de remonter au champ de Nusselt en face impactée à travers la méthode inverse de conduction de la chaleur. Cette première base de données expérimentale permet de réaliser une comparaison avec les données numériques.

2. Modélisation et outils numériques

La difficulté consiste à trouver le bon compromis entre précision des résultats et robustesse de la simulation. D'une part le modèle de turbulence devra être choisi de façon à décrire avec précision les phénomènes mis en jeu ; d'autre part, il faudra porter une attention particulière au schéma numérique employé, celui-ci pouvant dégrader considérablement la précision des résultats ou la stabilité du calcul numérique.

2.1. Modélisation de la turbulence

Suite à une première étude consistant à simuler l'impact d'un jet supersonique sur une plaque plane à l'aide d'un modèle k- ϵ de type « haut Reynolds » [1], il a été possible de simuler avec précision la zone libre de l'écoulement en amont de la zone d'impact. Il s'agit à présent, à l'aide de modèles de turbulence dit « bas Reynolds », de modéliser avec précision l'écoulement pariétal. Le bon comportement de ce type de modèles dans cette zone est primordial pour espérer remonter au flux de chaleur et au profil de Nusselt. Le choix des

modèles de turbulence s'est fait de façon à simuler finement les divers phénomènes complexes mis en jeu dans cette configuration.

Les études les plus abouties sur la simulation du jet supersonique sous-détendu sont sans doute celles de G. Lehnasch [2] pour la configuration jet libre, J.A. Ladd et al. [3] et Mani et al. [4] pour la configuration jet impactant. La première étude traite exclusivement de la simulation du jet libre très fortement sous détendu à l'aide d'un modèle k- ϵ incorporant plusieurs modifications liées à la prise en compte des effets compressibilité et à une meilleure modélisation de certains termes. Les études de J.A. Ladd et al., et de Mani et al. portent quant à elles sur la simulation de l'impact du jet sous-détendu à l'aide du modèle de Spalart Almaras incluant ou pas une correction pour les effets de courbure, et du modèle k- ω SST de Menter. Ces dernières études portent sur les aspects dynamiques d'un jet sous-détendu à température ambiante, l'étude des échanges thermiques sur la paroi n'est donc pas considérée.

Le choix des modèles de turbulence pour cette étude s'est porté vers deux modèles de type « bas Reynolds » :

- un modèle k- ϵ incorporant un certain nombre de modifications pour modéliser la turbulence pariétale
- le modèle k- ω SST de Menter [5][6]

2.2. Schémas de discrétisation des flux Euler et intégration en temps

Lors de l'étude précédente [1] les schémas décentrés avaient été retenus en se basant sur les diverses études numériques réalisés et d'après l'étude réalisée par J. Gressier [7]. Le schéma de van Leer avait été choisi dans le but de faire face aux phénomènes non linéaires intenses tels que les fortes détentes et les ondes de choc. Cependant, ce type de schéma numérique a l'inconvénient d'être fortement dissipatif. Les couches limites et couches de cisaillement sont fortement affectées par cette dissipation numérique. L'utilisation de schémas plus précis, tels que le schéma de Roe et le schéma AUSM, s'avère nécessaire.

3. Résultats des simulations

Les premiers résultats numériques montrent une bonne prévision de la structure du jet à l'aide des deux modèles de turbulence retenus. Sur la figure représentant le champ du nombre de Mach (Figure 1), la position ainsi que le diamètre du disque de Mach sont quasiment identiques dans les deux cas (Figure 1). Les valeurs relevées concernant ces deux paramètres sont en léger décalage avec les corrélations relevées dans la littérature [8][9], ce problème est probablement lié à un défaut de raffinement dans cette zone de l'écoulement. Sur la simulation du jet impactant à 300K, la structure en aval du disque de Mach semble s'écarter de l'axe de façon plus importante avec le modèle k- ω SST. Le nombre de cellules de choc dans le jet pariétal est aussi plus important avec ce modèle (Figure 1).

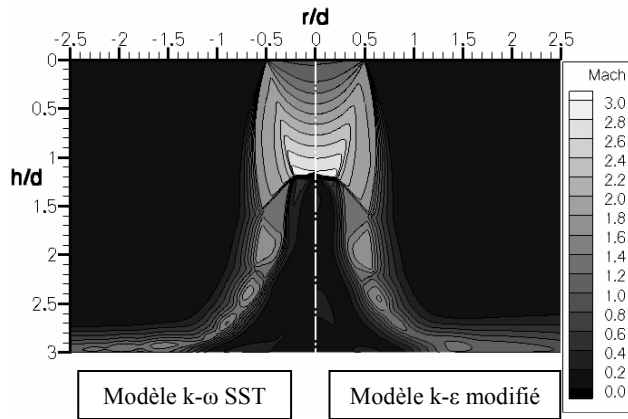


Figure 1 : Champ du nombre de Mach ($NPR=2.6$, $h/d=3$, $T_{jet}=300K$)

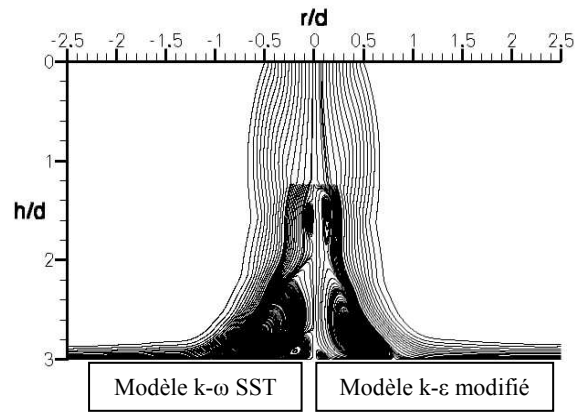


Figure 2 : Lignes de courant

Le tracé des lignes de courant (Figure 2), permet de mettre en évidence les zones de recirculation. L'intensité et l'amplitude de ces zones ont une influence directe sur le coefficient de pression relevé au niveau de la paroi impactée (Figure 3).

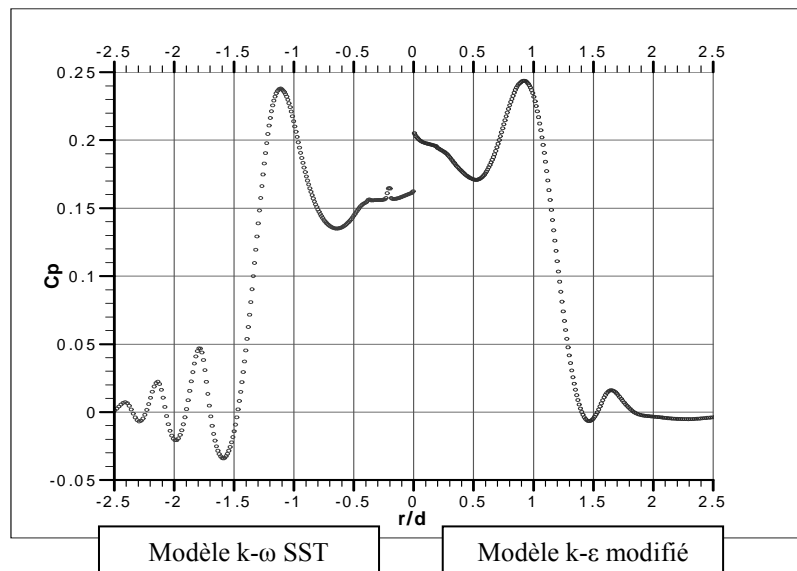


Figure 3 : Profil du coefficient de pression sur la paroi impactée ($NPR=2.6$, $h/d=3$, $T_{jet}=300K$)

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 nettement freiné par le flux radial dû à la bulle de recirculation. L'amplitude du pic de coefficient de pression maximale est quasiment équivalente sur les deux simulations, la position radiale de ce pic est cependant plus éloignée de l'axe avec le modèle $k-\omega$ SST. Ce modèle prévoit aussi des pics secondaires plus intenses que ne prévoit le modèle $k-\epsilon$ modifié.

La simulation du jet chaud impactant à 423K avec le modèle $k-\omega$ SST montre la forte influence de la température sur le niveau et la position des pics du coefficient de pression sur la paroi. La position radiale r/d du premier pic passe de 1.15 pour le jet à 300K à 0.75 pour le jet à 423K, tandis que l'amplitude du coefficient de pression passe de 0.24 à 0.32 respectivement (Figure 4).

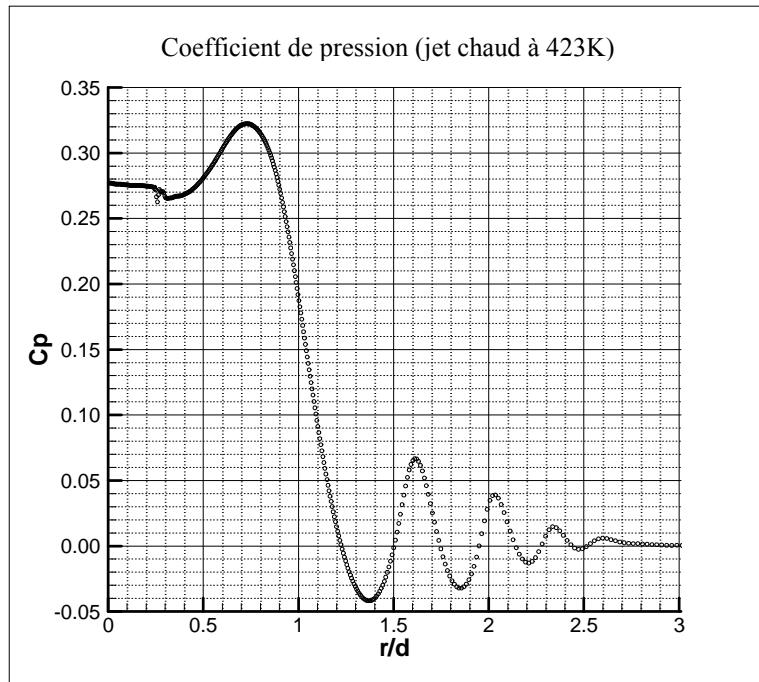
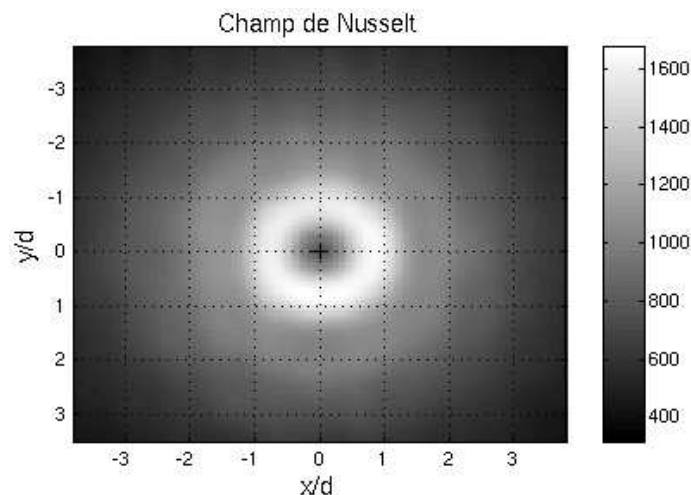


Figure 4 : Coefficient de pression sur la paroi impactée ($NPR=2.6$, $h/d=3$, $T_{jet}=423K$)

4. Mesures par thermographie infrarouge

Afin de caractériser les transferts de chaleur convectifs sur la plaque, des mesures de température par thermographie infrarouge ont été effectuées sur la face arrière (cf. D. Llacer Ravinet [1]). Pour déterminer le transfert thermique entre le jet et la plaque, il faut remonter au flux et à la température côté impact. Ceci est possible au moyen d'une technique de calcul spécifique appelée méthode inverse (cf. D. Northershauser [10]).

Deux configurations d'impact sont retenues dans cette étude. Seul le niveau de sous-détente (NPR) varie, la distance d'impact à la paroi h/d est fixée à 3 diamètres et la température du jet est fixée à 423K. Alors que pour un NPR de 2.08 on obtient un profil de Nusselt classique en forme de cloche, celui que l'on obtient dans le cas $NPR=2.6$ est profondément modifié au niveau de la partie centrale. Dans ce cas la morphologie du jet que nous avons décrite précédemment (Figure 1), particulière à la distance d'impact et au niveau de sous-détente, fait apparaître une diminution importante du Nusselt au centre.



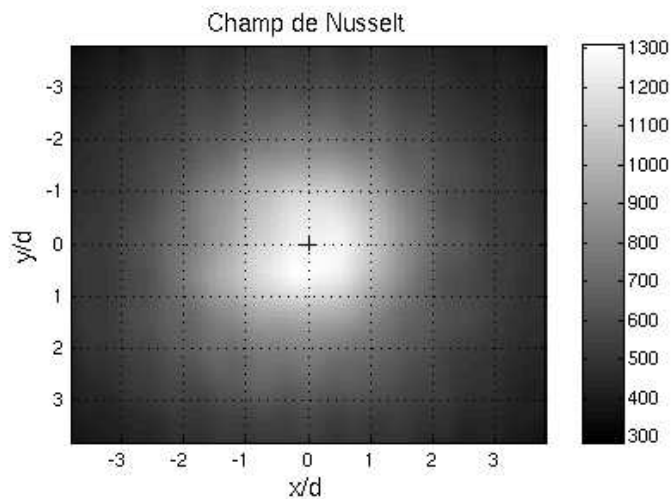


Figure 5 : Champs de Nusselt sur la paroi impactée $h/d=3$ et $T_{jet}=423K$ (en haut $NPR=2.6$, en bas $NPR=2.08$)

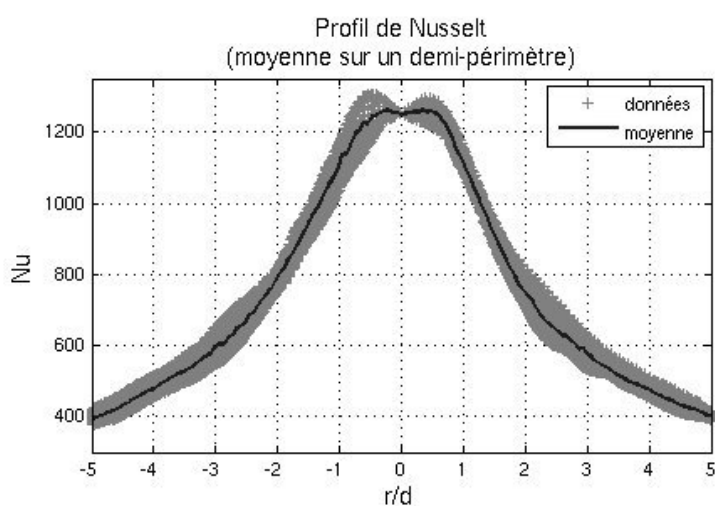
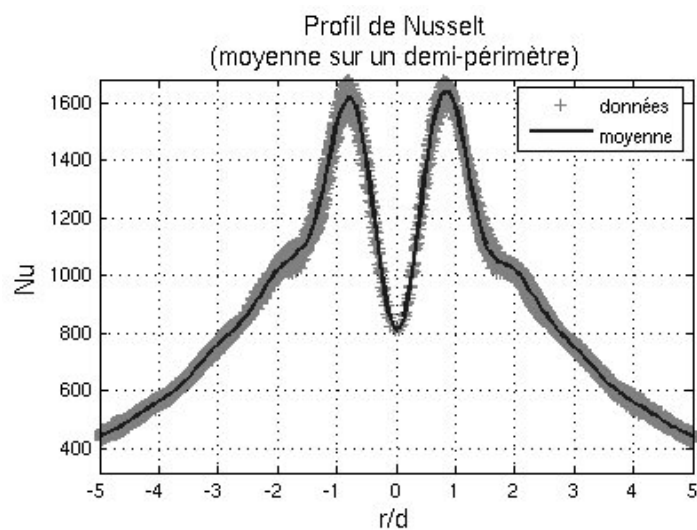


Figure 6 : Profils moyennés de Nusselt sur la paroi impactée $h/d=3$ et $T_{jet}=423K$ (en haut $NPR=2.6$, en bas $NPR=2.08$)

La valeur centrale du Nusselt dans la configuration NPR=2.6 ne correspond plus au maximum du Nusselt comme nous l'observons sur le cas NPR=2.08, mais à près de la moitié de la valeur maximale. Le maximum du Nusselt forme un anneau de rayon équivalent au diamètre de sortie du jet, morphologie que l'on retrouve sur le profil du coefficient de pression sur la paroi lors des simulations. On remarque l'apparition d'un plateau à un rayon compris entre 1.5 et 2 diamètres sur la plaque, le Nusselt dans cette région est compris entre 1000 et 1100. La position de ce plateau correspond également au second et troisième pic de coefficient de pression relevé sur la paroi lors des simulations du jet chaud impactant (Figures 5 et 6).

5. Conclusions et perspectives

Cette première phase de simulations avec les modèles de turbulence de type « bas nombre de Reynolds » $k-\omega$ SST et $k-\varepsilon$ modifié est satisfaisante tant au niveau de la prédiction de la structure du jet qu'au niveau du coefficient de pression relevé au niveau de la paroi impactée. En ce qui concerne la partie expérimentale, les profils et champs de Nusselt obtenus par thermographie infrarouge au moyen de la méthode inverse ont permis de réaliser une première confrontation avec les résultats numériques, la prochaine étape est la simulation de la partie aérothermique qui permettra une confrontation directe des profils de Nusselt sur la paroi. Dans la partie simulation, plusieurs améliorations sont envisagées notamment au niveau du traitement de la condition limite en sortie et au niveau du raffinement du maillage. Les mesures de vélocimétrie laser par effet Doppler (LDV) et les mesures de pression sur la paroi impactée par peinture sensible à la pression (PSP) permettront de valider l'aspect dynamique.

Références

- [1] D. Llacer Ravinet, P. Reulet, J. Gressier, P. Millan, *Simulation des transferts de chaleur à l'impact de jets supersoniques chauds sous-détendus*, Société Française de Thermique (Juin, 2007)
- [2] 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).
- [3] 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.
- [4] 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).
- [5] F. R. Menter, *Zonal two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows*, AIAA Paper (1993), 93-2906.
- [6] F. R. Menter, *Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications*, AIAA Journal (1994), vol. 32: 269-289.
- [7] J. Gressier, *Robustesse et précision des schémas décentrés pour les écoulements compressibles*, Thèse de doctorat de l'École Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace (Toulouse, 1999).
- [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'École Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace (Toulouse, 2000).