



HAL
open science

Simulation numérique d'une zone d'injection pariétale pour une chambre de combustion de turbomachine.

Brice Michel, Pierre Gajan, Alain Strzelecki, Azeddine Kourta, Henri Boisson

► To cite this version:

Brice Michel, Pierre Gajan, Alain Strzelecki, Azeddine Kourta, Henri Boisson. Simulation numérique d'une zone d'injection pariétale pour une chambre de combustion de turbomachine.. CFM 2007 - 18ème Congrès Français de Mécanique, Aug 2007, Grenoble, France. hal-03361605

HAL Id: hal-03361605

<https://hal.science/hal-03361605>

Submitted on 1 Oct 2021

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

Simulation numérique d'une zone d'injection pariétale pour une chambre de combustion de turbomachine.

Brice MICHEL*, Pierre GAJAN*, Alain STRZELECKI*, Azeddine KOURTA**, Henri BOISSON**

*ONERA/DMAE, 2 av. Édouard Belin, 31055 Toulouse, France.

**IMFT/EMT2, av. du Prof. Camille Soula, 31400 Toulouse, France.

Brice.michel@oncert.fr

Résumé

Pour refroidir les gaz de combustion et les parois des moteurs aéronautiques et prolonger la durée de vie des éléments soumis aux fortes contraintes thermiques, la multiperforation, qui consiste en une injection de gaz froids au travers d'une multitude d'orifices de petit diamètre, est une technique particulièrement performante. Une étude numérique est ici réalisée pour valider la géométrie d'un banc d'essai dédié à l'étude à grande échelle des parois multipercées. Les résultats montrent que l'on a une bonne représentation de l'écoulement présent au sein d'une chambre de combustion. On constate que les premières rangées de jets provoquent une zone d'interaction très forte. Puis, après quelques rangées, un film inhomogène se forme en paroi. On décèle une zone où l'évolution du film rangée après rangée est faible.

Abstract

In order to cool combustion gases and liners of aeronautic engines and increase the lifetime of the parts exposed to high temperatures, effusion cooling, consisting in injecting cold air through a great number of small diameter holes, is a very efficient method. In this paper, a computational study is carried out to validate the geometry of an experimental setup devoted to high scale multiperforated plate investigations. Results show a typical behaviour. There is a very strong interaction between the first rows of holes and the main flow. A few rows downstream, jets gather and create a non-homogeneous film in the vicinity of the wall. An area is detected where the evolution of the film row after row is weak.

Mots-clefs :

Multiperforation ; Refroidissement par film ; Simulation numérique

1 Introduction

Le refroidissement des gaz de combustion et des parois dans les moteurs aéronautiques est devenu un problème crucial ces dernières décennies. En effet, afin de réduire les émissions polluantes les injecteurs actuellement développés travaillent en régime pauvre, ce qui limite l'air disponible pour le refroidissement. La préoccupation des concepteurs est donc de prolonger la durée de vie des éléments du moteur (parois de la chambre, aubes des turbines). Parmi les techniques utilisées, la multi-perforation consiste en une injection de gaz froids au travers d'une multitude d'orifices de petit diamètre (inférieur au millimètre) inclinés par rapport à la paroi. L'étude de Rouvreau (2001) a établi la liste des paramètres influents dans une telle configuration. Elle montre que l'écoulement pariétal crée, au bout de quelques rangées, un film d'air refroidisseur qui reste plaqué au voisinage de la paroi. Elle a également montré la présence de petites échelles turbulentes au sein du film. Le film pariétal a également été étudié par Miron (2005) qui propose un découpage en trois parties : une zone « d'attaque », une zone « multiperforée principale » et une zone « de recouvrement ». Les premières rangées de jets, où l'interaction avec l'écoulement principal est très forte constituent la zone d'attaque. Ensuite,

dans la deuxième zone, le film est formé et une couche limite spécifique se développe. Enfin, le film est advecté en aval des perforations et continu de protéger la paroi sur la zone de recouvrement. Dans les deux études précédemment citées, les orifices d'injection sont inclinés d'un angle de pénétration α par rapport à la paroi. Cet angle assure aux jets une trajectoire proche de la paroi et donc une protection supérieure à celle obtenue par des jets verticaux, qui favorisent plutôt un mélange rapide avec l'écoulement principal chaud (Eriksen et Goldstein, 1974). Dans le but d'améliorer la répartition latérale de l'air de refroidissement, les perforations ont été orientées d'un angle β par rapport à la direction de l'écoulement principal, ce qui donne aux jets une composante transverse de vitesse. Zhang et Collins (1993) ont observé, grâce à une simulation numérique d'un seul jet débouchant dans un canal, que le coefficient de frottement pariétal augmente de manière significative lorsque β passe de 0 à 45°. Le refroidissement s'en trouve amélioré. Au-delà de 45°, ils ne notent que peu de changement. De plus, Ligrani *et al* (1994) ont étudié l'effet de la composante transverse sur deux rangées de trous en quinconce. Ils mettent en évidence l'apparition d'un phénomène de coalescence entre jets amonts et avals sur deux configurations à composante transverse ($\beta=50^\circ$ et $\beta=90^\circ$). Cette coalescence améliore localement la protection de la paroi en créant un jet de taille importante. Il s'en suit une efficacité qui présente une périodicité de grande amplitude sur le sens transverse, mais qui est meilleure en moyenne que l'injection axiale. Enfin, Mayle et Camarata (1993) ont mené des mesures d'efficacité sur une plaque multiperçée d'orifices dotés d'un angle β de 45°. Ils montrent que l'efficacité est hautement non uniforme et retrouvent ainsi le fait que les jets gardent leur intégrité.

Le développement de nouvelles chambres faisant largement appel aux techniques de simulation numérique, la prise en compte des conditions d'injection particulières aux plaques multiperçées est nécessaire. Toutefois la taille des orifices ne permet pas de résoudre les calculs RANS à l'échelle des jets et il est nécessaire de modéliser l'interaction jets/écoulement principal par l'intermédiaire de lois de paroi spécifiques faisant intervenir les caractéristiques géométriques de la plaque et les débits injectés. TURBOMECA soutient dans le cadre d'INCA (INitiative en Combustion Avancée) un projet de recherche qui a pour objectif de mettre en place une méthodologie de calcul permettant de prendre en compte cette injection pariétale. Dans ce projet, on cherche à déduire ces lois de calculs instationnaires en proximité de paroi résolue en espace et l'étude est limitée à la dynamique de l'écoulement.

Une configuration à grande échelle a été élaborée dans le but d'effectuer des mesures LDA et PIV qui permettront d'analyser la physique et de fournir une référence lors du calcul URANS de cette même configuration. Un soin particulier est porté au respect des conditions d'écoulement présentes dans les moteurs (espacement et orientation des trous, rapport des flux de quantité de mouvement, évolution du débit, nombre de Reynolds de l'écoulement principal).

Dans une première étape, des calculs RANS en incompressible ont été entrepris sur la maquette complète afin de valider sa géométrie. Le comportement général de l'écoulement est présenté et l'établissement du film est observé.

2 Description de la configuration

2.1 Géométrie

La géométrie du cas de calcul (Figure 1) représente une zone d'injection pariétale de turbomachine. Étant donné que nous nous intéressons l'interaction entre les jets et l'écoulement principal et que les orifices sont de très petite dimension devant la courbure de la chambre de combustion, cette dernière est négligée. La zone d'injection consiste donc en une plaque plane, ce qui facilitera les futures mesures optiques. Mise à part cette simplification, le motif de perçage (Figure 2) est une homothétie de la configuration réalisée sur certaines chambres de moteurs où les orifices ont une orientation composée d'un angle α et d'un angle β

respectivement de 30 et 90 degrés. L'écoulement secondaire alimente les jets qui pénètrent dans la veine principale.

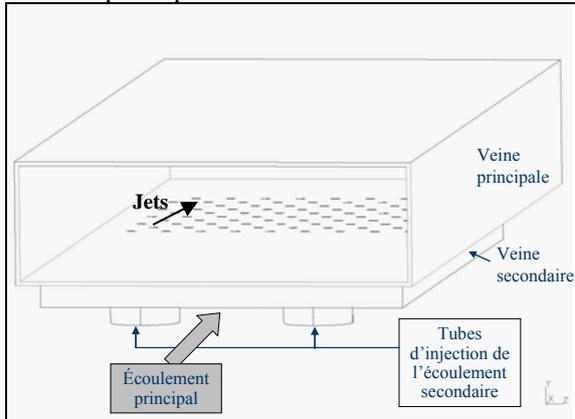


FIGURE 1 : BANC D'ESSAIS

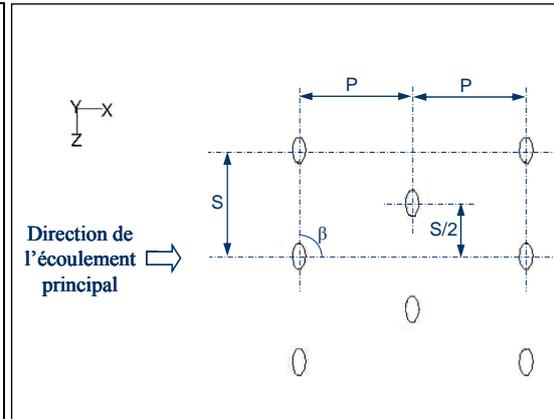


FIGURE 2 : MOTIF DE PERÇAGE

Parmi les paramètres aérodynamiques de similitude qui sont conservés pour le dimensionnement de ce cas de calcul, citons tout d'abord le nombre de Reynolds de l'écoulement principal. Bien que Rouvreau ait montré que ce paramètre est peu influent, il permet de fixer la vitesse de l'écoulement principal. Ensuite le rapport des flux de quantité de mouvement qui s'écrit :

$$\frac{\rho_{jet} V_{jet}^2}{\rho_0 V_0^2}$$

est un paramètre unanimement reconnu comme prépondérant. Il quantifie le rapport d'énergie cinétique entre les jets et l'écoulement principal (indice 0). Dans notre configuration ce rapport est fixé à 78 et il est utilisé pour déterminer la vitesse des jets. Ce fort taux d'injection correspond aux conditions rencontrées dans les chambres de combustion des turbines à gaz. Enfin, la section de la veine principale est ajustée pour que le rapport du débit des jets sur le débit de l'écoulement principal corresponde à ce que l'on trouve dans les chambres de combustion réelles.

2.2 Paramètres du calcul

Le banc d'essais ainsi dimensionné est entièrement maillé. Les trous de multiperçage sont dotés de 700 mailles chacun et y^+ est inférieur à 15 sur les parois. La paroi multiperforée a ensuite été maillée et projetée sur des plans horizontaux successifs. Ces plans de projection ont un espacement progressif de raison 1,08 en proximité de la paroi multiperçée où y^+ est inférieur à 70. La même méthode de projection est employée pour la veine inférieure et les deux tubes d'injection sont également maillés. Au total, le maillage est construit grâce à 1 200 000 hexaèdres non réguliers.

Pour réaliser les calculs Navier-Stokes, le code Fluent est utilisé. Puisque les vitesses mises en jeu dans cette configuration sont faibles, un calcul incompressible est réalisé. L'écoulement au niveau des premières mailles est calculé à l'aide de lois parois, conséquence directe du fait que le y^+ est compris entre 15 et 70. Enfin, un modèle de turbulence de type « Réalisable k-ε » est employé. Par rapport à la formulation classique du modèle kε, la formulation Réalisable (Shih *et al.*, 1995) ajoute certaines contraintes mathématiques sur les tensions de Reynolds pour assurer le respect de la physique des écoulements turbulents. Il faut en effet que les tensions normales $\overline{u_i^2}$ soient bien des quantités positives, ce qui peut ne pas être

le cas en présence de très forts gradients de vitesse moyenne. Il faut également respecter l'inégalité de Schwarz : $\overline{u_i u_j} \leq \overline{u_i^2} \overline{u_j^2}$. Ces relations constituent une condition nécessaire minimale pour éviter qu'un modèle de turbulence aboutisse à des résultats non physiques. Le calcul est ainsi mené jusqu'à convergence. Puis un raffinement du maillage est effectué en utilisant un critère de gradient de vitesse. Le calcul est poursuivi avec cette adaptation, mais les différences observées sont minimes.

3 Résultats

L'étude des résultats a pour objectif de permettre de savoir si la géométrie envisagée génère un écoulement représentatif des configurations d'injection par multiperforation. De plus, nous nous intéressons à l'établissement de l'écoulement. Nous cherchons à savoir si une zone de régime établi est présente au sein de l'écoulement afin de cibler un nombre restreint mais représentatif de jets, lors des travaux futurs : mesures optiques et calculs fins instationnaires.

3.1 Comportement général de l'écoulement

Les vitesses axiales présentées sur la Figure 3 montrent un comportement très différent entre les deux sections considérées : au niveau de la première rangée, les zones de sous-vitesse correspondent aux jets qui bloquent l'avancée de l'écoulement principal. Celui-ci contourne ces jets dans les zones de survitesse. En résumé, l'écoulement principal passe entre les jets, ce qui n'est pas le cas au niveau de la dernière rangée de jets où l'écoulement principal passe au-dessus d'un film qui s'est formé en paroi. Les zones « d'attaque » et « multiperforée principale » décrites par Miron sont donc retrouvées.

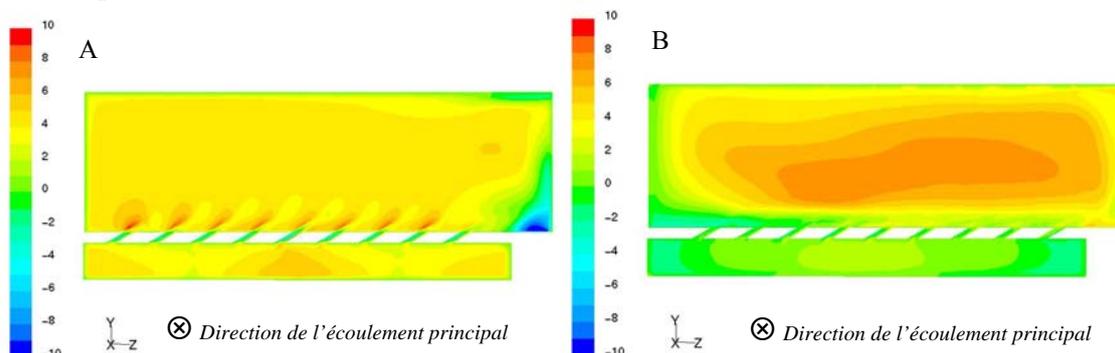


FIGURE 3 : CHAMP DE VITESSE AXIALE U_x : A) PREMIERE RANGEE, B) DERNIERE RANGEE.

On note dans la première section de perforations la présence d'une recirculation consécutive à l'impact des jets sur la paroi. Mais, si le jet le plus proche de cette paroi est perturbé, les jets centraux, sur lesquels nous concentrerons nos mesures, ne le sont pas. De plus, dans la dernière section de perforations l'impact en paroi ne génère pratiquement pas de perturbations.

Notre configuration présente la particularité d'avoir une injection transverse assurée par l'angle β des perforations. Celle-ci génère un mouvement de giration de l'ensemble de la veine principale comme en témoignent les lignes de courant de la figure 4.

Ce mouvement giratoire se retrouve sur les iso-contours de vitesse transverse de la Figure 5 donnés pour la section de la rangée centrale de perforations. Une fois la zone d'attaque passée, on observe un film en paroi très périodique où les jets de la rangée centrale provoquent des zones de survitesse. On observe également des zones de survitesse d'intensité légèrement plus faible provoquées par les jets de la rangée longitudinale voisine, qui sont décalés puisque les perçages sont en quinconce.

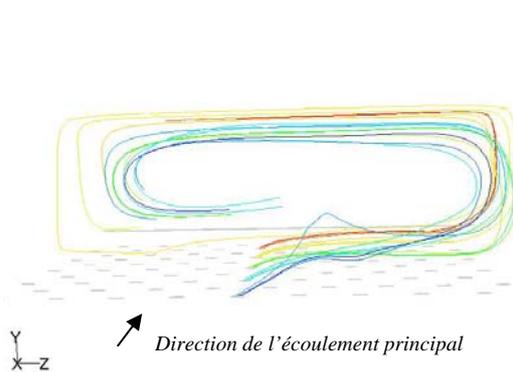


FIGURE 4 : LIGNES DE COURANT

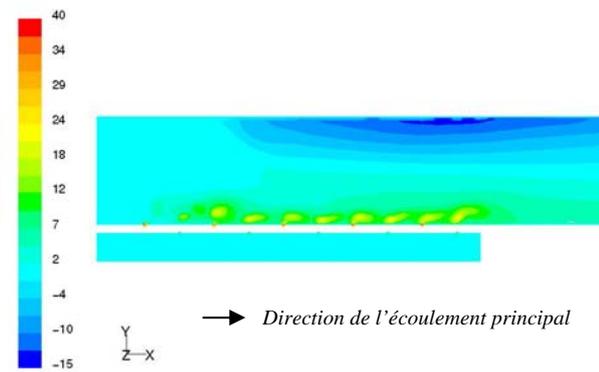


FIGURE 5 : CHAMP DE VITESSE TRANSVERSE U_z

3.2 Établissement de l'écoulement

Dans le but de quantifier l'évolution de l'écoulement de la veine principale, le nombre de Swirl est calculé en différentes sections. Ce nombre sans dimension est le résultat du rapport entre le flux de quantité de mouvement axial et le flux de quantité de mouvement giratoire et s'écrit :

$$NS = \frac{\int_s \rho r V_\theta V_x dS}{H \int_s \rho V_x^2 dS}$$

Pour obtenir le flux de quantité de mouvement giratoire, le centre de la veine principale (Figure 8) est utilisé pour calculer des coordonnées polaires et en déduire la vitesse orthoradiale V_θ . La Figure 6 montre que le mouvement de giration s'amplifie de façon logarithmique tout au long de la plaque multipercée. Un régime établi n'est donc pas atteint au niveau des dernières rangées.

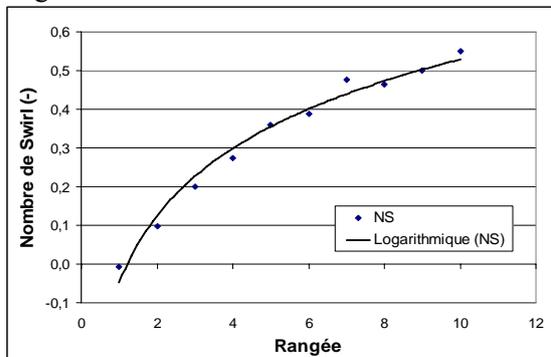


FIGURE 6 : NOMBRE DE SWIRL

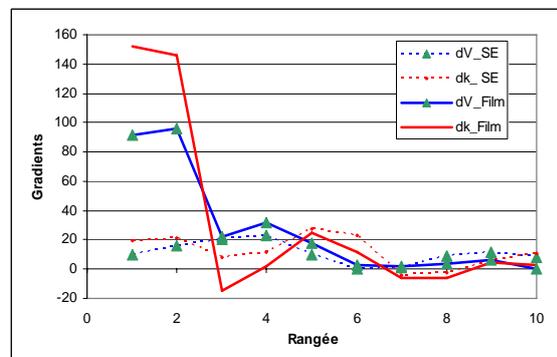


FIGURE 7 : GRADIENTS DE V ET K

Pour compléter l'analyse de l'évolution de l'écoulement, les gradients entre la rangée n et la rangée $n-2p$ (voir Figure 2) du module de la vitesse et de l'énergie cinétique turbulente sont tracés sur la Figure 7. Les gradients obtenus en chaque point sont moyennés sur deux surfaces différentes : la section entière de la veine principale (tracés SE) ou bien une section de taille réduite (tracés Film). La hauteur de cette section réduite est choisie pour n'englober que le film pariétal et vaut un huitième de la hauteur totale. Un cinquième de la largeur totale est supprimée sur la droite (z positifs) pour éliminer les effets de bord. Deux cinquièmes sont supprimés sur la gauche (z négatifs) pour éliminer la zone d'établissement transverse (voir Figure 8).

Les gradients concernant la section entière du canal montrent une évolution au niveau des dernières rangées comparable à celle des premières rangées. En revanche, les tracés Film

montrent une forte réduction des gradients entre les premières et les dernières rangées. A partir de la rangée 7, l'évolution est faible. Le motif constitué des 4 dernières rangées transverses interceptant les rangées longitudinales 4 à 8 constituent donc la zone d'étude à privilégier.

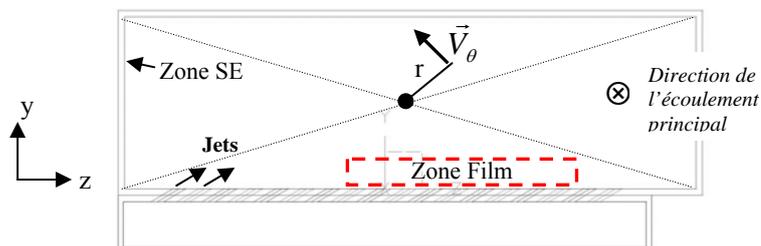


FIGURE 8 : SECTION DE LA MAQUETTE ET ZONES D'INTÉRÊTS

4 Conclusions

Un calcul complet d'une maquette dédiée à l'étude à grande échelle d'une zone d'injection pariétale est entrepris. Ce calcul constitue une pré-étude visant à valider la géométrie envisagée pour la maquette. Pour cela, un modèle de turbulence Réalisable $k-\epsilon$ est utilisé et les calculs sont menés avec le code Fluent. Les résultats montrent que l'écoulement obtenu est représentatif d'une zone de dilution pariétale de turbomachine : après quelques rangées un film d'air se forme en paroi. De plus, une zone d'étude privilégiée, où les gradients sont les plus faibles, est identifiée. Enfin, l'établissement de la giration de l'écoulement principal est observé. Ces calculs seront comparés à des mesures de vitesse LDA et PIV.

Remerciements :

Ces travaux s'intègrent dans le programme EGISTHE (Études Générales Innovantes Sur les Turbines Hautement Économiques) financé par la Délégation Générale pour l'Armement.

Références

- ERIKSEN V.L., GOLDSTEIN R.J., 1974 Heat transfer and film cooling following injection through inclined circular tubes, *ASME J. Heat Transfer*, May, pp 239-245.
- LIGRANI P.M., 1994 Film-Cooling From Holes With Compound Angle Orientations : Part 1 – Results Downstream of Two Staggered Rows of Holes With 3d Spanwise Spacing. *Journal of Heat Transfer* ; vol 116, 341-352.
- MAYLE R.E., CAMARATA F.J., 1975 Multihole Cooling Film Effectiveness and Heat Transfer. *Transactions of the ASME* ; 534-538.
- MIRON P., 2005 Étude expérimentale des lois de parois et du film de refroidissement produit par une zone multiperforée sur une paroi plane. Application au refroidissement des chambres de combustion des moteurs aéronautiques. *Thèse de l'Université de Pau et des Pays de l'Adour*.
- MIRON P., C. BERAT, V. SABELNIKOV, 2004 Effect of blowing rate on the film cooling coverage on a multi-holed plate: application on combustor walls. *Journal of Heat Transfer*.
- ROUVREAU S., 2001 Étude expérimentale de la structure moyenne et instantanée d'un film produit par une zone multiperforée sur une paroi plane. Application au refroidissement des chambres de combustion des moteurs aéronautiques. *Thèse de l'Université de Poitiers*.
- SHIH T.-H., LIOU W. W., SHABBIR A., and ZHU J. 1995 A New $k-\epsilon$ Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows - Model Development and Validation. *Computers Fluids*, 24(3):227-238.
- ZHANG X., COLLINS M.W., 1993 Flow and heat transfer in a turbulent boundary layer through skewed and pitched jets, *AIAA J.* 31,