

Caractérisation expérimentale des coefficients de frottement et de transfert de chaleur sur une plaque plane avec rugosités simulant le givre.

Philippe REULET^{1*}, David DONJAT¹, Francis MICHELI¹, Bertrand AUPOIX¹

¹Onera The French Aerospace Lab
F-31055 Toulouse - FRANCE

* (auteur correspondant : philippe.reulet@onera.fr)

Résumé – La bonne prévision du dépôt de givre sur les surfaces d'un aéronef et de la dégradation des performances aérodynamiques par la simulation numérique nécessite une estimation correcte du coefficient de frottement pariétal ainsi que du coefficient d'échange thermique. Or ces paramètres sont fortement influencés par la présence du givre et en particulier par sa rugosité de surface. Il est donc nécessaire d'apporter des modifications aux modèles de turbulence utilisés dans les simulations RANS afin de prendre en compte les effets de la rugosité de surface aussi bien du point de vue dynamique que thermique. Les corrections développées se basent principalement sur des données de validation expérimentales. C'est pourquoi une campagne d'essais est menée dans une configuration de plaque plane présentant différents types de rugosités, soumise à un écoulement turbulent. La maquette, placée en milieu de veine dans une soufflerie Eiffel, inclut trois inserts identiques fabriqués en résine par moulage afin de créer les motifs de rugosités prédéterminés. L'insert le plus aval est chauffé sur sa face arrière pour mettre en œuvre une méthode d'identification du coefficient d'échange thermique, basée sur la mesure de température de la face soumise à l'écoulement, par thermographie infrarouge, lors d'un transitoire thermique. Le coefficient de frottement est déterminé à partir des profils de vitesse acquis par vélocimétrie laser Doppler, en se basant sur le maximum de la contrainte de Reynolds - $\langle u'v' \rangle$, dans la zone de proche paroi de la couche limite. Une maquette de référence plaque plane lisse et trois types de rugosités sont testés : une répartition régulière d'hémisphères de même diamètre disposées en quinconce, une répartition aléatoire d'hémisphères de diamètres aléatoires (génération suivant une procédure mise au point par l'Université Baylor), une rugosité générée à partir de la numérisation 3D d'une aile givrée en soufflerie (essai réalisé par la NASA). La première phase de la campagne expérimentale a consisté à valider les méthodologies de mesure par rapport aux résultats de simulations de référence dans le cas de la plaque plane lisse. Ensuite les essais ont été menés sur les 3 maquettes avec rugosités, pour un écoulement à gradient de pression nul. Dans les conditions des essais de la maquette n°2 (hémisphères périodiques), les résultats montrent une augmentation du frottement d'un facteur 2 par rapport à la configuration lisse alors que les transferts de chaleur moyens sont accrus dans un rapport 1,8. Ce résultat confirme que l'analogie de Reynolds n'est pas valide en présence de rugosités, ce qui pose des difficultés aux méthodes de simulations.

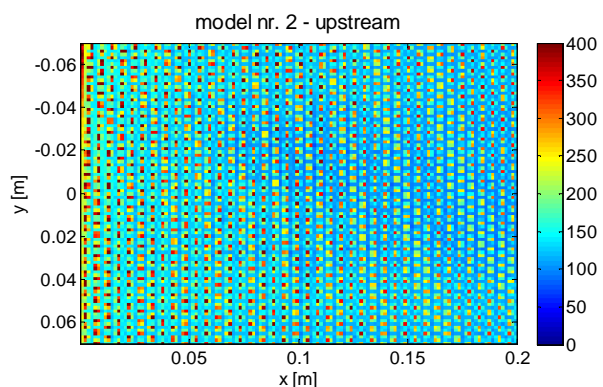


Figure 1 : Maquette n°2 – cartographie de coefficient d'échange thermique

Nomenclature

C_f	coefficient de frottement	<i>Symboles grecs</i>	
h	coefficient d'échange, $W/m^2/K$	φ	densité de flux de chaleur, W/m^2
k_s	hauteur de grain de sable équivalent, m	θ	ép. de quantité de mouvement, m
Re	nombre de Reynolds		
T	température, K	<i>Indices et exposants</i>	
t	temps, s	cv	convectif
U	vitesse suivant x , m/s	e	fluide hors couche limite
$\langle u'v' \rangle$	tension de Reynolds, m^2/s^2	i	face inférieure
x,y,z	coordonnées spatiales, m	s	surface

1. Introduction

La bonne prévision du dépôt de givre sur les surfaces d'un aéronef et de la dégradation des performances aérodynamiques par la simulation numérique nécessite une estimation correcte du coefficient de frottement pariétal ainsi que du coefficient d'échange thermique. Or ces paramètres sont fortement influencés par la présence du givre et en particulier par sa rugosité de surface. Il est donc nécessaire d'apporter des modifications aux modèles de turbulence utilisés dans les simulations RANS afin de prendre en compte les effets de la rugosité de surface aussi bien du point de vue dynamique que thermique. Les corrections développées se basent principalement sur des données expérimentales.

Ces travaux consistent en la conception et la réalisation d'une expérience de plaque plane chauffée, présentant différents types de rugosités de surface, soumise à un écoulement turbulent à température ambiante. La campagne d'essais doit permettre la caractérisation expérimentale du coefficient de frottement pariétal et du coefficient d'échange de chaleur pariétal.

Les moyens expérimentaux mis en œuvre lors des campagnes d'essais et les méthodologies de caractérisation aérodynamique et thermique sont présentés. En particulier la maquette qui a été conçue pour accueillir 4 types de surfaces lisse/rugueuses est décrite. Enfin les résultats des campagnes d'essais menées sur les 3 premières maquettes, soumises à un écoulement sans gradient de pression, sont détaillés.

2. Dispositif expérimental

2.1. Soufflerie

La soufflerie "S120" de l'Onera/DMAE (Figure 1), a été sélectionnée pour réaliser ces essais. C'est une soufflerie Eiffel présentant une section d'entrée de $1400 \times 1400 \text{ mm}^2$ servant de chambre de tranquillisation et munie de filtres et de nids d'abeille. Un convergent relie cette chambre à la veine d'essai de section $300 \times 400 \text{ mm}^2$ qui offre une longueur de 1500 mm . Une cavité placée en aval de la veine d'essai permet de positionner des filtres en feutre dense afin de créer une perte de charge supplémentaire et ainsi ajuster la vitesse de l'écoulement. La dépression en aval est générée par un ventilateur centrifuge entraîné par un moteur possédant deux régimes de fonctionnement. La pièce dans laquelle se trouve la soufflerie étant fermée, une ouverture dans le mur de la salle est la seule source d'air extérieur. Cette ouverture étant munie d'un réchauffeur couplé à un système d'asservissement, la température de l'écoulement est régulée.

La soufflerie a été modifiée pour l'adapter aux conditions des essais et aux contraintes imposées par la méthodologie de caractérisation du coefficient d'échange thermique : allongement de la veine d'essai pour intégrer une maquette de 2030 mm de long, installation

d'un système de fermeture en aval de la veine d'essai (identifié par "CONTROLE TRANSITOIRE" sur la photo) pour permettre la mise en œuvre d'un écoulement transitoire en vue de l'identification du coefficient d'échange thermique.

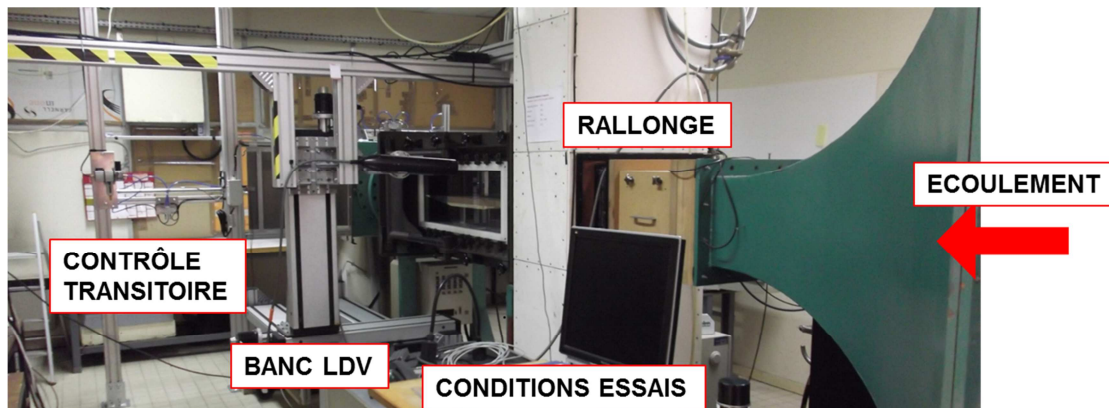


Figure 1 – Photo de la soufflerie S120 de l'Onera/DMAE dans la configuration des essais

2.2. Instrumentation

Les conditions d'essais sont enregistrées tout au long des essais par une chaîne d'acquisition dédiée. Cela permet de vérifier les conditions de l'écoulement amont (vitesse, température) et les conditions de chauffe de la maquette (température en face arrière de la paroi rugueuse).

Les moyens de caractérisation aérodynamique et thermique sont installés sur un même banc de déplacement (visible sur la Figure 1 – BANC LDV).

Les différentes mesures mises en œuvre sont :

- profils de vitesse réalisés par LDV (Laser Doppler Velocimetry) pour caractériser le champ de vitesse en proche paroi et évaluer le coefficient de frottement pariétal ;
- profils de température réalisés par fil froid pour caractériser le champ de température en proche paroi et comparer ces résultats aux simulations numériques ;
- température pariétale par thermographie infrarouge pour l'identification du coefficient d'échange de chaleur pariétal, à partir d'un modèle thermique de la paroi.

La méthodologie pour identifier le coefficient de frottement à partir des profils acquis par LDV est basée sur le profil de la contrainte de Reynolds comme montré par [1] :

$$C_f/2 = \max(-\langle u'v' \rangle)/U_e^2 \quad (1)$$

Cette équation permet d'identifier le coefficient de frottement pariétal avec une incertitude inférieure à 5%, sans avoir la contrainte d'explorer la sous-couche visqueuse de la couche limite, ce qui n'est pas envisageable sur paroi rugueuse.

La méthodologie d'identification du coefficient d'échange thermique est basée sur l'analyse d'un transitoire thermique. Initialement, la paroi est chauffée sans écoulement. L'écoulement est ensuite établi rapidement par l'ouverture d'un volet. A partir de cet instant, la température de surface est acquise par thermographie infrarouge pendant toute la durée du transitoire thermique. Ces données spatio-temporelles sont prises en compte comme conditions aux limites dans le modèle thermique de la paroi (Figure 2), de façon à calculer le flux de chaleur à l'interface fluide-solide. Enfin le coefficient d'échange instantané local est identifié par le rapport :

$$h_{cv}(x, y, t) = \frac{\varphi_{cv}(x, y, t)}{T_s(x, y, t) - T_e} \quad (2)$$

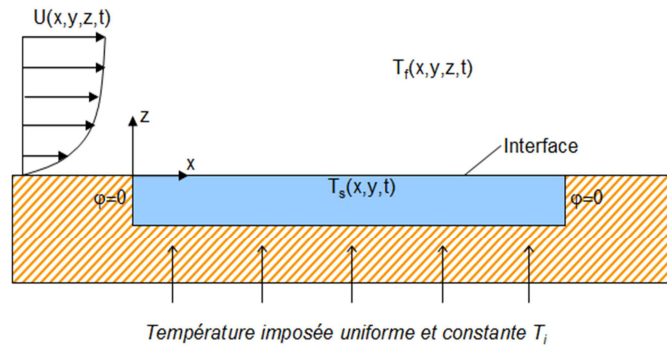


Figure 2 – Configuration thermique de la paroi pour l'identification du coefficient d'échange thermique

Le profil longitudinal du coefficient d'échange moyen $\bar{h}(x)$ est alors calculé comme la moyenne temporelle et spatiale (suivant l'envergure y) des résultats ainsi obtenus.

2.3. Conception des maquettes

Un porte-échantillon commun aux 4 maquettes a été construit (Figure 3). Il se compose d'un bord d'attaque et d'un bord de fuite métalliques indépendants. La zone centrale en bois est pourvue de 3 emplacements identiques pour insérer les parois à surface rugueuse de dimensions $360 \times 200 \text{ mm}^2$. L'insert le plus à l'aval est collé sur une plaque en cuivre de 10 mm d'épaisseur (équipée de thermocouples) dont la face arrière est chauffée par un panneau silicone incluant un circuit chauffant par effet Joule, associé à un régulateur de température de type PID. Une épaisseur d'isolant de type PIR (Polyisocyanurate) est placée en périphérie de cet ensemble afin de limiter les fuites thermiques vers le porte-échantillon.

Afin de générer un écoulement turbulent, le déclenchement de la couche limite est assuré par un fil de diamètre 1 mm placé à 180 mm du bord d'attaque.

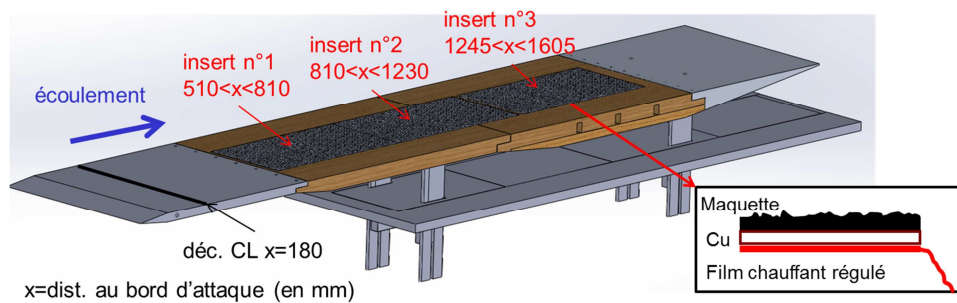


Figure 3 – Vue schématique du porte-échantillon / détail de l'insert chauffé

Les 3 inserts sont fabriqués par moulage d'une résine AXSON F19 chargée en particules d'aluminium pour obtenir une conductivité thermique suffisante (proche de $1,0 \text{ W/m/K}$). Un échantillon de cette résine a été caractérisé sur le banc BLADE de l'Onera/DMAE sur la gamme de température $10\text{-}70^\circ\text{C}$, pour connaître sa conductivité thermique et sa capacité calorifique.

Une maquette lisse de référence (maquette n°1) et trois maquettes rugueuses ont été conçues et fabriquées. Les trois types de rugosités de surface sont :

- maquette n°2 – rugosités "académiques" : hémisphères de diamètre 2.5 mm réparties en quinconce sur toute la surface. Cette forme de rugosité a été utilisée

dans les études réalisées au MSU [2][3]. Les dimensions des hémisphères sont définies pour obtenir une hauteur de grain de sable équivalent adimensionnée $k_s^+ = U_e k_s / \nu$ de l'ordre de 300.

- maquette n°3 – rugosités "givre réel" (Figure 4) : hémisphères de diamètres aléatoires suivant une distribution prédéfinie, réparties de façon aléatoire sur la surface. Cette configuration a été proposée par McClain (Université de Baylor) pour représenter une surface givrée par l'impact de gouttes issue du calcul par un simulateur lagrangien [4][5].
- maquette n°4 – rugosité "givre réel" (Figure 5) : le nuage de points définissant la surface est extrait du scan 3D d'un profil d'aile givré dans la soufflerie IRT de la NASA (essai ED1977 [6][7]). Le nuage de points est mis à l'échelle pour conserver un nombre de Reynolds identique à celui de l'essai réalisé par la NASA.

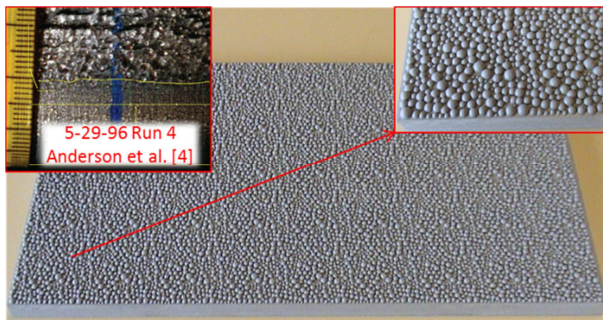


Figure 4 – Photo de la maquette n°3 / rugosités proposées par McClain

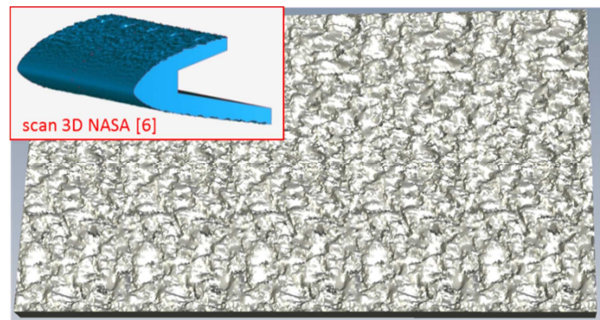


Figure 5 – CAO de la maquette n°4

3. Résultats de la campagne expérimentale

La campagne d'essais a été réalisée sur les maquettes n°1, 2 et 3, en configuration d'écoulement sans gradient de pression.

Sur chaque configuration, les caractérisations expérimentales détaillées au paragraphe 2.2 sont effectuées afin d'identifier le coefficient de frottement pariétal et le coefficient de transfert thermique, ainsi que d'obtenir une base de données aérothermique (vitesse et température) dans la couche limite pour la validation des modèles développés dans les codes de simulation numérique.

3.1. Maquette n°1 : surface lisse

La première phase des essais a consisté à valider les méthodologies de mesure par la caractérisation expérimentale aérodynamique et thermique de l'écoulement développé sur une plaque plane lisse. Les résultats obtenus sont comparés aux résultats de référence issus de simulations numériques par le code de couche limite CLICET [8].

Les conditions de l'essai sont : vitesse amont 28 m/s , température écoulement 16°C et température face arrière de l'insert chauffé 62°C . Le nombre de Reynolds basé sur l'épaisseur de quantité de mouvement varie de 5000 à 6000 sur la longueur de la zone de mesure (Figure 6). Les conditions réelles de l'essai sont prises en compte dans la simulation numérique CLICET.

Avant l'acquisition des profils de vitesse par LDV dans le plan médian de la maquette, des mesures préliminaires ont permis de définir les critères de convergence des grandeurs statistiques (population de 100000 particules) et de vérifier la bidimensionnalité de

l'écoulement moyen. Le post-traitement de ces profils a été réalisé suivant la méthode décrite précédemment afin d'évaluer le coefficient de frottement (Figure 7). Ces résultats expérimentaux sont en très bon accord avec les résultats fournis par la simulation numérique réalisée dans les mêmes conditions d'écoulement avec le logiciel CLICET, les écarts restent inférieurs à 6%.

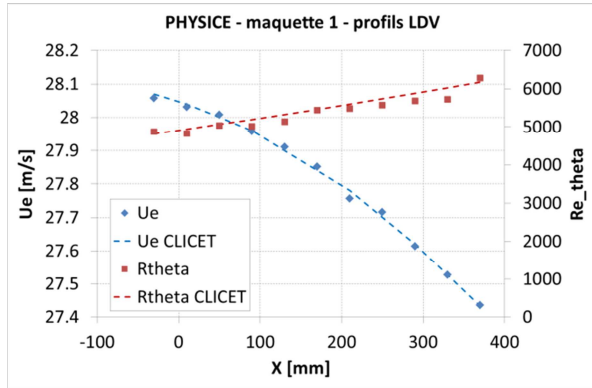


Figure 6 – Caractérisation aérodynamique de l'écoulement (maquette n°1)

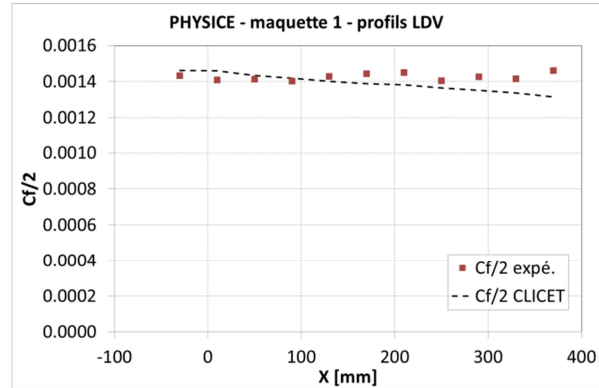


Figure 7 – Coefficient de frottement pariétal (maquette n°1)

La méthodologie de mesure pour l'identification du coefficient d'échange thermique a été mise en œuvre suivant le protocole détaillé au paragraphe 2.2. Le champ de mesure par thermographie infrarouge ne permet pas de couvrir l'ensemble de l'insert chauffé de longueur 360 mm, c'est pourquoi deux acquisitions en régime transitoire sont nécessaires. Le profil expérimental du coefficient d'échange est comparé aux résultats de la simulation numérique sur la Figure 8. Ces courbes montrent un très bon accord expérimental/numérique : les écarts sont compris dans l'incertitude de mesure (env. 5%). Elles permettent aussi de vérifier qu'il n'apparaît pas de biais dans la zone de recouvrement entre les 2 acquisitions par thermographie infrarouge (x compris entre 160 mm et 200 mm) et que les effets de bords sont restreints à une zone de quelques millimètres à l'aval.

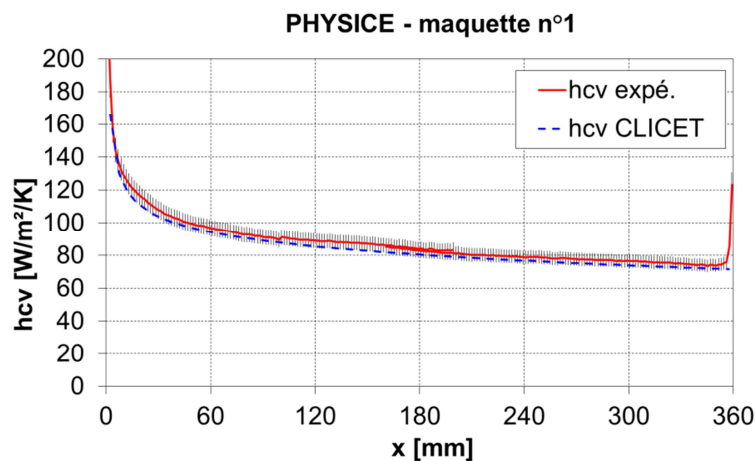


Figure 8 – Caractérisation du coefficient d'échange thermique (maquette n°1)

3.2. Maquettes n°2 & 3 : surfaces rugueuses

Les essais se sont poursuivis par la caractérisation aérothermique de l'écoulement développé sur les maquettes n°2 & 3. Les conditions des essais sont : vitesse amont 28 m/s, température écoulement 23°C et température face arrière de l'insert chauffé 62°C.

Avant l'acquisition des profils de vitesse aux positions définies précédemment pour la maquette n°1, il était nécessaire d'analyser finement la couche limite dans la région de proche paroi. En effet, compte tenu de la géométrie de la surface, l'évolution de la vitesse dépend de la position où le profil est acquis par rapport aux hémisphères. Ces essais préliminaires ont permis de déterminer la distance à la paroi au-delà de laquelle les profils de vitesse peuvent être considérés similaires : $z \geq 1.6 \text{ mm}$ pour la maquette n°2, $z \geq 2.0 \text{ mm}$ pour la maquette n°3.

Les rugosités de surface induisent un net épaissement de la couche limite, le nombre de Reynolds basé sur l'épaisseur de quantité de mouvement évolue de 7000 à 10000 sur la longueur de la zone de mesure (Figure 9). Le post-traitement des profils acquis montre une augmentation du coefficient de frottement dans un rapport d'environ 2,01 (maquette n°2) et 1,85 (maquette n°3) par rapport à la configuration lisse (Figure 10).

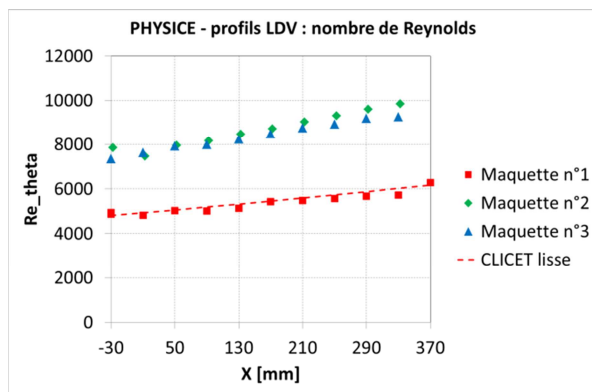


Figure 9 – Caractérisation aérodynamique de l'écoulement (maquettes n°1, 2 & 3)

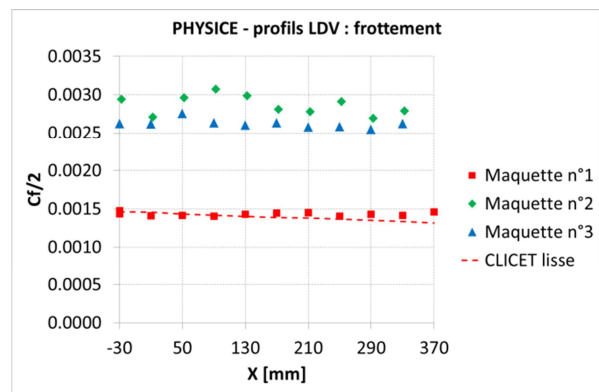


Figure 10 – Coefficient de frottement pariétal (maquettes n°1, 2 & 3)

Du point de vue des transferts de chaleur, la méthodologie d'identification du coefficient d'échange pariétal a été appliquée. Compte-tenu de la géométrie des surfaces, le profil de coefficient d'échange obtenu oscille fortement suivant la position de mesure par rapport aux positions des hémisphères. En effet les échanges apparents sont très fortement accrus sur les hémisphères alors qu'ils sont plus faibles sur la paroi entre les hémisphères. Les profils d'échange local doivent donc être lissés pour représenter un échange moyen local le long de la zone de mesure. Ces résultats sont tracés sur la Figure 11 et comparés à la configuration de référence plaque plane lisse ainsi qu'à la simulation numérique CLICET sur paroi lisse.

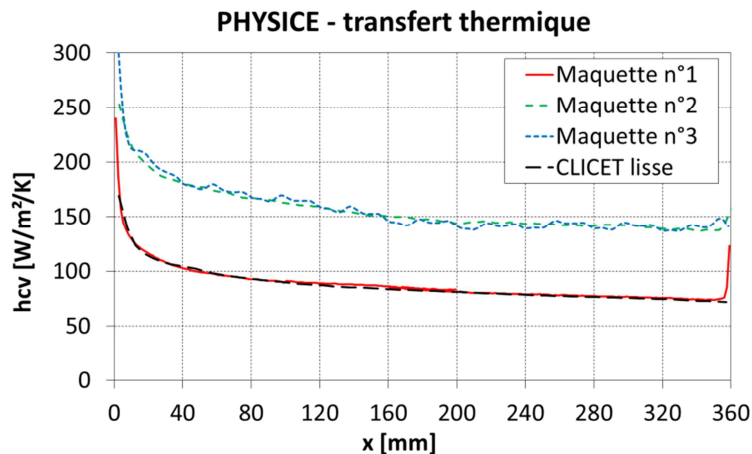


Figure 11 – Caractérisation du transfert thermique (maquettes n°1, 2 & 3)

Ces résultats montrent d'une part que l'augmentation du coefficient d'échange thermique est similaire pour les maquettes n°2 & 3 alors que le coefficient de frottement sur ces deux maquettes est différent. D'autre part l'augmentation du frottement, qui est principalement un effet de pression sur les faces amont des éléments rugueux et de dépression sur les faces arrière, est plus forte que l'augmentation du flux de chaleur qui est due à l'augmentation de la surface mouillée et à l'augmentation du brassage turbulent au voisinage de la surface. L'analogie de Reynolds n'est donc plus applicable en présence des surfaces rugueuses.

4. Conclusions et perspectives

Une expérience a été conçue et réalisée pour étudier les effets de la rugosité de surface sur le frottement pariétal et les échanges de chaleur. Les méthodologies expérimentales ont été validées sur une configuration de paroi lisse avant d'être appliquées à deux configurations de parois rugueuses. Les résultats obtenus montrent une nette augmentation du frottement et du coefficient d'échange thermique par rapport à la paroi lisse. Ces résultats montrent également que l'analogie de Reynolds n'est pas valide dans ces conditions.

Cette expérience sera poursuivie par l'étude d'une rugosité représentant un givre réel (maquette n°4) soumise à un écoulement sans gradient de pression, puis à un écoulement accéléré.

Références

- [1] P.M. Ligrani, R.J. Moffat., "Structure of Transitionally Rough and Fully Rough Turbulent Boundary Layers", *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 162, pp. 69-98, 1986.
- [2] M.H. Hosni, H.W. Coleman, R.P. Taylor, "Measurements and Calculation of Rough-Wall Heat Transfer in the Turbulent Boundary Layer", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 34, n°4/5, pp. 1067-1082, 1991.
- [3] M.H. Hosni, H.W. Coleman, J.W. Gardner, R.P. Taylor, "Roughness Element Shape Effects on Heat Transfer and Skin Friction in Rough-Wall Turbulent Boundary Layer", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 36, n°1, pp. 147-153, 1993.
- [4] D.N. Anderson, D.B. Hentschel, G.A. Ruff, "Measurement and Correlation of Ice Accretion Roughness", NASA CR-2003-211823, 1998.
- [5] L. Tecson, S.T. McClain, "Modeling of Realistic Ice Roughness Element Distributions to Characterize Convective Heat Transfer", AIAA 2013-3059, 5th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, 24-27 Juin 2013, San Diego, CA.
- [6] S. Lee, A.P. Broeren, R.E. Kreeger, M. Potapczuk, "Implementation and Validation of 3-D Ice Accretion Measurement Methodology", AIAA 2014-2613, 6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, 16-20 Juin 2014, Atlanta, GA.
- [7] A.P. Broeren, H.E. Addy, S. Lee, M.C. Monastero, "Validation of 3-D Ice Accretion Measurement Methodology for Experimental Aerodynamic Simulation", AIAA 2014-2614, 6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, 16-20 Juin 2014, Atlanta, GA.
- [8] B. Aupoix, "Couches Limites Bidimensionnelles Compressibles. Descriptif et mode d'emploi du code CLICET - Version 2010", Rapport Technique Onera RT-1/17015 DMAE, Oct. 2010.

Remerciements

Les auteurs tiennent à remercier S.T. McClain (Baylor University) pour la fourniture de la géométrie de la maquette n°3, et A.P. Broeren (NASA) pour la fourniture du scan 3D utilisé pour générer la maquette n°4.