

Master thesis and internship[BR]- Master's thesis : Infrared thermography and theoretical methods for hypersonic aerodynamic heating predictions[BR]- Integration internship

Auteur : Joisten, Sophie

Promoteur(s) : Terrapon, Vincent

Faculté : Faculté des Sciences appliquées

Diplôme : Master en ingénieur civil en aérospatiale, à finalité spécialisée en "aerospace engineering"

Année académique : 2020-2021

URI/URL : <http://hdl.handle.net/2268.2/11561>

Avertissement à l'attention des usagers :

Tous les documents placés en accès ouvert sur le site le site MatheO sont protégés par le droit d'auteur. Conformément aux principes énoncés par la "Budapest Open Access Initiative"(BOAI, 2002), l'utilisateur du site peut lire, télécharger, copier, transmettre, imprimer, chercher ou faire un lien vers le texte intégral de ces documents, les disséquer pour les indexer, s'en servir de données pour un logiciel, ou s'en servir à toute autre fin légale (ou prévue par la réglementation relative au droit d'auteur). Toute utilisation du document à des fins commerciales est strictement interdite.

Par ailleurs, l'utilisateur s'engage à respecter les droits moraux de l'auteur, principalement le droit à l'intégrité de l'oeuvre et le droit de paternité et ce dans toute utilisation que l'utilisateur entreprend. Ainsi, à titre d'exemple, lorsqu'il reproduira un document par extrait ou dans son intégralité, l'utilisateur citera de manière complète les sources telles que mentionnées ci-dessus. Toute utilisation non explicitement autorisée ci-avant (telle que par exemple, la modification du document ou son résumé) nécessite l'autorisation préalable et expresse des auteurs ou de leurs ayants droit.

Infrared thermography and theoretical methods for hypersonic aerodynamic heating predictions

Sophie Joisten

Supervisor: Dr. G. Grossir (VKI)

Promoter: Prof. V.E. Terrapon (ULiège)

Master in Aerospace Engineering - University of Liège

Academic year 2020-2021

ABSTRACT

Aerodynamic heating is one of the most critical problems encountered by vehicles flying at hypersonic speeds. Tools to predict these extreme wall heating rates with different levels of fidelity are required at each stage of the design process. This Master thesis presents a methodology for the prediction of heating rates over two-dimensional and axisymmetric geometries through theoretical correlations and experimental measurements, complemented with numerical simulations.

A literature review is conducted which uncovers useful and rapid approximate methods for the prediction of both stagnation-point and off-stagnation-point surface heat fluxes. The predictions rely on the integration of estimated boundary-layer edge properties along wall streamlines. These engineering formulations are gathered in a MATLAB code that yields results in good accordance with higher-fidelity data for the centerline heating. The approach can potentially be extended to more arbitrary three-dimensional configurations.

Numerical modeling is also handled for the two-dimensional perfect-gas Navier–Stokes calculations over a hemispherical cylinder and a blunt cone at Mach 6. The engineering predictions for the stagnation-point heating compare well with numerical results. Computed heat fluxes along the body surface serve as validation for the theoretical methods.

Emphasis is mostly placed on the preparation of an experimental setup for the application of infrared thermography as a powerful thermal sensor in short-duration facilities. A new high-resolution infrared camera carefully calibrated is employed for measurements in the H3 Mach 6 blow-down facility of the von Karman Institute for Fluid Dynamics. The heat-transfer rebuilding procedure based on one-dimensional conduction in a semi-infinite solid is presented and applied.

Measurements are then carried out on a 7.4° -half-angle cone model at zero angle of attack and different free-stream unit Reynolds numbers. The observed laminar heating rates increase with Reynolds number. The centerline heat-flux magnitudes are in good agreement with numerical and theoretical results, but the measured profiles follow a different trend along the body surface. A more complete experimental study is required to examine the potential practical causes for these mismatches. The present experimental approach is validated and can be used for future infrared heat-transfer studies in hypersonic facilities. Several recommendations are finally issued for further improvements of the experimental method.

Thermographie infrarouge et méthodes théoriques pour la prédiction de l'échauffement aérodynamique en régime hypersonique

Sophie Joisten

Superviseur: Dr. G. Grossir (VKI)

Promoteur: Prof. V.E. Terrapon (ULiège)

Master en Ingénierie Aérospatiale - Université de Liège

Année académique 2020-2021

RÉSUMÉ

L'échauffement aérodynamique est un des problèmes les plus critiques rencontrés par les véhicules volant à des vitesses hypersoniques. Des outils permettant de prédire ces extrêmes taux de transfert de chaleur à la paroi avec différents niveaux de fidélité sont nécessaires à chaque étape du processus de conception. Cette thèse de Master présente une méthodologie pour estimer les taux de transfert de chaleur sur des géométries bidimensionnelles et axisymétriques à l'aide de méthodes théoriques et de mesures expérimentales, le tout complété par des simulations numériques.

Une revue bibliographique est menée et permet de découvrir des méthodes approximatives utiles et rapides pour la prédiction des flux de chaleur au point de stagnation et le long de la surface du corps. Les prédictions reposent sur l'intégration des propriétés estimées en bordure de couche limite le long des lignes de courant à la paroi. Ces formulations théoriques simplifiées sont rassemblées et implémentées dans un code MATLAB qui fournit des résultats en accord avec des données haute fidélité pour l'échauffement le long de la ligne centrale. Ces méthodes pourront potentiellement être appliquées à des géométries arbitraires plus complexes.

Une modélisation numérique est également mise en place en vue d'effectuer des calculs Navier-Stokes bidimensionnels avec un modèle de gaz parfait sur un cylindre hémisphérique et un cône émoussé à Mach 6. Les prédictions théoriques pour le flux de chaleur au point de stagnation correspondent aux résultats numériques. Les flux de chaleur calculés numériquement le long de la surface du corps servent à valider les méthodes théoriques.

L'accent est mis sur la préparation d'un dispositif expérimental pour l'application de la thermographie infrarouge en tant que capteur thermique à exploiter dans les installations hypersoniques à courte durée de test. Une nouvelle caméra infrarouge à haute résolution soigneusement calibrée est utilisée pour des mesures dans la soufflerie H3 Mach 6 de l'Institut von Karman pour la Dynamique des Fluides. La procédure de reconstruction du transfert de chaleur basée sur un modèle de conduction unidimensionnelle dans un solide semi-infini est présentée et appliquée.

Des mesures sont alors effectuées sur un modèle conique de demi-angle d'ouverture de 7.4° , à angle d'attaque nul et à différents nombres de Reynolds unitaires. Les taux de transfert de chaleur laminaires observés augmentent avec le nombre de Reynolds. Les amplitudes du flux de chaleur sur la ligne centrale s'accordent avec les résultats numériques et théoriques, mais les profils mesurés suivent une tendance différente le long du corps. Une étude expérimentale plus poussée est nécessaire pour examiner les causes pratiques potentielles de ces désaccords. La présente approche expérimentale est validée et peut être utilisée dans de futures études de transfert de chaleur exploitant la thermographie infrarouge dans les souffleries hypersoniques. Plusieurs recommandations sont enfin émises afin d'améliorer davantage la procédure expérimentale.

REPRESENTATIVE ILLUSTRATIONS OF THIS WORK

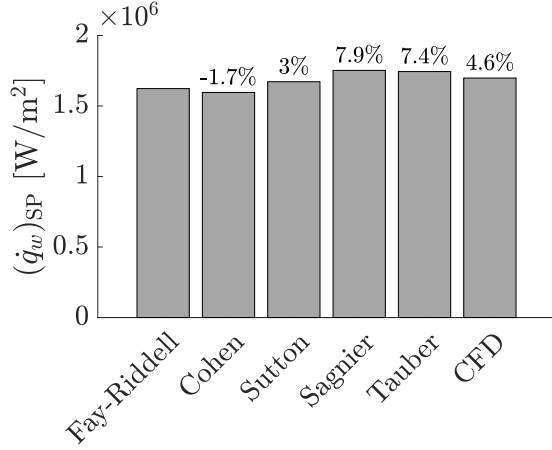


Figure 1: Validation of stagnation-point heating predictions in low-Reynolds-number Longshot conditions and $R_n = 10$ mm.

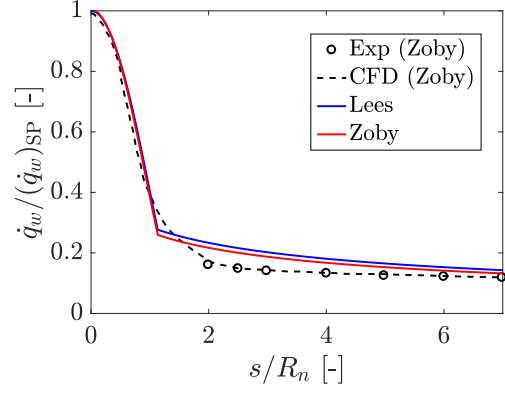


Figure 2: Validation of centerline theoretical laminar heating predictions over a 25° blunt cone at Mach 8.

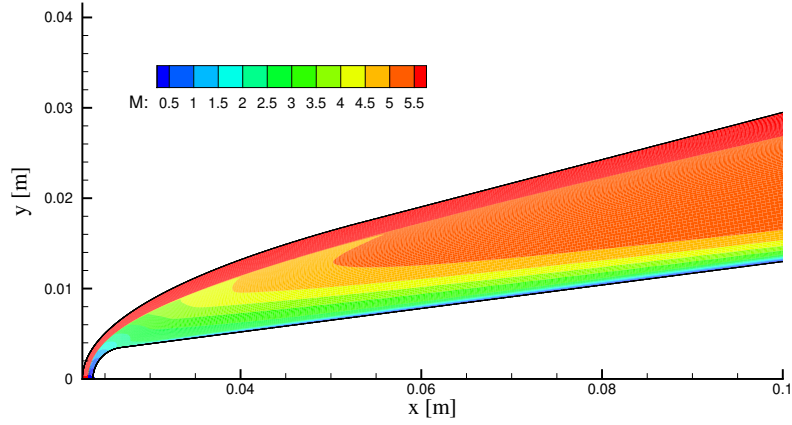


Figure 3: Computed flow field from the CFD analysis around the 7.4° blunt cone model at Mach 6 and medium-Reynolds-number conditions.

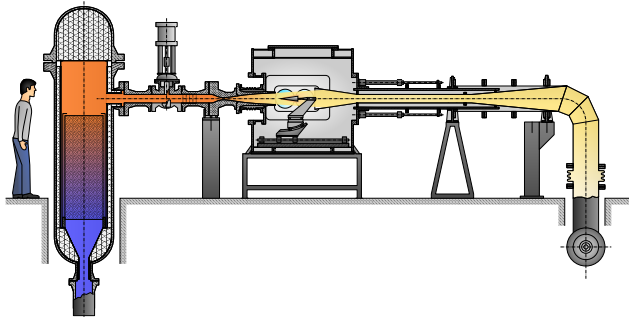


Figure 4: Sketch of the VKI H3 Mach 6 wind tunnel (flow goes from left to right).

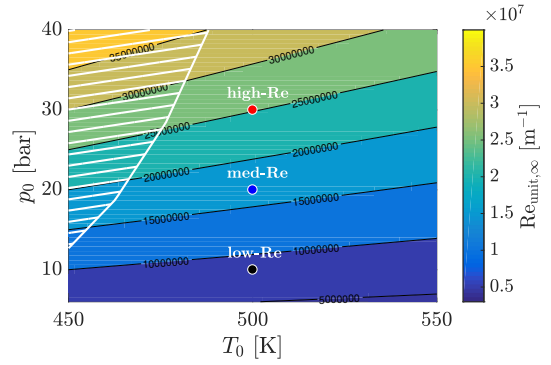


Figure 5: VKI H3 operating map with air-liquefaction boundary in dashed white region.

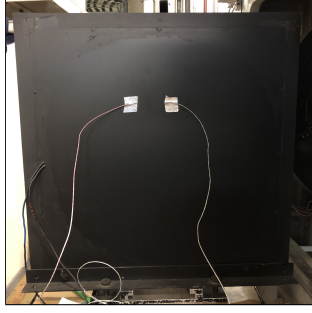


Figure 6: Heated plate with thermocouples for calibration.

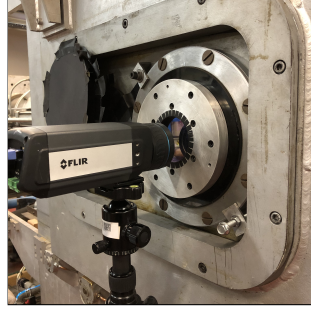


Figure 7: FLIR A655sc camera looking through germanium window of H3.

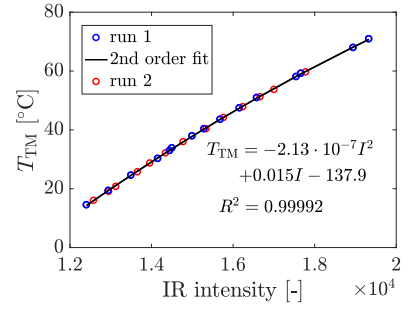


Figure 8: Results of IR camera calibration.



Figure 9: 7.4°-half-angle, 3.5-mm-nose-radius conical model injected in test section.

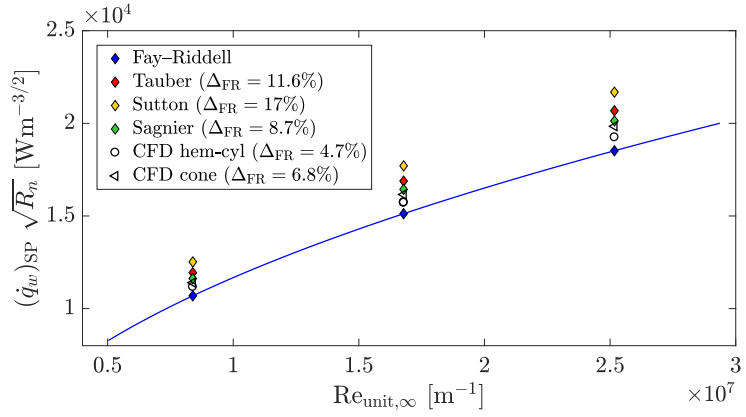


Figure 10: Comparison of normalized stagnation-point heating predictions by theoretical correlations and CFD.

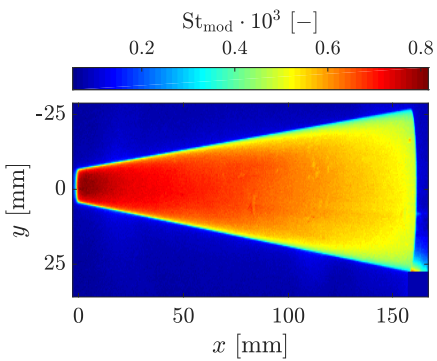


Figure 11: Experimental Stanton-number contours at 15 bar.

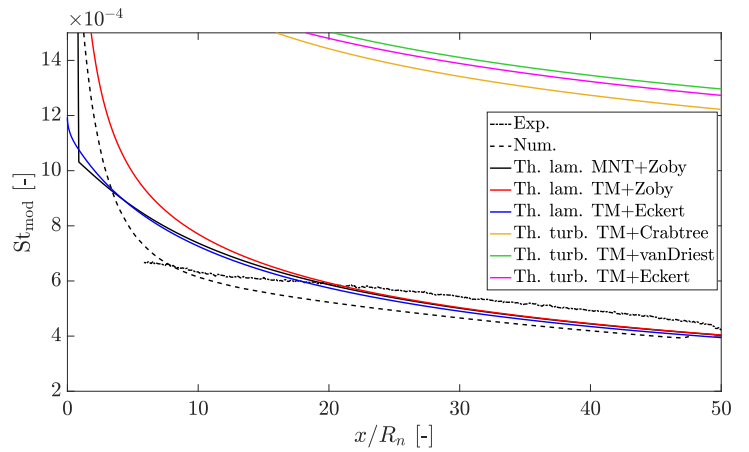


Figure 12: Comparison of Stanton-number streamwise profiles along conical model's centerline (test at 20 bar).