

Soutenance de thèse

Mélissa LANTELME soutiendra sa thèse de doctorat, préparée au sein de l'ISAE-ONERA EDyF et intitulée «*Modélisation des grandeurs aérothermodynamiques pariétales: application à la rentrée atmosphérique des lanceurs réutilisables*»

Le 29 mai 2024 à 14h00

Auditorium ONERA-centre de Toulouse, 2 avenue Edouard Belin, 31400 TOULOUSE

devant le jury composé de

| | | |
|---------------------------|---|------------------------|
| Mme Nathalie BARTOLI | ONERA | Co-directrice de thèse |
| Mme Ysolde PRÉVEREAUD | ONERA | Co-encadrante |
| Mme Marina OLAZABAL-LOUMÉ | CEA – CESTA | Rapporteuse |
| M. Thierry MAGIN | Von Karman Institute for Fluid Dynamics | Rapporteur |
| M. Sebastian KARL | Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) | |
| M. Emmanuel RACHELSON | ISAE-SUPAERO | |

Résumé : Cette étude consiste à développer une méthode de prévision de la distribution du flux de chaleur surfacique pour des lanceurs réutilisables qui soit adaptée à une phase de conception préliminaire. Les phases de vol hypersonique les plus critiques lors de la réentrée atmosphérique du lanceur sont celles pour lesquelles les flux de chaleurs les plus importants apparaissent à la surface. Ainsi, pour les études de conception et de préparation de mission, il est indispensable de posséder des outils élaborés et rapides qui permettent d'obtenir des estimations de ces flux de chaleur surfaciques. Cela permet ainsi un dimensionnement rapide du design étudié car le flux de chaleur est une donnée d'entrée pour une multitude de spécialités : l'aérothermodynamique, l'optimisation de la trajectoire, la conception structurelle, etc. L'objectif principal de cette thèse est d'évaluer si l'utilisation des méthodes de « Machine Learning » apporte une plus-value pour le développement d'un modèle de prévision de la distribution du flux de chaleur convectif-diffusif surfacique. Pour cela, nous proposons une méthode qui consiste à développer deux modèles de substitution consécutifs. Le premier modèle de substitution est établi pour effectuer un adimensionnement des variables. Cela nous permet par la suite d'utiliser le modèle indépendamment des conditions de vol et d'altitude. Le deuxième modèle de substitution basé sur les réseaux de neurones établit la corrélation entre les variables d'entrée – topologie de pression surfacique et variables géométriques – et le flux de chaleur en sortie. Dans le cadre de cette thèse la méthode a été testée et développée pour un écoulement hypersonique laminaire en régime continu. Pour analyser ses capacités et limites, nous avons appliqué cette méthode sur l'étage orbital du concept de lanceur « Spaceliner ». Une base de données est établie avec les calculs de Navier-Stokes sur un ensemble de points de vols et d'orientations choisis. Les variables d'entrées sont adimensionnées à partir d'équations existantes ou de transformations mathématiques simples. Pour l'adimensionnement de flux de chaleur un modèle de substitution pour la prévision du flux de chaleur au point d'arrêt pour notre domaine d'intérêt est développé. Ce modèle est basé sur le modèle de Lepage-Vérant et du Krigeage. Cela nous permet d'obtenir une prévision avec une erreur moyenne relative de 1.9% par rapport aux résultats de CFD. Le développement puis l'évaluation du modèle de substitution pour la prévision du flux de chaleur en tout point de la paroi sont effectués. Nous avons comparé nos résultats à ceux issus de calculs CFD à la fois dans des zones convexes et –partiellement– dans des zones planes de façon satisfaisante avec une précision supérieure ou égale à celle des méthodes existantes. Des réseaux de neurones entraînés sur un petit

nombre de points de vol sont capables d'interpoler et d'extrapoler les résultats à d'autres points de vol à proximité. Cependant, dans des zones à flux de chaleur adimensionné très faible (inférieur à 0.05) le modèle reste peu fiable mais cet aspect n'est pas essentiel dans une étude de conception préliminaire. De plus, la base de données n'est pas adaptée au développement d'un modèle de substitution pour la zone concave. Comme les modèles existants, la méthode proposée ne réussit pas à prédire les phénomènes physiques complexes comme des interactions choc-choc. En conclusion la méthode proposée a démontré son potentiel d'intégration dans des phases de conception préliminaire.

Mots clés : Aérothermodynamique, rentrée atmosphérique, lanceur réutilisable, Machine learning, flux de chaleur, réseaux de neurones

Summary: The design of launcher systems that are (partially) reusable and capable of injecting multiple payloads into multiple orbits requires precise knowledge about aerodynamic force and moment coefficients on the RLV. Determination of wall heat load is also necessary to avoid the launcher degradation during the atmospheric reentry phase. The mission definition is thus a multi-domain and multi-physics problem with a strong coupling between physical phenomena occurring in the flow, flight mechanics and system design. Such ability to predict aerodynamic forces, moments and wall heat fluxes for various shapes and to represent properly high energy physical phenomena encountered during re-entry is of particular importance for RLV design, as well as for safe disposal of upper stages. During the atmospheric entry, the launcher system will encounter hypersonic to subsonic flows in continuum regime. In hypersonic regime, the flow in the shock layer could experience various physical regimes and specifically thermo-chemical nonequilibrium regime. Moreover, flight geometries with detailed design (steps, roughness, gaps, etc.) let appear complex physical phenomena having strong influence on aerothermodynamic coefficients. Numerical simulations (Navier-Stokes equations) of these flow regimes can be occasionally performed for some characteristic flight points (maximum pressure, maximum heating, maximum Reynolds number for instance). However, Mission preparation cannot afford to simulate pre-flight complete trajectories involving different vehicle designs due to important CPU cost and time. Therefore, models with low response time become mandatory to cover a larger envelope of values for aerothermodynamic databases definition and mission performance consolidation. However, current engineering approaches used for pre-design activities are not yet able to predict the effects of complex physical phenomena due to complex geometrical design. The objective of the PhD thesis is thus to develop a new approach based on the fast resolution of 3D Euler equations to obtain wall pressure distribution, aerodynamic coefficients as well as shock position around the RLV. This approach will be associated to new models for the wall heat flux prediction since main patterns of the flow are expressed by pressure topology (wall geometrical change, shock/shock interaction, shock boundary layer interaction, etc.). For this purpose, different machine learning techniques such as Gaussian processes or artificial neural networks will be investigated and adapted to such fluid mechanics target. As far as possible, the tool developed could be coupled to an existing engineering multi-physics code (flight mechanics, GNC, Earth atmosphere conditions) developed at ONERA to perform complete atmospheric entry trajectories of different RLV design. This new approach will speed up the design of future reusable launcher concepts and their optimal trajectory.

Keywords: Aerothermodynamics, Atmospheric entry, reusable launcher, Machine learning, Heat flux, neural network