

**PROPOSITION DE SUJET DE THESE**

**Intitulé :** Simulation de la transition laminaire-turbulent modale sur surfaces rugueuses en hypersonique

Référence : **MFE-DAAA-2025-22**  
(à rappeler dans toute correspondance)

**Début de la thèse : 01/10/2025**

**Date limite de candidature : 01/06/2025**

**Mots clés**

Hypersonique, transition, stabilité, DNS, rugosité

**Profil et compétences recherchées :**

École d'ingénieur ou Master de recherche 2 ayant suivi une formation en : Mécanique des fluides -  
Aérodynamique - Méthodes numériques

Contexte

Cette thèse se place dans le cadre de la rentrée atmosphérique d'engins hypersoniques. Au cours de cette rentrée, l'état de surface des parois de l'engin peut être détérioré. On s'intéresse à l'effet de cet état de surface sur les performances aérodynamiques de l'objet.

Problématique

Les couches limites se développant sur les parois de ces véhicules subissent une transition de l'état laminaire à l'état turbulent. Les flux de chaleur et la traînée visqueuse générés par ces couches limites dépendent de la nature laminaire ou turbulente de la couche limite (environ x5 à x10 entre laminaire et turbulent). La prévision de ce phénomène est donc importante dans la conception des véhicules hypersoniques. Or, les mécanismes à l'origine de la transition laminaire-turbulent sont complexes et souvent mal compris, en particulier si l'on s'intéresse à des véhicules dont les protections thermiques subissent une ablation pendant le vol, créant un état de surface dégradé (voir Figure 1) pouvant promouvoir la transition laminaire-turbulent.



Figure 1 Exemple de surface ablatée sur le véhicule SV-5D [1]

Objectif

L'objectif de cette thèse est d'étudier via des simulations numériques directes (DNS) l'effet de l'évolution de l'état de surface de l'objet sur la transition laminaire-turbulent par instabilités modales pour améliorer la compréhension des mécanismes mis en jeu. Cette compréhension est un prérequis à la construction de modèles implantables dans un code de CFD RANS.

## Démarche

On s'intéressera dans un premier temps à la façon d'établir un modèle paramétré de l'état de surface, permettant de le réduire à un nombre limité de grandeurs d'intérêt comme la longueur d'onde et l'amplitude. Ce modèle pourrait être réduit à un seul paramètre majeur, tel que la hauteur moyenne des rugosités, conceptuellement proche d'une modélisation de type grain de sable équivalent [2,3].

Ce modèle d'état de surface sera ensuite utilisé dans des simulations DNS en gaz parfait d'une plaque plane dont tout ou partie sera remplacée par une surface rugueuse (voir Figure 2). Ces simulations exploreront une gamme de hauteurs de rugosité allant du très faible à une taille critique où le scénario de transition change et devient de type *bypass* [6]. La détermination de cette hauteur critique constituera un résultat d'intérêt majeur de la thèse. Les résultats obtenus par DNS permettront d'analyser la croissance linéaire puis les interactions non linéaires des instabilités de la couche limite conduisant à la transition. Ces résultats pourront être comparés à des méthodes d'analyse linéaire où l'état de surface est modélisé par le biais de conditions limites [7].

Dans un second temps, un cas de plaque plane avec bord d'attaque émoussé et/ou un cône émoussé sera étudié pour se rapprocher d'applications réelles. Ces différentes études seront réalisées avec des outils ONERA : le solveur FASTS pour les simulations directes (DNS) et l'outil BROADCAST [8] permettant de réaliser des études fines de stabilité linéaire et de réceptivité des écoulements (en présence ou non des rugosités).

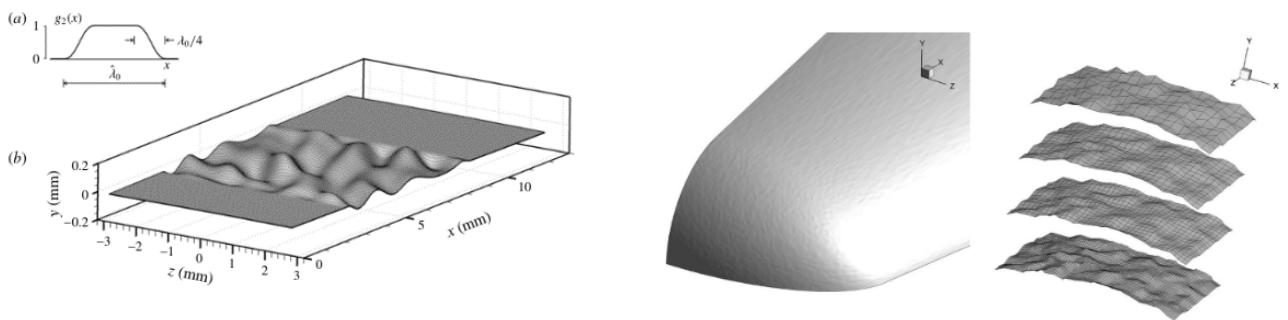


Figure 2 Exemples de domaines DNS avec rugosité [4], [5]

Enfin, à partir des résultats de ces simulations, une réflexion sera menée dans l'optique de développer des méthodes de prévision de l'effet de l'état de surface sur la transition. Ces méthodes devront être applicables à des codes de calculs RANS pour des applications industrielles (e.g. VMAX). L'une des pistes possibles pour ces méthodes de prévision serait d'utiliser des modèles de substitution (e.g. réseaux de neurones [9], méthode des paraboles [10], etc.) basés sur la méthode du facteur  $N$  qui consiste à calculer l'amplification totale que connaît une perturbation qui se développe dans la couche limite, et à considérer que la transition se déclenche quand cette amplification  $N$  atteint une valeur limite  $N_T$ . En se basant sur cette approche, une correction ( $\Delta N$  ou  $N_T$ ) des modèles de substitution pourrait être réalisée, de manière analogue à la démarche déjà éprouvée pour les régimes d'écoulements subsoniques [11].

## Références bibliographiques

- [1] Butler, Cassandra J., et al. "Pre-and Post-Flight Hypersonic Glide Vehicle Surface Roughness Measurements." AIAA SciTech 2022 Forum, AIAA Paper 2022-1905. 2022.
- [2] Aupoix, B. "Improved heat transfer predictions on rough surfaces". International Journal of Heat and Fluid Flow, 56,160-171, 2015.
- [3] Stripf M. et al, "Extended models for transitional rough wall boundary layers with heat transfer – Part I: model formulations". Journal of Turbomachinery, 131 (3), July 2009
- [4] Di Giovanni, Antonio, and Christian Stemmer. "Cross-flow-type breakdown induced by distributed roughness in the boundary layer of a hypersonic capsule configuration." Journal of Fluid Mechanics 856 (2018): 470-503.
- [5] Dinzi, Derek J., and Graham V. Candler. "Direct simulation of hypersonic crossflow instability on an elliptic cone." AIAA Journal 55.6 (2017): 1769-1782.
- [6] Morkovin M., Reshotko E. and Herbert T. (1994). "Transition in Open Flow Systems-a Reassessment". Bulletin of the American Physical Society 39 (1994).
- [7] Kitzinger, E., Sipp, D., Marquet, O. and Piot P., Receptivity of swept-aerofoil flows to small amplitude wall roughness using a transfer function from wall displacements to induced velocity perturbations. Accepted in Flow.
- [8] Poulain, A., Content, C., Sipp, D., Rigas, G. and Garnier, E. "BROADCAST: A high-order compressible CFD toolbox for stability and sensitivity using Algorithmic Differentiation". Comp. Phys. Comm., 283, 108557, 2023.
- [9] Danvin F., Olazabal M. and Pinna F. (2019). "Laminar to Turbulent Transition Prediction in Hypersonic Flows with Neural Networks Committee". AIAA Aviation 2019 Forum.
- [10] Saint-James J., Deniau H., Vermeersch O. and Piot E. (2020). "Database Approach for Laminar-Turbulent Transition Prediction on Heated Wall". AIAA SCITECH 2020. Orlando, United States.

[11] Ducaffy F., Forte M., Vermeersch O. and Piot E. "An experimental study of the effects of surface roughness on the laminar-turbulent transition of a 2D incompressible boundary-layer". AIAA Scitech 2021 Forum, AIAA Paper 2021-0247, 2021.

#### Candidater

Contactez Pierre Nibourel ([pierre.nibourel@onera.fr](mailto:pierre.nibourel@onera.fr)) en respectant les conditions suivantes :

- Sujet du mail : [TH-DAAA-2025-22] Nom Prénom
- Joindre un CV intitulé « CV.pdf » au format PDF
- Joindre une lettre de motivation intitulée « LM.pdf » au format PDF
- Joindre les bulletins de notes au format PDF du cursus école/université
- Joindre un rapport et une présentation de stage ou de projet

#### **Collaborations envisagées**

ArianeGroup

#### **Laboratoire d'accueil à l'ONERA**

Département : Département Aérodynamique  
Aéroélasticité Acoustique

Lieu (centre ONERA) : Meudon

**Contact** : Pierre Nibourel / Mathieu Lugin / Guillaume Begou

Tél. : 01 46 23 51 93 Email : [pierre.nibourel@onera.fr](mailto:pierre.nibourel@onera.fr) /  
[mathieu.lugin@onera.fr](mailto:mathieu.lugin@onera.fr) / [guillaume.begou@onera.fr](mailto:guillaume.begou@onera.fr)

#### **Directrice de thèse**

Nom : Estelle Piot

Laboratoire : ONERA Département Multiphysique pour l'énergétique (Toulouse)

Tél. : 05 62 25 28 12

Email : [estelle.piot@onera.fr](mailto:estelle.piot@onera.fr)

Pour plus d'informations : <https://www.onera.fr/rejoindre-onera/la-formation-par-la-recherche>