



HYPERSONIC TRANSITION ON THE BOLT GEOMETRY

TRANSITION EN HYPERSONIQUE SUR BOLT

Soutenance de thèse – Loïc SOMBAERT

Mercredi 10 décembre 2025 - 14h

Salle AY-02-63 – ONERA Meudon

Lien JITSi : https://rdv.onera.fr/PhD_defense_Sombaert_ONERA_10_12_2025

(Configuration recommandée : navigateur Chrome)

Devant le jury composé de :

Directeur de thèse :

- Reynald BUR, Directeur de Recherche, ONERA, DAAA

Encadrants :

- Mathieu LUGRIN, Chargé de Recherche, ONERA, DAAA
- Sébastien ESQUIEU, Ingénieur de Recherche, CEA-CESTA puis The Exploration Company

Rapporteurs :

- Viviana LAGO, Ingénieure de Recherche, ICARE-CNRS Orléans
- Neil SANDHAM, Professor, University of Southampton

Examineurs :

- Pierre DUPONT, Chargé de Recherche, IUSTI-CNRS/Aix-Marseille Université
- Jean-Christophe ROBINET, Professeur, DynFluid Laboratory - Arts et Métiers ParisTech/CNAM

Invité :

- Guillaume BEGOU, Ingénieur de Recherche, ONERA, DAAA

Abstract / Résumé :

Boundary-layer transition is investigated both experimentally and numerically on a 1:3 subscale BOLT model. Experiments are conducted in the ONERA R2Ch hypersonic wind tunnel at Mach numbers 6 and 7, over a wide range of freestream unit Reynolds numbers (1.5 to $30 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$). Infrared thermography measurements are used to track the evolution of the transition onset. The onset appears as a multilobed pattern, similar to those observed on other three-dimensional geometries such as HIFiRE-5 and HyTRV. The potential presence of stationary crossflow instabilities in the experiments is highlighted through comparison with laminar simulations. High-frequency wall pressure transducers (PCB132B38) provide insight into the occurrence of transitional instabilities over the central and outboard regions of the geometry. At Mach 7, power spectral density analyses reveal the growth of a high-frequency instability ($f = 100\text{--}200 \text{ kHz}$) in the outboard region for $Re_\infty < 6 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$. Several observations suggest the measurement of second-mode instability: the spectral growth is absent at $M_\infty = 6$, for which the boundary-layer edge Mach number remains below 5 across the entire geometry, and the propagation velocity of wave packets matches the speed of slow acoustic waves. This interpretation is supported by Linear Stability Theory analyses, which highlight an unstable second mode with frequencies in good agreement with the experimental data. The relatively low N -factor values found experimentally and numerically for this instability and the fact that the two Mach numbers display nearly-identical transition onset question its role in the transition process. Traveling crossflow instability may also have been detected in the outboard region, with frequencies matching those predicted by LST ($f < 50 \text{ kHz}$). Based on existing literature, this mechanism is believed to dominate in conventional wind tunnels. Along the centerline, an instability is measured for both Mach numbers at $Re_\infty < 10 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$, and LST results again suggest the measurement of a second mode ($f = 60 \text{ kHz}$). An experimental methodology to determine intermittency factors from wall-pressure sensors is proposed and applied, showing consistent results across runs. Finally, an attempt is made to reproduce the experimental heat-flux distribution using RANS transition modeling. This is achieved by imposing a wall intermittency factor that weights the eddy viscosity. Distributions allowing overshoot values ($\gamma > 1$) yield encouraging results in reproducing the experimental heating levels.

La transition de couche-limite est étudiée expérimentalement et numériquement sur une maquette échelle 1/3 de la géométrie BOLT. Les essais ont été réalisés dans la soufflerie hypersonique R2Ch de l'ONERA à des nombres de Mach de 6 et 7, sur une large gamme de nombres de Reynolds unitaires (de 1,5 à $30 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$). Les mesures par thermographie infrarouge permettent de suivre l'évolution de la transition avec l'augmentation du nombre de Reynolds. La transition se manifeste d'abord sous la forme de deux lobes symétriques par rapport la ligne centrale, ce qui est similaire aux observations sur d'autres géométries tridimensionnelles (HIFiRE-5 et HyTRV). La comparaison avec des simulations laminares met en évidence la présence d'instabilités de type crossflow stationnaires. Des capteurs de pression à haute fréquence à la paroi (PCB132B38) révèlent la présence d'instabilités transitionnelles dans les zones centrale et externe de la géométrie. À Mach 7, les densités spectrales de puissance montrent la croissance d'une instabilité de haute fréquence ($f = 100\text{--}200 \text{ kHz}$) dans la région externe pour $Re_\infty < 6 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$. Plusieurs éléments suggèrent une instabilité de type second-mode : cette croissance est absente à $M_\infty = 6$, pour lequel le nombre de Mach au bord de la couche-limite reste inférieur à 5 sur l'ensemble de la géométrie, et la vitesse de propagation des paquets d'ondes qui correspond à celle d'une instabilité de second-mode. Cette interprétation est confirmée par les analyses de stabilité linéaire (LST), qui mettent en évidence un second-mode instable dont la fréquence s'accorde bien avec les observations expérimentales. Les faibles valeurs de facteur N obtenues,

aussi bien expérimentalement que numériquement, pour cette instabilité posent des questions sur son rôle dans le processus de transition, de plus qu'aucune différence majeure n'est remarquée sur les flux de chaleur entre les deux nombres de Mach. Une instabilité de type traveling crossflow pourrait également avoir été détectée dans la région externe, avec des fréquences en bon accord avec celles prédites par la LST ($f < 50$ kHz). D'après la littérature, ce mécanisme serait dominant sur BOLT dans les souffleries conventionnelles. Dans la région centrale, une instabilité est mesurée pour les deux nombres de Mach à $Re_\infty < 10 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$, et les résultats LST suggèrent à nouveau la présence de second-mode ($f = 60$ kHz). Une méthodologie expérimentale permettant de déterminer le facteur d'intermittence à partir des mesures PCB est proposée et appliquée, montrant une bonne cohérence entre les différents essais. Enfin, une tentative de reproduction de la distribution de flux de chaleur expérimental est réalisée à l'aide d'une modélisation de la transition par simulation RANS. Cette approche repose sur l'imposition d'un facteur d'intermittence à la paroi qui pondère la viscosité turbulente. Les distributions incluant des overshoot ($\gamma > 1$) donnent des résultats encourageants pour retrouver les flux de chaleur observés expérimentalement.

Keywords / Mots clés :

Boundary-layer transition, Hypersonic flows, Complex geometry, Experiments.

Transition de couche-limite, Hypersonique, Géométrie complexe, Expérimental.