

**PROPOSITION DE SUJET DE THESE**

**Intitulé : Transition en hypersonique sur le corps BOLT**

Référence : **MFE-DAAA-2022-24**  
(à rappeler dans toute correspondance)

**Début de la thèse : 10/2022**

**Date limite de candidature : 05/2022**

**Mots clés**

Hypersonique, transition, couche limite 3D.

**Profil et compétences recherchées**

Diplôme d'Ingénieur ou Master en mécanique des fluides.

**Présentation du projet doctoral, contexte et objectif**

Dans le but de faire progresser la recherche sur le vol d'engins hypersoniques de géométrie complexe, l'US Air Force (AFOSR, Air Force Office of Scientific Research) a financé un projet allant jusqu'à la réalisation d'un vol hypersonique appelé BOLT (BOundary Layer Transition). L'objectif est d'étudier la transition de la couche limite tridimensionnelle à Mach 6 sur le corps BOLT, qui est composé de surfaces concaves à faible courbure et dont les bords d'attaques sont à fort angle de flèche (voir sur la Figure 1 un schéma de la maquette BOLT testée dans le Quiet Tunnel BAM6QT de l'Université de Purdue).

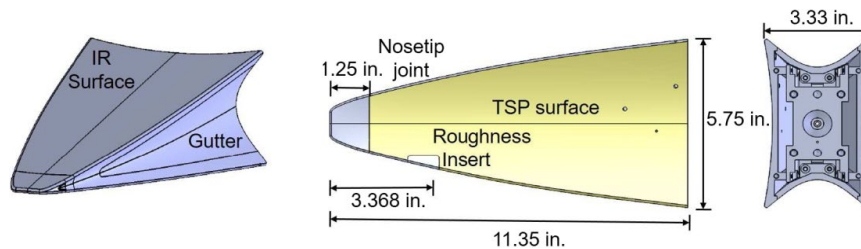


Figure 1 - Schéma de BOLT (dimensions à l'échelle du Quiet Tunnel BAM6QT de l'Université de Purdue [1])

Des essais récents ont été menés sur le corps BOLT en se focalisant sur les mesures et l'analyse de la transition à Mach 6 (Purdue University, Texas A&M University, Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, NASA Langley, CUBRC). En parallèle, des simulations numériques couplées à des analyses de stabilité de l'écoulement ont été réalisées. La Figure 2 décrit les quatre mécanismes d'amplification des instabilités identifiés dans l'écoulement : le second mode en amont, un mode de vorticité au centre, un mode crossflow partant des bords d'attaque et des modes « mixtes » (pour une large gamme de fréquences)   l'aval.

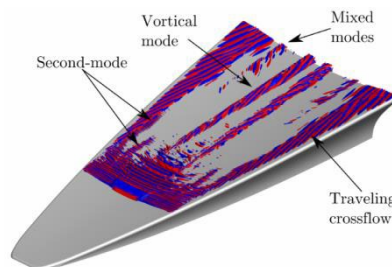


Figure 2 - Instabilités identifiées dans l'écoulement [2,3]

D'autre part, afin d'ouvrir cette étude à la communauté internationale (sa forme étant non classifiée), BOLT a été proposé comme un cas-test dans le groupe NATO AVT-346 « Predicting Hypersonic Boundary-Layer Transition on Complex Geometries », auquel le DAAA contribue.

Cette thèse est de nature expérimentale et numérique. Les essais à Mach 6 seront réalisés dans la soufflerie à rafales hypersonique R2Ch. A ce nombre de Mach, la forte variation de pression génératrice de la soufflerie va permettre de quantifier l'influence du nombre de Reynolds sur le mécanisme de transition de l'écoulement. Des mesures de l'écoulement amont (veine vide) serviront à quantifier les niveaux de perturbations présentes dans la soufflerie et à injecter dans les DNS. Les essais seront réalisés en transition naturelle et en transition déclenchée (par rugosités isolées ou distribuées). Des visualisations de l'écoulement par caméra rapide, à la fois en champ global (écoulement autour la maquette) et en champ proche (région de transition) seront effectuées. Pour cela, vu la courbure des surfaces, il sera envisagé de la strioscopie focalisée. Des mesures par thermographie infra-rouge vont permettre de caractériser le processus de transition de couche limite sur l'extrados et l'intrados de la maquette. Des capteurs de pression Kulite et PCB seront disposés sur la maquette afin de quantifier la dynamique de l'écoulement, notamment en identifiant le contenu fréquentiel des instabilités mises en évidence lors de la transition de la couche limite tridimensionnelle.

D'un point de vue numérique, on tentera de reproduire l'expérience de la façon la plus réaliste possible. La technique utilisée sera la simulation numérique directe qui vise à calculer explicitement le champ instantané de vitesse et des grandeurs thermodynamiques (pression, température). Les codes de l'ONERA elsA et FASTS seront employés, les thèses récentes de J. Lefieux et M. Lugin ayant démontrées que ces codes capables de traiter des géométries complexes sont adaptés pour réaliser des DNS avec des schémas numériques d'ordre deux pour peu que le maillage soit adapté. En outre, la thèse de J. Lefieux a récemment démontré la pertinence de l'approche Chimère pour mailler finement des rugosités en prenant en compte leur sillage avec précision, tout en limitant le coût de la simulation. Elle sera reprise dans le cadre de ce travail. On attend de la DNS qu'elle permette d'élucider d'une part, le scénario de transition dans des situations « idéales » sans perturbations et, d'autre part, de quantifier l'effet de perturbations externes sur des cas lisses comme sur des cas rugueux. Dans cette optique, un effort particulier sera effectué dans cette thèse pour évaluer les performances respectives des différentes techniques d'introduction de perturbations amont.

Enfin, les résultats DNS seront exploités en utilisant des outils avancés d'analyses de stabilité globale, sur le modèle de travaux en cours à l'ONERA [4], ce qui permettra une compréhension fine des mécanismes physiques en jeu. L'utilisation de tels outils sur un cas aussi complexe représentera une première dans la communauté scientifique, car le coût de calcul associé à une analyse de stabilité globale est classiquement prohibitif pour ce genre de configuration. Mais les efforts et développements très récents au sein de l'ONERA concernant les méthodes numériques associées permettront de s'affranchir de ces limitations. Ainsi, le doctorant bénéficiera de l'expertise et des outils avancés de l'ONERA pour mener cette analyse.

[1] Chynoweth, B. C., Schneider, S. P., Wheaton, B. M., and Wolf, T. D., "Transition Measurements with Forward and Aft Facing Steps on the BOLT Geometry at Mach 6," AIAA Paper 2020-1560.

[2] Thome, J., Knutson, A., and Candler, G., "Boundary layer instabilities on BoLT subscale geometry," AIAA Paper 2019-0092.

[3] Knutson, A., Thome, J. and Candler, G., "Numerical Simulation of Instabilities in the Boundary-Layer Transition Experiment Flowfield," *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2019.

[4] Lugin, M., Beneddine, S., Leclercq, C., Garnier, E., and Bur, R., "Transition scenario in hypersonic axisymmetrical compression ramp flow," *J. Fluid Mech.*, Vol. 907, 2021, pp. A6.1-40.

### Collaborations envisagées

CEA / CESTA (co-financement ONERA-CEA)

Groupe NATO AVT-346 « Predicting Hypersonic Boundary-Layer Transition on Complex Geometries »

### Laboratoire d'accueil à l'ONERA

Département : Aérodynamique, Aéroélasticité, Acoustique

Lieu (centre ONERA) : Meudon

Contact : Mathieu Lugin ([mathieu.lugin@onera.fr](mailto:mathieu.lugin@onera.fr)), Samir

Beneddine ([samir.beneddine@onera.fr](mailto:samir.beneddine@onera.fr))

Tél. : 01 46 73 51 93

### Directeur de thèse

Nom : Reynald Bur

Laboratoire : DAAA

Tél. : 01 46 23 51 98

Email : [reynald.bur@onera.fr](mailto:reynald.bur@onera.fr)

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