www.onera.fr

ONERA
THE FRENCH AEROSPACE LAB

PROPOSITION DE SUJET DE THESE

Intitulé : Optimisation de la forme de nez d'engins hypersoniques et étude de l'effet de leur émoussement sur l'aérodynamique

Référence : **MFE-DAAA-2024-23**
(à rappeler dans toute correspondance)

Début de la thèse : 01/10/2024	**Date limite de candidature :** 30/05/2024

Mots clés

Hypersonique, transition, stabilité, aérothermique

Profil et compétences recherchées

Master 2 / diplôme d'ingénieur

Compétences en mécanique des fluides compressibles et méthodes numériques. Des connaissances sur les instabilités aéro/hydrodynamiques et/ou les méthodes adjointes sont un plus.

Présentation du projet doctoral, contexte et objectif

Contexte :
Cette offre de thèse s'intéresse à l'étude de l'optimisation de la forme de nez d'engins hypersonique, plus précisément de l'émoussement du nez.

Problématique

Le nez d'un engin hypersonique est le plus souvent émoussé, ce qui conduit à la formation d'un choc fort. Ce choc fort est la cause d'une pression et d'un flux de chaleur importants au niveau de la paroi du nez de l'engin. La courbure de ce choc a de plus pour conséquence de créer un saut d'entropie variable, conduisant en aval du choc à une région appelée couche d'entropie où l'entropie n'est pas constante.

Sur les parois de l'engin on appelle couche limite la région de l'écoulement proche paroi où se concentrent les effets de la viscosité. Cette couche limite, initialement laminaire, est soumise à des perturbations environnementales. Ces dernières sont alors filtrées, au travers d'un processus de réceptivité, sous forme d'instabilités harmoniques appelées modes. Ces modes connaissent alors une croissance linéaire, suivie d'interactions non-linéaires qui conduisent à la turbulence. Dans le régime hypersonique, les instabilités les plus courantes sont le premier et le second mode de Mack, ainsi que les instabilités de type crossflow pour les écoulements 3D.

Le processus décrit ci-dessus faisant passer l'écoulement d'un état laminaire à turbulent est la transition laminaire-turbulent et est d'importance car une couche limite turbulente présente un coefficient de frottement 5 à 10 fois plus important que la couche limite laminaire.

La Figure 1 résume la topologie de l'écoulement et le processus de transition laminaire-turbulent.

Trois phénomènes ayant un effet sur les performances d'un engin hypersonique nous intéressent ici :

- Les flux de chaleur au nez, importants pour le choix des matériaux au nez ;
- La trainée de pression induite par le choc fort ;
- La stabilité de la couche limite se développant sur et en aval du nez.

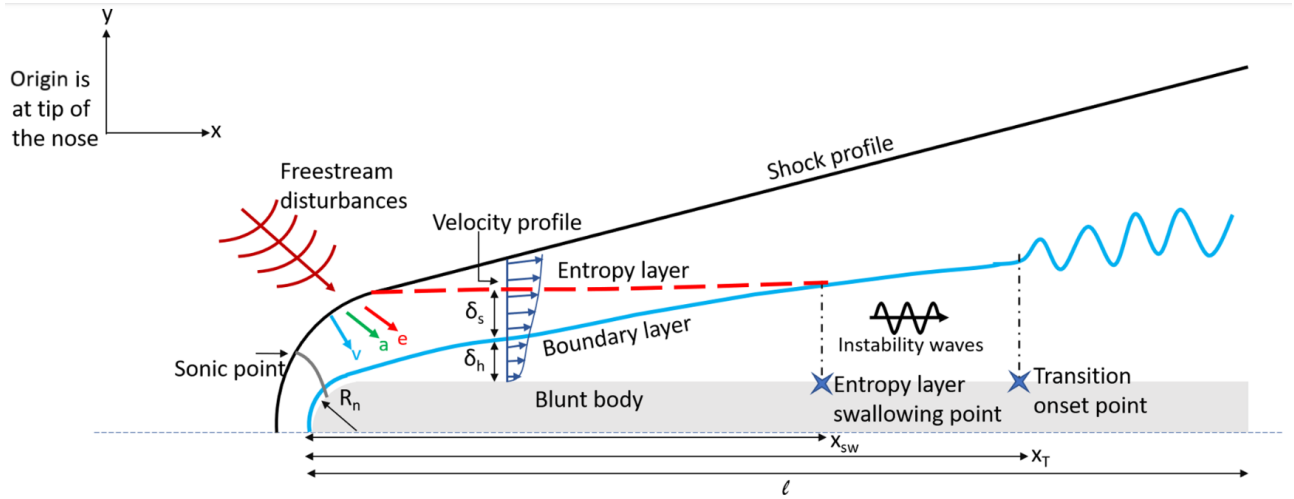

Figure 1 Topologie de l'écoulement sur un nez émoussé en régime hypersonique, d'après [1]

Lors de la conception de véhicule hypersonique, le choix de l'émoussement est donc d'importance, mais il se trouve que ces trois phénomènes n'évoluent pas dans le même sens : un fort émoussement est favorable pour les flux de chaleur mais défavorable pour la trainée de pression. Quant à la couche limite, partant d'un faible émoussement et l'augmentant, on constate que la position de la transition s'éloigne, puis finit par se rapprocher du nez à partir d'un émoussement critique. Ce phénomène est appelé *transition reversal* et reste mal compris aujourd'hui. Son origine provient *a priori* de l'évolution de la couche d'entropie et de son effet sur les instabilités de la couche limite.

Approche

Dans un premier temps, on s'intéressera à une géométrie simple : un cône au nez sphérique, dont le rayon de nez peut être varié, en écoulement hypersonique à incidence nulle. Cette configuration simple permet de mettre en évidence l'ensemble des phénomènes mentionnés précédemment.

Pour étudier cette configuration, on pourra déterminer un écoulement base stationnaire, puis étudier sa stabilité au travers d'un outil appelé analyse de résolvante. Cette dernière permet de quantifier la réceptivité et l'amplification des instabilité transitionnelles.

Deux approches sont envisagées pour déterminer une optimisation de la forme de nez :

- Une paramétrisation simple de la géométrie, suivie de l'entraînement d'un métamodèle donnant flux de chaleur et trainée. Ce méta-modèle pourrait être par exemple un Processus Gaussien, et permettrait de déterminer la paramétrisation de la géométrie minimisant les flux de chaleur et la trainée ;
- Une optimisation basée sur l'adjoint, qui donne directement la variation des grandeurs d'intérêt en fonction des variations de la géométrie du nez.

Lors de ce processus d'optimisation, des formes intermédiaires seront obtenues. Dans le cadre du projet FREHyA, des essais en soufflerie sont prévus sur une géométrie de cône. Il devait être possible d'usiner des formes de nez pour réaliser des mesures d'instabilités de couche limite. On pourra donc vérifier sur des résultats de l'optimisation l'accord entre les prévisions numériques et les mesures.

Dans un second temps, l'étude d'une configuration 3D (le même cône en incidence, ou une géométrie non-axisymétrique) pourra être étudiée.

Objectif

L'objectif de ce projet doctoral est de mettre au point une méthodologie de conception permettant d'optimiser la forme du nez d'un engin hypersonique pour trouver le meilleur compromis entre trainée de pression, trainée visqueuse et flux de chaleur au nez.

Démarche

La démarche suivie passera d'abord par les étapes suivantes :

1. Étude de l'état de l'art des effets d'émoussement sur les engins hypersoniques
2. Étude de l'effet de l'émoussement sur la stabilité de l'écoulement se développant sur une géométrie sphère-cône en configuration axisymétrique afin d'améliorer la compréhension du phénomène de *transition reversal*.
3. Optimisation d'une forme de nez non-sphérique à partir de cette forme initiale :
    a. Mise en place d'une méthodologie

b. Vérification en soufflerie de l'accord prévision numérique/essais dans le cadre du projet FREHyA

4. Mise en place de la méthodologie sur une configuration 3D

La distinction est bien faite ici entre configuration axisymétrique ou non car la première permet d'utiliser un outil développé récemment à l'ONERA, BROADCAST [2] permettant de converger un champ de base axisymétrique et d'étudier sa stabilité par le biais du calcul d'opérateurs linéarisés 3D exacts (par différentiation automatique). Pour les écoulements 3D, un solveur Navier-Stokes 3D devra être utilisé, et les opérateurs nécessaires aux calculs de stabilité seront obtenus par le biais d'une méthode développée récemment [3].

Pendant la thèse, le candidat sera donc amené à mettre en place une méthodologie d'optimisation s'appuyant sur différents outils numériques. Chaque étape du projet doctoral sera consolidée par une analyse physique fine des phénomènes rencontrés. Ces travaux contribueront à la validation et à l'amélioration des outils numériques utilisés.

Références bibliographiques

[1] Goparaju *et al.* – Effects of Nose Bluntness on Hypersonic Boundary-Layer Receptivity and Stability, Journal of Spacecraft and Rockets, 2021

[2] Poulain, A. *et al.*, -- BROADCAST: A high-order compressible CFD toolbox for stability and sensitivity using Algorithmic Differentiation, Computer Physics Communications, 2023

[3] Fer, V. -- Scaling up of global stability tools in order to characterize phenomena specific to turbomachinery, Thèse de doctorat, 2023

Candidater

Contacter Guillaume Bégou (guillaume.begou@onera.fr) en respectant les conditions suivantes :

- Sujet du mail : [TH-DAAA-2024-23] 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

Collaborations

Thèse CIFRE MBDA – co-encadrement ONERA/MBDA

Laboratoire d'accueil à l'ONERA	**Directeur de thèse**
Département : Aérodynamique, Aéroélasticité, Acoustique	Nom : Reynald Bur
Lieu (centre ONERA) : Meudon	Laboratoire : ONERA
Contact : Guillaume Bégou	Tél. :
Tél. : 01 46 73 41 90 Email : guillaume.begou@onera.fr	Email : reynald.bur@onera.fr

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