

Soutenance de thèse

Andrea ARROYO RAMO soutiendra sa thèse de doctorat, préparée au sein de l'équipe d'accueil doctoral ISAE-ONERA EDyF en cotutelle internationale avec l'Université de Sherbrooke, et intitulée « *Étude numérique, modélisation et IA pour la prédiction du bruit de bord de fuite* »

**Le 11 février 2025 à 15h30,
Université de Sherbrooke (Québec), Canada**

devant le jury composé de

M. Michael BAUERHEIM	ISAE-SUPAERO	Directeur de thèse
M. Stéphane MOREAU	Université de Sherbrooke	Codirecteur de thèse
M. Sébastien PONCET	Université de Sherbrooke	Rapporteur
M. Richard D. SANDBERG	University of Melbourne	Examinateur
Mme Marlène SANJOSÉ	École de Technologie Supérieure de Montréal	Examinatrice
Mme Junlin YUAN	Michigan State University	Rapporteuse

Résumé : La compréhension des mécanismes de bruit de bord de fuite est une tâche complexe, notamment en présence de flux moyens complexes et d'effets d'installation. D'autre part, la conception de turbomachines nécessite des outils capables de réaliser nombreuses évaluations précises à un coût de calcul faible. Des modèles analytiques ou des approches numériques hybrides ont traditionnellement été employés à cet effet. Cependant, ces méthodes sont généralement limitées par des hypothèses simplificatrices ou restreintes à des conditions d'écoulement et/ou applications particulières. Dans ce travail, les deux aspects sont abordés avec un double objectif : acquérir une meilleure compréhension des mécanismes de génération de bruit de bord de fuite sur le profil à diffusion contrôlée (DC) et développer un modèle de substitution rapide et fiable pour prédire le spectre de pression pariétale. Des simulations directes (SD) compressibles sont réalisées pour deux conditions d'écoulement caractérisées par un nombre de Mach de 0.25, un nombre de Reynolds de 1.5×10^5 et des angles d'incidence de 8° (faible incidence) et 15° (conditions de pré-décrochage). Les effets moyens de l'installation en soufflerie sont pris en compte. Malgré les différences entre les deux simulations, l'écoulement reste attaché à la surface du profil. À l'intrados, l'écoulement reste laminaire jusqu'au bord de fuite. À l'extrados, la bulle de séparation laminaire (BSL) au bord d'attaque force la transition turbulente de l'écoulement. À faible incidence, la région de recirculation est plus courte et plus fine qu'à forte incidence. À 15° , la BSL provoque un déclenchement précoce de structures chaotiques turbulentes. À faible incidence, les trois régions de gradient de pression positif, nul et adverse (GPP, GPN et GPA) sont observées, avec l'évolution correspondante des caractéristiques d'écoulement, qui sont analysées en détail. À 15° , le GPI gouverne l'évolution de l'écoulement sur l'extrados. Sur le plan acoustique, trois sources de bruit ont été identifiées : (i) l'interaction entre l'écoulement turbulent attaché et le bord de fuite, (ii) la bulle de séparation laminaire (BSL) au bord d'attaque, et (iii) une source dans le sillage, proche du bord de fuite. Des analogies acoustiques sont employées pour la propagation du bruit en champ lointain, car elles donnent de bons résultats à un coût faible. Les simulations de haute fidélité nécessaires sont en revanche dispendieuses en ressources informatiques. Les réseaux de neurones artificiels (RNA) basés sur les données peuvent servir de lien entre l'écoulement moyen et les fluctuations de pression, et remplacer les simulations. Le modèle de substitution RNA est entraîné sur des données de haute fidélité générées par des solveurs numériques.

Parmi elles, la SD à 8° est incluse. La base de données comprend une variété de conditions d'écoulement sur le profil DC. Le réseau de neurones est conçu pour substituer les simulations de haute fidélité, qui sont coûteuses en ressources informatiques, par un modèle utilisant une fraction des ressources une fois l'entraînement terminé. L'entraînement se déroule en deux étapes. Tout d'abord, le profil de vitesse moyenne locale de la couche limite est compressé dans un autoencodeur pour fournir l'expression minimale dirigeant la couche limite. Le spectre de pression pariétale est ensuite prédit avec succès.

Mots-clés : turbomachines, intelligence artificielle, bruit, couche limite

Summary: Understanding the trailing-edge noise mechanisms is a challenging task, in particular in the presence of complex mean flows and installation effects. On the other hand, the design of turbomachinery applications requires tools that are able to perform many accurate evaluations with a low computational cost. Analytical models or hybrid numerical approaches have traditionally been employed for that purpose. However, such methods are typically constrained by simplifying hypotheses, or they are restricted to particular flow conditions and/or applications. In this work, both ends are addressed with a twofold objective: gain a better understanding on the noise generation mechanisms of the trailing-edge noise on the Controlled Diffusion (CD) airfoil and to develop a fast and reliable surrogate model to predict wall-pressure spectrum. Compressible direct numerical simulations (DNS) are carried at two flow conditions characterized by Mach number 0.25, Reynolds number 1.5×10^5 and angles of incidence 8° (low incidence) and 15° (pre-stall conditions). The mean wind-tunnel installation effects are taken into account. Besides the geometric differences, in both cases, the flow stays attached to the airfoil surface. On the pressure side, the flow is laminar. On the suction side of the airfoil, the leading edge laminar separation bubble (LSB) forces the transition to turbulent flow. At low incidence, the recirculating region is shorter and thinner than at high incidence. At 15° , the LSB produces early breakdown of turbulent structures. At 8° , the three regions of favorable, zero and adverse pressure gradients (FPG, ZPG and APG respectively) are found, with the corresponding flow features evolution, which are analyzed in detail. At 15° , the APG drives the flow evolution on the suction side. On the acoustic side, three noise sources have been identified: (i) the interaction between the attached turbulent flow and the airfoil trailing edge, (ii) the Laminar Separation Bubble (LSB) at the suction-side leading edge, and (iii) a source in the near wake. In addition, acoustic analogies are employed for far-field noise propagation, and they provide a good overall prediction for the noise levels. Predicting aeroacoustic noise is challenging and expensive. The required high-fidelity compressible simulations are computationally expensive. Data-driven Artificial Neural Networks (ANN) can act as the link between the mean flow and the pressure unsteadiness, and replace the simulations. The ANN surrogate is trained on high-fidelity data generated by numerical solvers. Among them, the current 8° angle of incidence is found. The database includes a variety of flow conditions on the CD airfoil. The training is performed in a two-step strategy. First, the local mean velocity boundary layer profile is compressed in an autoencoder to provide the minimum expression driving the boundary layer. Then, the wall-pressure spectrum is predicted. The results on the exploitation of the database produce an adequate prediction, improving the one provided by semi-empirical models.

Keywords: self-noise, turbomachinery, turbulence, deep learning