

Soutenance de thèse

Dhanush VITTAL SHENOY soutiendra sa thèse de doctorat, préparée au sein de l'équipe d'accueil doctoral ISAE-ONERA EDyF et intitulée «*Aéroacoustique des rotors à faibles nombres de Reynolds et de Mach*»

Le 17 avril 2023 à 14h00, salle des thèses ISAE-SUPAERO

devant le jury composé de

M. Marc JACOB	Professeur Ecole Centrale de Lyon	Directeur de thèse
M. Thierry JARDIN	Chargé de recherche ISAE-SUPAERO	Co-directeur de thèse
M. Romain GOJON	Professeur associé ISAE-SUPAERO	Co-encadrant de thèse
M. Stéphane MOREAU	Professeur Université de Sherbrooke	Rapporteur
M. Damiano CASALINO	Professeur Technische Universiteit Delft	Rapporteur
M. William R. WOLF	Associate Professor University of Campinas	

Résumé Au cours de la dernière décennie, l'emploi de drones de petite et moyenne dimension a connu une croissance marquée, à la fois dans les domaines militaire et civil. Dans un grand nombre d'applications, les drones sont opérés à proximité des zones habitées et le bruit qu'ils génèrent devient un problème pour la population, conduisant les agences compétentes à définir des réglementations plus restrictives en terme de nuisance sonore. De nombreuses études sur le bruit des drones ont montré que leurs hélices, qui fonctionnent dans des régimes d'écoulement à faible nombre de Reynolds, sont l'une des principales sources de bruit. À ces régimes, l'écoulement autour de la pale peut être sujet à un décollement laminaire, une transition d'un état laminaire vers un état turbulent, suivi d'un recollement, conduisant à la formation de structures connues sous le nom de bulbe de recirculation laminaire (LSB). Il est donc nécessaire de comprendre l'impact de ces phénomènes physiques sur la génération de bruit. Lors de cette thèse, des simulations aux grands échelles (SGS) des équations de Navier-Stokes sont réalisées en vue d'étudier les mécanismes générateurs de bruit dans les profils d'ailes et les rotors à faibles nombres de Reynolds, en régime d'écoulement transitionnel. D'abord, l'aéroacoustique d'un profil d'aile SD7003 est étudiée pour différents angles d'attaque et nombres de Mach à un nombre de Reynolds de 60000. Les résultats numériques montrent que le bulbe de recirculation laminaire se forme près du bord de fuite à un angle d'attaque de 0° et se rapproche du bord d'attaque avec l'augmentation de l'angle d'attaque. Les spectres de bruit mettent en évidence certains pics de fréquence liés à l'instabilité du bulbe lorsque le recollement se produit loin en amont du bord de fuite. Dans le cas où le bulbe est proche du bord de fuite, le spectre se caractérise par un pic tonal marqué. Par ailleurs, la fréquence de ce pic augmente de manière discontinue avec l'augmentation du nombre Mach, rappelant l'augmentation en « échelle » observée expérimentalement par Paterson (1973). Cette tendance est expliquée par la mise en place d'une boucle de rétroaction aéro-acoustique dans la couche de cisaillement décollée du bulbe, et est modélisée théoriquement. Ensuite, l'aéroacoustique d'un rotor bi pales avec profil NACA0012 à corde constante et sans vrillage, opéré à 6000 tour par minutes (RPM) est examinée. Pour un angle de calage 10° et le nombre de Mach de 0,23, les résultats numériques révèlent une topologie d'écoulement complexe sur l'extrados de la pale avec des régions distinctes de séparation, transition laminaire-turbulent et recollement dont l'occurrence dépend du nombre de Rossby local. Par ailleurs, l'écoulement côté intrados reste laminaire avec un décollement proche du bord de fuite. La décomposition orthogonale aux valeurs propres dans l'espace spectral (SPOD) du champ de

pression autour de la pale du rotor permet de localiser les sources de bruit ; les fréquences moyennes (10-20 fois la fréquence de passage de pale) proviennent de l'interaction de la pale avec le sillage de la pale précédente, et les hautes fréquence (>20 fois la fréquence de passage de pale) proviennent du passage au niveau du bord de fuite des structures tourbillonnaires formées dans la couche cisailée décollée. Lorsque l'angle de calage du rotor est réduit à 5° , la topologie de l'écoulement présente une zone de transition laminaire-turbulent réduite à l'extrados et une augmentation de la taille de la zone décollée à l'intrados, conduisant à une contribution accrue du bruit émis au bord de fuite. Enfin, lorsque le nombre de Mach de bout de pale augmente la topologie du bulbe de recirculation laminaire est légèrement modifiée avec un décollement plus précoce et un recollement plus tardif. La SPOD révèle que la majorité des pics tonaux à des fréquences supérieures à 6 fois la fréquence de passage de pale proviennent du bord de fuite.

Mots-clés : Acoustique, Rotor de drone, Aérodynamique

Summary: The thesis aims at investigating the physical mechanisms responsible for aeroacoustic noise of open rotors at low Reynolds and Mach numbers through high fidelity numerical simulations. High order LES in-house codes will be used and coupled with a Ffowcs Williams-Hawkins method for noise prediction. Numerical results will be assessed using experiments (anechoic chamber) conducted in the framework of a companion study. The understanding of the underlying aero-acoustic phenomena will allow designing new rotor geometries with a high degree of acoustic stealth for drone and flying taxis applications.

Keywords: Drone rotor, Aerodynamics, Acoustic

