**Experimental and analytical investigation of the aerodynamic noise emitted by generic distributed electric propulsion wing-propellers configurations**

**Abstract**

The present thesis investigates experimentally and analytically the acoustic installation effects of a pair of six-bladed side-by-side subsonic propellers installed near a wing's trailing edge. In a significant range of low-and-middle frequencies, the propellers' diameter, wing chord, and propeller-wing distance are smaller than the acoustic wavelengths, reaching a compact regime. This generic configuration mimics future Distributed Electric Propulsion urban aircraft architectures, addressed in the framework of the European Union's H2020 project ENODISE. The installation effects refer to the additional sources of aerodynamic noise caused by blade-wing interaction and their scattering by the wing, compared to the case of isolated propellers. This work aims to find an optimum generic configuration concerning aerodynamic and acoustic standpoints through a parametric study. The idea is to demonstrate not only the ability of the experimental approach to determine optimized configurations but also the potential of analytical models to estimate this sound-scattering effect, which is of primary interest for the preliminary design steps of a system. Firstly, wind tunnel tests are performed as a reference. Secondly, an analytical model is implemented and its predictions are validated with the experimental results. Finally, this will help to find interesting options for propulsion-airframe integration.

Wind tunnel tests have been conducted in the anechoic open-jet facility at École Centrale de Lyon. Aerodynamic measurements were taken by static pressure taps on the wing, whereas the aero-propulsive performance was evaluated with load cells. In addition, the far-field sound was measured with a rotating microphone antenna, exploring part of a sphere around the setup. The propellers were tested at a constant rate of 7000 rpm in static conditions. Variations in magnitude and directivity of the sound pressure levels at the first blade passing frequency tones were explored comprehensively for the different cases. The spectral content of selected cases of interest was examined in greater detail, showing the impacts of acoustic scattering, diffraction, reflection, and shielding depending on the propeller position. The results show positions at which there is significant potential for noise attenuation by masking both the tonal and broadband noise content. Reductions of up to 5~dB in the overall sound pressure level and 20 dB in the first blade passing frequency were evidenced. Additionally, the data show that the installation effect is crucial for analyzing tonal propeller noise. In particular, sound radiation is significantly increased when the blade tips operate close to the trailing edge. Furthermore, in the analytical formulation, dipole-like noise sources of the propellers are considered, assuming rigid blades. The sound radiation from the propellers is formulated in three dimensions for characteristic spinning modes of tonal noise. In addition, the half-plane Green's function is used to account for the sound scattering by the wing. A finite-chord correction is applied, and validated by numerical simulations. The results confirmed that the installation effect is crucial for analyzing tonal propeller noise. This approach was quantitatively assessed against the far-field wind tunnel sound measurement. Sound pressure maps show that in the presence of the wing, radiation modes that would be evanescent in free-field can be converted into very effectively radiating patterns if the blade tips of the installed propellers are at a compact distance from the wing trailing edge. This effect tends to increase the radiation efficiency of steady-loading noise, which is most often of secondary importance compared to unsteady-loading noise in free field.

Keywords: aeroacoustics, aerodynamic noise, propeller noise, distributed electric propulsion, installation effects, wing-propeller interaction, analytical model, wind tunnel tests.

**Étude expérimentale et analytique du bruit aérodynamique émis par des configurations génériques d'aile-hélices à propulsion électrique distribuée**

**Résumé**

La présente thèse étudie expérimentalement et analytiquement les effets d'installation acoustiques d'une paire d’hélices subsoniques de six pales installées côte à côte et près du bord de fuite d’une aile. Dans une gamme importante de basses et moyennes fréquences, le diamètre des hélices, la corde de l'aile et la distance aile-hélice sont plus petites que les longueurs d'onde acoustiques, atteignant un régime compact. Cette configuration générique imite les futures architectures d'avions urbains à propulsion électrique distribuée, adressée dans le cadre du projet H2020 de l’Union européenne ENODISE. Les effets d'installation se référent aux sources supplémentaires de bruit aérodynamique provoquées par l'interaction pale-aile et à leur diffraction par l'aile, par rapport au cas d'hélices isolées. Ce travail vise à trouver un configuration générique optimale du point de vue aérodynamique et acoustique à travers une étude paramétrique. L'idée est de démontrer non seulement la capacité de l'approche expérimentale à déterminer les configurations optimisées mais aussi le potentiel des modèles analytiques pour estimer l’effet de diffraction du son, qui présente un intérêt primordial pour les étapes préliminaires de conception d'un système. Tout d’abord, des essais en soufflerie sont effectués à titre de référence. Deuxièmement, un modèle analytique est implémenté et ses prédictions sont validées avec les résultats expérimentaux. Enfin, cela permettra de trouver des options intéressantes pour l’intégration propulsion-cellule.

Des essais en soufflerie ont été réalisés dans l'installation à jet ouvert anéchoïque de l'École Centrale de Lyon. Les mesures aérodynamiques ont été faites par des prises de pression statique sur l'aile, alors que les performances aéropropulsives ont été évaluées à l'aide de cellules de pesée. De plus, le bruit en champ lointain était mesuré avec une antenne de microphones rotative, explorant une partie d’une sphère autour de l’installation. Les hélices ont été testées à une vitesse de rotation constante de 7000 tr/min dans des conditions statiques. L'amplitude et la directivité de la pression acoustique aux fréquences de passage des pales ont été explorées de manière exhaustive pour les différents cas. Le contenu spectral de cas sélectionnés a été examiné plus en détail, montrant les impacts de la régénération de son par diffraction ou du masquage en fonction de la position des hélices. Les résultats montrent des positions pour lesquelles il existe un potentiel important d'atténuation du bruit. Des réductions allant jusqu'à 5 dB du niveau de pression acoustique global et 20 dB à la fréquence de passage des pales ont été observées. De plus, les données montrent que l'effet d'installation est crucial pour analyser le bruit tonal des hélices. En particulier, le rayonnement sonore est considérablement augmenté lorsque les extrémités des pales fonctionnent à proximité du bord de fuite de l'aile. De plus, dans le cadre de la formulation analytique, les sources de bruit de type dipolaire des hélices sont prises en compte, en supposant des pales rigides. Le rayonnement sonore des hélices est formulé en trois dimensions, en s'appuyant sur la notion de modes-sources pour représenter le bruit tonal. Par ailleurs, la fonction de Green du demi-plan a permis de prendre en compte la diffraction du son par l'aile. Une correction de corde finie a été appliquée et validée par simulations numériques. Les résultats ont confirmé que l'effet d'installation est crucial pour analyser le bruit tonal. Les calculs ont été comparés favorablement aux mesures du bruit en soufflerie en champ lointain. Les résultats montrent qu'en présence d'une aile, des composantes du bruit évanescentes en champ libre peuvent être converties en modes de rayonnement très efficaces si les sources sont à une distance compacte du bord de fuite de l'aile. Ceci redonne de l'importance au bruit de charge stationnaire, le plus souvent d'importance secondaire en champ libre par rapport au bruit de charge instationnaire.

Mots clés: aéroacoustique, bruit aérodynamique, bruit d'hélice, propulsion électrique distribuée, effets d'installation, interaction aile-hélice, modèle analytique, essais en soufflerie.