

Soutenance de thèse

Vincent PROULX-CABANA soutiendra sa thèse de doctorat, préparée au sein de l'ICA en cotutelle internationale avec Polytechnique Montréal et intitulée «*Algorithmes non-linéaires rapides pour l'aéroélasticité d'ailes rotatives*»

**Le 19 janvier 2024 à 8h00 (heure de Montréal),
TBD 2500 Chem. de Polytechnique, Montréal, QC H3T 1J4 - Canada**

devant le jury composé de

M. Guilhem MICHON	ISAE-SUPAERO	Directeur de thèse
Mme Annie LEROY	École de l'air et de l'espace	Rapporteuse
M. Guy DUMAS	Université Laval - Canada	Rapporteur
M. Roberto PAOLI	Polytechnique Montréal - Canada	
M. Luis BERNARDOS	ONERA	
M. Eric LAURENDEAU	Polytechnique Montréal - Canada	Co-directeur de thèse

Résumé : Cette thèse décrit les développements d'algorithmes non-linéaires rapides pour la résolution numérique de l'aéroélasticité d'ailes rotatives. L'objectif principal de cette thèse est le développement de la méthode aérodynamique qui est ensuite couplée à un solveur structurel pour produire des simulations aéroélastiques. Pour le modèle aérodynamique, une méthode dite à fidélité médium basée sur les méthodes potentielles est choisie pour capturer des interactions aérodynamiques et des phénomènes négligés par les méthodes à basse fidélité tout en obtenant les résultats à un coût de calcul significativement plus bas que les méthodes à haute fidélité basées sur les équations Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes (URANS). La structure des pales est modélisée avec des éléments de poutre de type Euler-Bernoulli dans une méthode d'éléments finis (FEM) pour obtenir les déflexions aéroélastiques. Les principaux objectifs de la thèse sont : - Améliorer la prédiction d'une méthode à fidélité médium des efforts aérodynamiques générés par les pales sans augmenter significativement le coût de calcul. - Assurer la stabilité numérique en vol surplace, avec ou sans effet de sol. - Exposer la sensibilité de la méthode par rapport à ses paramètres. - Coupler la méthode aérodynamique à un solveur structurel pour effectuer des simulations d'aéroélasticité quasi-statique. Le premier objectif est atteint avec la Unsteady Vortex Lattice Method (UVLM) et ses modifications par rapport à la méthode classique pour effectuer des simulations d'ailes rotatives. L'amélioration de la prédiction des efforts est accomplie via un couplage non-linéaire visqueux et non-visqueux (NL-UVLM) qui est bien connu pour l'aérodynamique d'ailes fixes, mais qui est plus rarement utilisé pour l'aérodynamique d'ailes rotatives. La méthode NL-UVLM est stabilisée en surplace, surtout en effet de sol, avec le remplacement des panneaux à connexion rigide par des particules libres de mouvement dénommées Vortex Particles Method (VPM). Toutefois, l'introduction des particules de vortex cause deux difficultés : 1) l'augmentation du coût de calcul et 2) l'instabilité numérique. Le premier problème est adressé en utilisant la Fast Multipole Method (FMM) pour réduire la complexité numérique. L'instabilité numérique est contrôlée en ajoutant une viscosité de la Large Eddy Simulation (LES). Les résultats de la NL-UVLM-VPM comparent bien pour les coefficients globaux, les charges réparties et le coefficient de pression avec les résultats de plusieurs méthodes à haute fidélité et expérimentaux. Les effets des différents paramètres du modèle sont explorés puisqu'ils jouent un rôle important sur la robustesse et la précision. Le chapitre conclue que la NL-UVLM-VPM peut produire des simulations stables et cohérentes sur de longues durées et obtenir des résultats en bonne adéquation avec l'URANS 3D si les paramètres sont choisis avec précaution. Le travail ici présenté s'appuie sur un précédent projet qui avait couplé la méthode VLM stationnaire à un modèle FEM non-linéaire pour simuler l'aéroélasticité

statique d'ailes d'avions. Le logiciel est amélioré pour pouvoir simuler l'aéroélasticité quasi-statique de pales de rotor. La force centrifuge, nécessaire pour une prédiction adéquate de l'aéroélasticité d'ailes rotatives, est ajoutée explicitement comme une force externe dans le FEM. La méthode est vérifiée en comparaison avec d'autres simulations FEM de la littérature et les différents paramètres structuraux sont testés sur un cas simplifié de rotor à une seule pale. Les résultats aéroélastiques sont cohérents avec le comportement attendu de chaque paramètre structural. Finalement, une comparaison avec l'approche expérimentale développée dans le cadre de ce projet est présentée. La méthode présentée dans cette thèse pourrait trouver des applications pour la conception aéroélastique d'ailes rotatives, d'éoliennes et d'hélices tout en améliorant la fidélité de simulateurs de vol.

Mots clés : Pales de rotor, Aérodynamique, Aéroélasticité, Vortex lattice method, Vortex particle method, Finite element method

Summary: The research project is focused on the aeroelasticity of small rotor blades via a comparison between numerical simulations and experimental results. The numerical model developed in Montreal is composed of an aerodynamic prediction module based on the Non-Linear Unsteady Vortex Lattice Method (NL-UVLM) and a geometry deformation module based on the Finite Element Method (FEM). The experimental test bench in Toulouse will allow aeroelastic data to be acquired for blades of different flexibilities. Aeroelasticity is the subject of coupling aerodynamic loads to movements and deformations of a structure. For safety reasons, it is important to define the range of stable operation of an aeroelastic system before carrying tests. Aeroelastic instabilities, whether static or dynamic, can cause a rapid destruction of the structure. Aeroelasticity must be considered in all conception phases not only to ensure structure integrity in operation, but also because aerodynamic loads modify the geometry which in turn modifies the aerodynamics. This interdependence can have impacts on the performances of the system in operation. Aeroelasticity is a complex field where most analyses are simplified and linearized in the frequency domain. The applicability of such methods risks of becoming problematic for the aircrafts of next generations. Indeed, newer structures are conceived to be ever more long and light which simultaneously increases their sensibility to non-linear aeroelastic phenomena. New tools will become necessary to analyze the structures of tomorrow to ensure their safety and expected performances. Aeroelastic prediction software are generally limited by the performances of their aerodynamic module that is often less precise, more complex and heavier to solve than the structural model. This is exacerbated for aeroelastic simulations of rotor blades compared to fixed wings like those on airplanes for two reasons. Firstly because the aerodynamic prediction is more complex than for fixed wings and secondly because the blades better match the hypotheses of the simplest structural models with their simple and elongated structure. The physics of an airflow can be characterized in aerodynamics by two nondimensional numbers: the Mach and Reynolds numbers, which respectively represent the airspeed compared to the speed of sound and the importance of viscous effects. The UVLM is a potential aerodynamic method. Potential flow hypotheses are a flow that is slow compared to the speed of sound (Mach smaller than 0.3) and a non-viscous flow (Reynolds that tends toward infinity). Because of these simplifications, potential methods use simple geometries that are easy to generate numerically and obtain aerodynamic results at relatively low computational cost. However, the hypotheses of those methods limit their application to large geometries and low speed. Corrections exist to partly free those methods of low Mach hypothesis, but the hypothesis of large Reynolds requires a more sophisticated approach. Non-linear coupling algorithms have been developed in the 2000s to allow potential methods to obtain good aerodynamic results outside those low Mach and high Reynolds hypotheses on fixed airplane wings. Nevertheless, these coupling algorithms are rarely used in aerodynamic prediction software of rotor blades, compromising results quality on smaller rotors. This lack of maturity of potential methods of rotor blades comes from the proximity of the blades wake that causes additional issues compared with fixed wing simulations. To avoid some of those additional issues, vortex panels can be transformed in vortex particles (VPM). Unfortunately, this conversion causes new problems that need to be addressed

as well. This project is interested in the application of one of those non-linear coupling algorithms to the UVLM with VPM for stable, fast and precise aerodynamics of small rotor blades. During this project, the aerodynamic developments were first implemented and validated. The prediction of loads acting on a rotor blade at moderate Mach (0.65) and high Reynolds (1 000 000) has been compared to experimental and higher fidelity numerical methods results from the literature. The validation is currently being conducted on a lower Mach (smaller than 0.3) and Reynolds (170 000) rotor case by comparing results with a higher fidelity simulation and experiments conducted at ISAE-SUPAERO. During this validation, the aerodynamic developments were coupled with a finite element structural model to obtain aeroelastic simulations. The structural model was adapted to rotor blades from a model previously validated for static aeroelasticity of fixed airplane wings. This method allows non-linear analyses of static aeroelasticity. The numerical aeroelastic method will be compared to experimental results for blades of different flexibility. Even though this project currently focuses on static aeroelasticity of rotor blades, it should be possible to extend the resulting method to dynamic aeroelasticity because the unsteady aerodynamics loads are obtained with the aerodynamic module. It is the structural module that is presently limited to static solutions. The conversion from static to dynamic structural module requires a non negligible amount of work but should not normally pose problem. This project opens the door to rapid dynamic aeroelastic prediction, making possible non-linear analyses to be carried in time domain. This type of analyses could eventually allow rapid aeroelastic optimization or aeroelastic instability control of rotor blades.

Keywords: Rotor blades, Aerodynamics, Aeroelasticity, Vortex lattice method, Vortex particle method, Finite element method