

PROPOSITION DE SUJET DE THESE

Intitulé : Méthodologies d'analyse aéroélastique non-linéaire pour la simulation et l'expérience

Référence : **MAS-DAAA-2025-04**
(à rappeler dans toute correspondance)

Début de la thèse : Automne 2025

Date limite de candidature : Fin Mai 2024

Mots clés : Aéroélasticité, méthodes de résolution temporelles, méthodes de résolution fréquentielles, flottement, divergence, aéro-servoélasticité, réponse à la rafale

Profil et compétences recherchées

Diplôme d'ingénieur ou Master 2 avec spécialisation en dynamique des structures, mécanique des fluides ou aéroélasticité. Formation : Ecole d'ingénieur, Master II

Formation en méthodes de résolution numériques des équations différentielles, connaissances en interaction fluide-structure, aéroélasticité, dynamique des structures ou des fluides.

Capacités de programmation scientifique (C, C++, python, Matlab, julia) requises, les développements devant avoir lieu en julia.

Présentation du projet doctoral, contexte et objectif

Cette thèse s'inscrit dans un effort général de recherche pour des outils de simulation permettant de mieux modéliser des phénomènes d'interaction fluide-structure complexes apparaissant dans les aéronefs (avions, drones, hélicoptères, VTOLS). En particulier, cette thèse s'intéresse aux phénomènes aéroélastiques, et de plus en plus aéro-servo-élastiques, faisant intervenir la structure mécanique de l'aéronef, l'écoulement aérodynamique l'entourant, ainsi qu'éventuellement ses commandes de vol et les asservissements associés. Ces phénomènes constituent encore aujourd'hui, et de plus en plus un sujet majeur de la conception des aéronefs, du fait de la recherche de l'allègement de leur structure.

Historiquement, les problématiques d'aéroélasticité des aéronefs étaient étudiées avec des outils à « basse fidélité » impliquant deux modèles couplés, un par physique.

Pour la structure de l'aéronef, les modes propres de la structure sont généralement utilisés pour modéliser le comportement vibratoire. Un tel modèle, identifié en essais de vibration au sol ([Ground Vibration Test – GVT, réalisés pour la certification](#)) constitue cependant une modélisation linéaire de la dynamique vibratoire de la structure considérée, qui l'est en pratique rarement. Par ailleurs, les structures aéronautiques modernes impliquent toutes des surfaces de contrôle actives nécessitant une modélisation servo-élastique du comportement de la structure.

Pour l'écoulement aérodynamique, des méthodes potentielles sont généralement utilisées en première approche. Parmi ces modèles, qui permettent d'évaluer le comportement aérodynamique instationnaire dû à un mouvement de la structure, on peut mentionner la méthode des doublets (*Doublet Lattice Method*, DLM) ou la méthode des vortex instationnaire (*Unsteady Vortex Lattice Method*, U-VLM). Celles-ci ne peuvent pas aujourd'hui prendre en compte des comportements structuraux linéaires complexes (qui tiennent compte de déphasages entre composants) pourtant déjà identifiés en GVT depuis de nombreuses années, puisque les modes utilisés dans les calculs sont des modes réels, et encore moins des comportements structuraux non-linéaires, sans une adaptation notable. Par ailleurs, des effets de sources aérodynamiques ou structures particulières localisées (moteurs, emports ...) ne sont pas considérés. La prise en compte d'effets de contrôleurs est là encore absente de ces outils simples disponibles à l'ONERA.

De nombreux travaux de recherche ont mis en évidence des améliorations à potentielles à intégrer aux simulations « basse fidélité » pour l'application sur des structures réelles. Parmi ces travaux, on peut citer l'utilisation des méthodes de HBM / TSM pour la résolution du flottement ([thèse de Johann Moulin](#)), de méthodes UVLM couplées à des modèles non-linéaires de structures ([travaux du DLR](#)) tant en termes de modélisation structurale (inerties des structures, modes complexes non-linéaires ([thèse Denis Laxalde](#)), [modes normaux non-linéaires](#)) qu'en termes de modélisation aérodynamique ([méthodes DLM 3D](#), source

de type disk actuator) ou servo élastique. Par ailleurs, d'autres travaux de recherche en cours à l'ONERA consistent à identifier expérimentalement des comportements non-linéaires de structures d'aéronefs. Il est donc nécessaire de développer en parallèle les méthodes numériques de simulation permettant de tirer parti de ces nouvelles données expérimentales pour compléter la chaîne d'analyse des structures.

Cette thèse vise en premier lieu à la bonne modélisation des comportements aéroélastiques de structures présentant de nombreuses sources de frottement. Un cas typique concerne les avions d'arme et les drones, sur lesquels les emports constituent des sources localisées de non-linéarité, qui peuvent avoir des conséquences catastrophiques sur le comportement aéroélastique. Les applications civiles sont aussi soumises à ces non-linéarités localisées, notamment au niveau de certaines liaisons structurales (longeron-fuselage), ainsi qu'à des non-linéarités géométriques de grand déplacement. D'autres difficultés inhérentes aux aéronefs seront aussi étudiées, principalement les couplages entre les comportements structuraux non-linéaires, les comportements de qualité de vol, et les contrôleurs.

Les activités se concentreront principalement sur les aspects de mécanique vibratoire non-linéaire et leur couplage avec des méthodes potentielles aéroélastiques disponibles à l'ONERA.

Objectifs de la thèse :

1. Dans un premier temps, le doctorant devra participer à affiner la stratégie de simulation de flottement pour prendre en compte les physiques complexes mentionnées plus haut. La prise en main de la problématique se fera au moyen des outils disponibles à l'ONERA sur des données d'essais obtenus sur des aéronefs civils et drones. Les travaux se concentreront d'abord sur la prise en compte des modes complexes linéaires pour le calcul de flottement
2. Une fois la problématique cernée, les modes complexes non-linéaires devront être intégrés aux simulations afin de tenir compte de la dépendance des caractéristiques modales aux niveaux d'excitation des aéronefs durant les essais au sol et en vol. La prise en compte de ces non-linéarités se fera de manière progressive afin de faciliter les développements.
3. Enfin, les méthodologies développées seront évaluées sur un ou des cas d'applications réelles. Un cas d'application semble tout indiqué pour évaluer ces méthodologies : le drone [FLIPASÉD](#) (voilure très souple, frottements, couplage avec les modes de corps rigide et lois de commande complexes, données GVT et comportement aéroélastique en vol connu), des projets actuellement en cours pourront également servir de base à ces applications.

Collaborations envisagées

Cette thèse est envisagée en collaboration avec le laboratoire de mécanique de l'ENSTA Paris-Saclay

Laboratoire d'accueil à l'ONERA

Département : Département Aérodynamique Aéroélasticité Acoustique

Lieu (centre ONERA) : Chatillon

Contact : Nicolas Guérin

Tél. : 01 46 73 46 95 Email : nicolas.guerin@onera.fr

Directeur de thèse

Nom : Cyril Touzé

Laboratoire : ENSTA UME

Tél. : 01 69 31 97 34

Email : cyril.touze@ensta-paris.fr

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