

## **ED SMAER**

### **Sujet de thèse 2014**

Laboratoire : Institut Jean Le Rond d'Alembert, Equipes FRT-MISES

Etablissement de rattachement : UPMC-CNRS, UMR7190

Directeur de thèse et section CNU ou CNRS : Jean-Camille Chassaing (MCF, CNU 60)

Codirection et section CNU ou CNRS : Angela Vincenti (MCF, CNU 60)

Titre de la thèse : Quantification d'incertitudes aléatoires et épistémiques pour la prédiction d'instabilités aéroélastiques

Collaborations dans le cadre de la thèse :

Paola Cinnella, Professeur, Università del Salento, Lecce, Italie

Rattachement à un programme :

Le sujet peut être publié sur le site web de l'ED SMAER : OUI

#### **Résumé du sujet :**

Ce projet doctoral est consacré à la mise au point de méthodes probabilistes permettant d'évaluer, en termes d'informations statistiques, les conditions critiques d'apparition d'instabilités aéroélastiques en aéronautique en présence d'aléas.

L'objectif final est de fournir des outils d'aide à l'analyse quantitative de risque de flottement de composants aéronautique en matériaux composites. Pour cela, la quantification d'incertitudes paramétriques et leur propagation au moyen de codes de calcul aéroélastiques non-linéaires et à haute fidélité (éléments finis, dynamique des fluides numérique) sera tout d'abord mise en œuvre au moyen de méthodes stochastiques spectrales non-intrusives. Le modèle statistique sera ensuite enrichi par la calibration des modèles mécaniques et aérodynamiques stochastiques au moyen de l'assimilation de données expérimentales sur les conditions critiques de l'instabilité de flottement. Enfin, les outils stochastiques direct et inverse seront utilisés pour la prédiction probabiliste du flottement supersonique de composants en matériaux composites. Cette étape nécessitera l'utilisation d'un méta-modèle (méthode spectrale, krigeage) lors de l'étape de calibration afin d'éviter des coûts de calcul prohibitifs. Dans ce contexte, l'utilisation de la méthode polaire pour la modélisation des composites réduira sensiblement la dimension du problème stochastique (~10) permettant ainsi d'aborder l'étude de configurations complexes industrielles, jusqu'alors inenvisageables par des approches multi-couches conventionnelles.

## Sujet développé

### 1. Contexte et originalité des thématiques

La thématique scientifique abordée dans le cadre de ces travaux repose sur l'étude du phénomène de flottement qui peut être à l'origine d'usure prématurée par fatigue ou de la ruine immédiate de composants aéronautiques. En effet, toute surface portante est susceptible de subir des déformations élastiques engendrées par les différents régimes d'écoulements rencontrés en cours de vol. Les mécanismes physiques responsables de l'apparition de cycles limites d'oscillations sont liés, notamment, aux effets aérodynamiques relatifs à des conditions de vol transsoniques ainsi qu'au comportement non-linéaire de la dynamique de la structure en présence d'une surface de contrôle. Les différents types de réponses aéroélastiques instables, qui peuvent être très variés (bifurcations, chaos, ...), limitent alors considérablement le domaine de manœuvrabilité de l'aéronef et présentent une grande sensibilité à de très petites variations des propriétés mécaniques de la structure ou à des conditions de vol. Par ailleurs, dans le contexte actuel de remplacement de structures métalliques par des structures composites stratifiées, il est nécessaire de considérer les nombreuses sources d'erreurs liées aux processus de fabrication des composites stratifiés, qui en affectent les propriétés.

Dans le cadre de ce projet doctoral, nous souhaitons envisager l'étude de tels mécanismes dans un contexte probabiliste [1]. La réponse aéroélastique de la structure sera alors caractérisée par la densité de probabilité de ses paramètres d'intérêt et leurs sensibilités aux différentes sources d'aléas (Fig. 1).

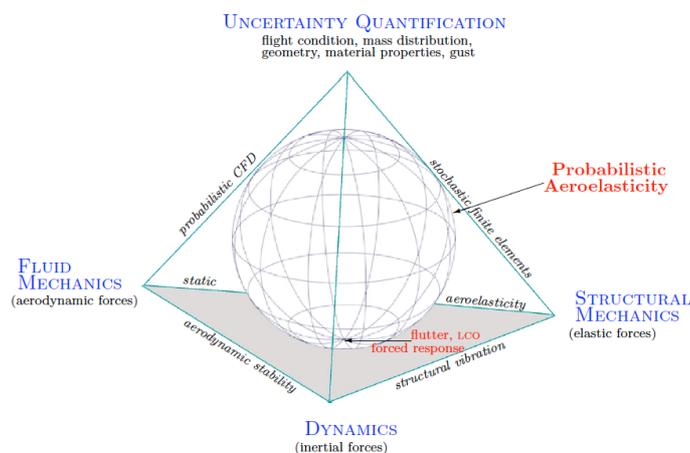


Figure 1. Extension du triangle aéroélastique de Collar [2] au contexte probabiliste

Le caractère novateur de la thèse repose sur la mise au point de modèles aéroélastiques statistiques permettant de traiter simultanément les incertitudes d'origines aléatoires et épistémiques. La mise en œuvre de cette méthodologie pour le calcul de la vitesse critique de flottement dans le cas de configurations réalistes constituerait une avancée majeure dans le domaine du développement d'outils de modélisation aéroélastique pour la conception et la certification de composants aéronautiques.

### 2. Objectifs

- Le premier enjeu consiste à être capable de propager un nombre modéré d'incertitudes paramétriques à partir d'un système aéroélastique décrit par des méthodes numériques à haute fidélité (calculs par éléments finis, résolution des équations d'Euler ou de Navier–Stokes par méthodes CFD – Computational Fluid Dynamics). Pour cela, une représentation fréquentielle du problème aéroélastique sera considérée afin de déterminer

la densité de probabilité de la vitesse critique de flottement dans un contexte linéaire. Cette approche sera ensuite étendue à des configurations aéroléastiques non-linéaires (configuration de l'aile de Goland avec pylône) afin d'être en mesure d'identifier la nature des bifurcations stochastiques.

- Le second objectif de ce travail réside dans la possibilité d'enrichir la réponse stochastique du flottement par la prise en compte d'une seconde source d'incertitude relative au choix et à la calibration des modèles physiques. L'originalité de cette approche consiste à se servir de bases de données expérimentales sur les valeurs des vitesses critiques de flottement afin de procéder au recalage des coefficients incertains de chaque modèle par inférence Bayésienne. La configuration retenue à cette fin concerne l'influence de la prise en compte de tolérances de fabrication d'un panneau composite sur la probabilité d'apparition du flottement en régime supersonique (Liaw, AIAAJ 1993).
- La calibration Bayésienne s'appuyant sur la génération d'échantillons de réponses du modèle aéroléastique haute-fidélité par méthode de Monte Carlo et chaîne de Marko, un point dur à résoudre consistera à obtenir une représentation fiable de la réponse du modèle aux variations des paramètres à partir d'un nombre d'échantillons le plus faible possible. Il conviendra alors de remplacer la réponse du modèle haute fidélité par un celle d'un méta-modèle, à condition d'en maîtriser l'impact sur les résultats de la calibration.

### 3. Méthodologie et programme de travail

Le projet repose sur la réalisation des trois étapes suivantes :

*Etape 1. Phase directe pour la quantification d'incertitudes paramétriques en CSD/CFD.*

Dans cette étape, l'utilisation de méthodes non-statistiques, telle que l'approche multi-éléments par projection spectrale non-intrusive basée sur le développement en polynômes du Chaos généralisé, constituera une alternative intéressante par rapport aux approches statistiques de type Monte-Carlo [3].

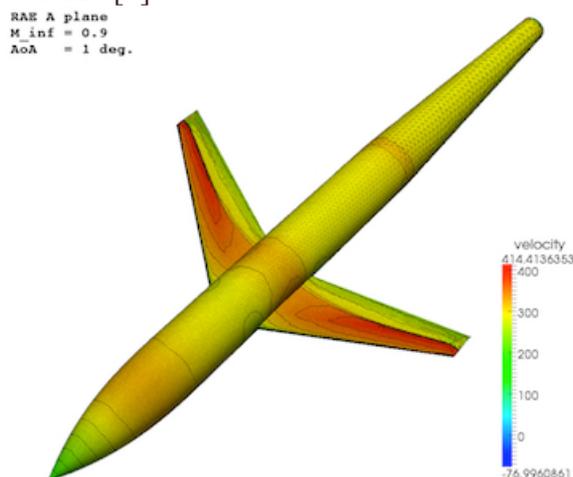


Figure 2. Exemple d'écoulement transsonique permettant de calculer le chargement aérodynamique instationnaire exercé sur la structure (maquette RAE-A, CFD Euler)

*Etape 2. Phase stochastique inverse pour le recalage de modèles aéroléastiques*

Le modèle statistique sera ensuite enrichi par la prise en compte des incertitudes des paramètres associées à la calibration du modèle physique ainsi que l'incertitude relative aux données expérimentales. Pour cela, une approche statistique basée sur la théorie de l'inférence bayésienne sera utilisée [4, 5]. Cette approche permettra de caractériser la réponse statistique de la vitesse de flottement à partir d'informations issues de l'expérience pour des configurations aéromécaniques différentes et d'une opinion d'expert *a priori* sur la plage des

paramètres incertains du modèle physique.

### *Etape 3. Application au calcul prédictif de la marge au flottement d'une structure composite*

L'objectif final de la thèse consistera à déployer les outils stochastiques direct et inverse pour la prédiction probabiliste du flottement supersonique de composants en matériaux composites. Cependant, cette étape nécessitera d'introduire un méta-modèle (méthode spectrale, krigeage) lors de l'étape de calibration des modèles physiques. Par ailleurs, l'utilisation de la méthode polaire [6, 7] pour la modélisation des composites permettra de réduire sensiblement la dimensionnalité du problème stochastique.

## **4. Intérêt scientifique des résultats attendus**

Ce travail permettra d'obtenir des résultats significatifs sur plusieurs verrous scientifiques :

- D'un point de vue physique, il permettra d'établir et valider une démarche pour la prise en compte d'incertitudes paramétriques, de modèle et de mesure pour un problème aéroélastique complexe et de l'exploiter pour étudier les distributions de probabilité de la vitesse critique flottement en présence d'incertitudes sur l'orientation des fibres à l'intérieur des couches d'un composite stratifié, qui est le matériau constitutif des structures considérées.
- D'un point de vue numérique, la thèse contribuera à la mise en oeuvre de techniques permettant de traiter de manière efficace d'un point de vue calculatoire des problèmes avec un nombre modéré de paramètres aléatoires. Ce point est essentiel pour la future application de la méthode à des configurations non académiques. Notamment, on jugera la méthode satisfaisante si on arrivera à réduire le nombre de calculs lourds nécessaires à l'ordre de la centaine.
- D'un point de vue de la modélisation, ces résultats permettront d'éclairer l'importance de la prise en compte de phénomènes aérodynamiques complexes (apparition de chocs, couches limites, ...) par le biais de la CFD sur la quantification des incertitudes aéroélastiques souvent abordée au moyen de modèles aérodynamiques simplifiés. Plus généralement, ces résultats devraient permettre un meilleur contrôle et une diminution des plages de marges au flottement qui restent à l'heure actuelle déterministes malgré le grand nombre d'incertitudes présentes dans le système.
- D'un point de vue théorique, il permettra d'estimer l'impact du méta-modèle sur le processus de calibration, c'est à dire sur le niveau d'erreur des valeurs paramétriques obtenues. Plus précisément, on vise à vérifier la convergence (par exemple en norme de Kullback-Leibler) des distributions de probabilité *a posteriori* obtenues en utilisant un méta-modèle vers la solution obtenue en utilisant le modèle exact.

## **5. Références**

1. Pettit C.L., "Uncertainty quantification in aeroelasticity : recent results and research challenges", J. of Aircraft, 41, 1217-1219, 2003
2. Collar A.R., "The expanding domain of aeroelasticity", J. Roy. Aero. Soc., 613-636, 1956
3. Edeling W.N., Cinnella P., Dwight R., Bijl H., "Bayesian estimates of parameter variability in the k-epsilon turbulence model". Journal of Computational Physics, vol. 258, 73-94, 2014.
4. Nitschke C., Chassaing J-C., Cinnella P., Lucor D., "Accounting for aeroelasticity model-form uncertainty in a Bayesian framework", ECCM 5, Barcelona, 20-25 July, 2014, Spain
5. Chassaing J-C, Lucor D, Tregon J, "Stochastic nonlinear aeroelastic analysis of a supersonic lifting surface using an adaptive spectral method, Journal of Sound and Vibration, Vol. 331, 394-411, 2012
6. P. Vannucci, "Plane anisotropy by the polar method". Meccanica, Vol. 40, pp. 437-454, 2005.
7. Montemurro M., Vincenti A., Vannucci P., "A two-level approach for the design of composite stiffened panels. Part I & II: Theoretical formulation & Numerical aspects and examples", Journal of Optimization Theory and Applications, Vol. 155, No.1, pp. 1-53.