

PROPOSITION DE SUJET DE THESE

Intitulé : Etude des phénomènes d'aéroélasticité de flèches de très grand allongement en régime supersonique

Référence : **MAS-DAAA-2024**
(à rappeler dans toute correspondance)

Début de la thèse : octobre 2024

Date limite de candidature : septembre 2024

Mots clés : Aéroélasticité, projectile supersonique, mécanique du vol, dynamique des structures, aérodynamique, méthodes numériques

Profil et compétences recherchées : Master2 avec des compétences en aérodynamique supersonique, dynamique des structures, méthodes pour la simulation numérique (CFD, FEM). Des connaissances en aéroélasticité seraient appréciées.

Présentation du projet doctoral, contexte et objectif

1. CONTEXTE

Le développement d'un futur char de combat est actuellement en cours de discussion dans le cadre du projet franco-allemand de défense MGCS (Main Ground Combat System). Dans ce contexte, Nexter ArrowTech développe une munition flèche de nouvelle génération dont l'augmentation de sa longueur totale et de sa vitesse permet d'exploiter de manière optimale son énergie cinétique et ainsi d'améliorer sa performance de pénétration de la cible. Une munition flèche ne contenant en effet pas d'explosif, exploite uniquement son énergie cinétique. Cependant cet allongement significatif de la longueur de la flèche n'est pas sans conséquence, puisqu'il est alors possible d'observer des phénomènes d'aéroélasticité en vol. De plus, pour les allongements recherchés de $L/D=50$, le premier mode de flexion de la flèche s'approche dangereusement de la vitesse de roulis du projectile, pouvant mener à des phénomènes de résonance totalement rédhibitoires en termes de performances aérobalistiques et terminales de la flèche. Le développement de ce nouveau type de munition passe par conséquent par une meilleure capacité de prédiction et de compréhension des phénomènes d'aéroélasticité, cœur de sujet de cette thèse.

Une précédente thèse CIFRE (voir [1] à [3]) a déjà été conduite au début des années 2000 et a conduit au développement d'un outil modélisant la flexion de la flèche, représentée par deux corps rigides reliés par une liaison rotule élastique (voir Figure 1).

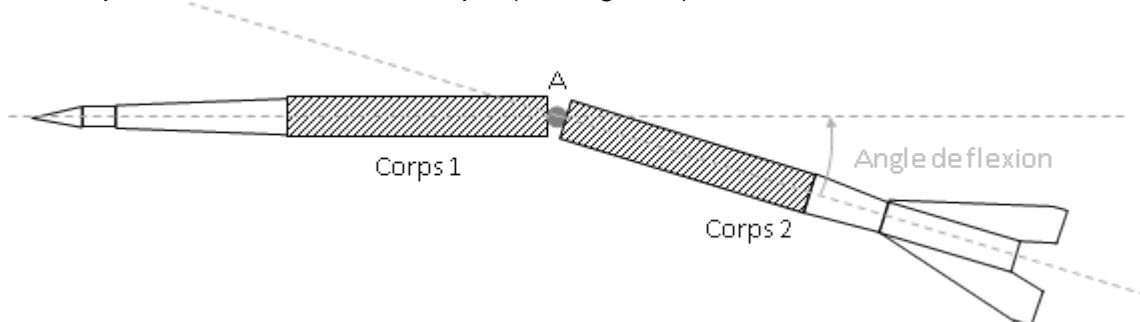


Figure 1 : Modélisation de la flexion dans les références [1] à [3]

Cet outil basse-fidélité permet de prévoir à tout instant, la flexion du barreau et la répercussion sur les performances aérobalistiques de la flèche.

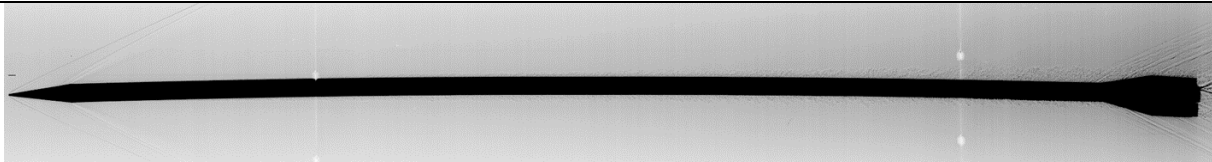


Figure 2 : Ombroscopie d'une flèche d'allongement $L/D=70$, obtenue en tir à l'ISL lors de la thèse [1]. Le premier mode de flexion du barreau est nettement visualisable

Le laboratoire ONERA, de son côté, dispose d'outils numériques de simulation des phénomènes aéroélastiques, de complexités diverses, allant de la haute-fidélité ([4] à [7]) à la basse ou moyenne fidélité ([8] et [9]). La dynamique de la structure est considérée linéaire pour ces codes, et peut donc être représentée sous la forme d'un comportement modal.

Les codes d'aérodynamique instationnaire basse-fidélité s'appuient sur une représentation linéaire de la réponse du fluide, résolue dans le domaine fréquentiel. Ils modélisent la déformation comme une somme des modes propres et la réponse aérodynamique est alors traitée en tant que somme des réponses à chaque mode.

Concernant les outils de haute-fidélité, les méthodologies consistent à réaliser des simulations temporelles utilisant à la fois un modèle fluide de type CFD et un modèle de structure linéaire, soit modal, soit sous forme éléments finis, avec un couplage direct à chaque pas de temps. Les principaux avantages de ces méthodes sont la meilleure précision des simulations et la capacité à capturer des phénomènes physiques non-linéaires. Leur inconvénient majeur est le coût élevé en termes de ressources informatiques, c'est pourquoi elles sont généralement utilisées en complément de méthodes alternatives, moins complexes. Ces outils sont utilisés par l'ONERA pour des applications de type avions, turbomachines et véhicules supersoniques, plus rarement sur des applications de type projectile, comme c'est le cas pour ce projet.

2. OBJECTIFS

L'objectif de cette thèse est de disposer d'un ensemble d'outils permettant de caractériser l'aéroélasticité d'un projectile et les effets des phénomènes aéroélastiques sur le comportement en vol de ce projectile sur trajectoire (stabilité notamment), ainsi que sur son attitude et sa flexion résiduelle à l'impact. Les travaux au cours de cette thèse devront donc réaliser et valider le couplage aérodynamique-structure-mécanique du vol pour des conditions de vol super voire hypersoniques ($Mach \sim 4$), et pour une structure en rotation et très élancée avec donc de potentielles non-linéarités géométriques. D'autre part, l'instationnarité de l'écoulement due aux vibrations du projectile devra être prise en compte. La finalité de l'étude consiste à être capable de restituer l'évolution de la flexion et de l'attitude du projectile au cours de son vol et de mettre en évidence les éventuels couplages entre modes de corps rigides (pendulation, rotation) et modes de déformation. Enfin, une méthodologie permettant d'évaluer les incertitudes dues au grand allongement du projectile sur sa performance aérobalistique terminale pourra être envisagée.

3. ORGANISATION DES TRAVAUX DE RECHERCHE

Dans un premier temps, une étude bibliographique sera menée. Elle concernera le calcul des trajectoires des projectiles super/hypersoniques, les différentes méthodes de calcul des forces aérodynamiques stationnaires et instationnaires, les comportements aéroélastiques des projectiles, et la modélisation du comportement structural pendant la phase de vol du projectile. Cette étude s'attachera à analyser les précédents travaux de l'entreprise ou disponibles dans la littérature ouverte, ainsi que les moyens numériques et expérimentaux du laboratoire dans le domaine. Les méthodologies préexistantes seront analysées, des méthodes linéaires « basse-fidélité » aux méthodes plus complexes et dites « haute fidélité » impliquant un couplage direct fluide/structure. Ainsi, à l'issue de cette étude, des propositions de modélisation de l'aéroélasticité pourront être faites ; elles pourront éventuellement s'appuyer sur le modèle existant, développé par l'entreprise, qu'il conviendrait alors de faire évoluer, au niveau de la modélisation mécanique, de la modélisation aérodynamique et de la modélisation du couplage fluide/structure, et de la réalisation du couplage avec la mécanique du vol.

Une étape de caractérisation dynamique du ou des projectile(s) de référence choisi(s) sera ensuite

menée. Une caractérisation modale sera réalisée, avec les outils numériques appropriés, et éventuellement enrichie d'une caractérisation expérimentale.

On envisagera l'évolution de l'outil d'entreprise par la prise en compte d'une représentation modale du comportement dynamique de la flèche. Un questionnement sur la représentativité de l'approche linéaire devra être conduit dans le contexte d'une flèche de grande longueur.

Des calculs aérodynamiques du (des) projectile(s) de référence doivent également être conduits, en configuration rigide et déformée (et ce pour différentes déformations). Ces simulations seront réalisées en statique et en dynamique (effets instationnaires liés à la déformation en flexion et à la rotation du projectile), avec les outils les plus adaptés (CFD, codes semi-empiriques, ...) identifiés au préalable par l'étude bibliographique. Ils doivent permettre d'intégrer dans la modélisation l'effet de la flexion sur la réponse aérodynamique à chaque instant du vol.

On sera amené en ce qui concerne le modèle aérodynamique à évaluer de manière concurrente les approches de couplage faible (construction d'un modèle réduit de forces aérodynamiques instationnaires) et de couplage fort temporel.

Enfin, la prise en compte de l'influence des phénomènes aéroélastiques sur le vol doit être considérée, à l'aide d'un couplage éventuel entre les outils de caractérisation aéroélastiques décrits précédemment et des calculs de trajectoires à 6 degrés de libertés ou plus. L'intérêt de cette approche réside dans la possibilité de caractériser de possibles phénomènes de couplage, tel que le couplage roulis/flexion qui peut conduire à une réduction drastique des performances de la flèche. L'usage de l'outil de calcul de trajectoire précédemment développé permettra la mise en œuvre de méthodes de quantification d'incertitudes d'origine structurale (excitation à la sortie du canon, caractéristiques des matériaux, impact de l'échauffement sur les caractéristiques modales) sur la performance finale.

4. REFERENCES DOCUMENTAIRES :

- [1] Heddadj S., "Aéroélasticité des Corps de Grand Allongement", Thèse de Doctorat de l'Université d'Orléans, LEES, convention CIFRE, soutenue le 27 septembre 2001.
- [2] Heddadj, S., Cayzac, R., Renard, J., "Aeroelasticity of High L/D Supersonic Bodies: Theoretical and Numerical Approach", AIAA paper 2000-0390, Reno, Jan. 2000.
- [3] Heddadj, S., Cayzac, R., Renard, J., Giraud, M., " Aeroelasticity of Very High L/d Bodies in Supersonic Flight: Numerical and Experimental Results", ISB 2001, Interlaken, Mai 2001.
- [4] J.P.Grisval, C.Liauzun, Z.Johan, "Aeroelasticity simulations in turbulent flows", International Forum on Aeroleasticity, Juin 1999.
- [5] J.P. Grisval, C. Liauzun, "Application of the Finite Element Method to Aeroelasticity", Revue Européenne des Eléments Finis, Vol 8 no 5-6 pp 553-579, sept 1999
- [6] F. Huvelin, S. Dequand, A. Lepage, C. Liauzun, « On the validation and use of high-fidelity numerical simulations for gust response analysis », Aerospacelab journal vol. 14, 2018
- [7] A. Dugeai, Y. Mauffrey, A. Placzek, S. Verley, « Overview of the Aeroelastic Capabilities of the elsA Solver within the Context of Aeronautical Engines », Aerospacelab journal vol 14, 2018
- [8] A. Dugeai, "Prévision numérique des forces aérodynamiques instationnaires sur avion complet en supersonique linéarisé : cas des surfaces portantes », RT 46/3064 RY 090R Onera, dec 1989
- [9] A. Dugeai, « Prévision numérique des forces aérodynamiques instationnaires sur avion complet en supersonique linéarisé : cas des corps », RT 55/3064 RY 009R Onera, dec 1990

Collaborations envisagées

Ces travaux de thèse s'effectueront dans le cadre d'une collaboration entre Nexter Arrow Tec, Onera et Sorbonne Université (institut Jean Le Rond d'Alembert)

Laboratoire d'accueil à l'ONERA

Département : Aérodynamique, Aéroélasticité, Acoustique

Lieu (centre ONERA) : Chatillon

Contact : Cédric Liauzun

Tél. : 0146734608

Email : cedric.liauzun@onera.fr

Directeur de thèse

Nom : Jean-Camille Chassaing

Laboratoire : Institut d'Alembert

Tél. : 0144278814

Email : jean-camille.chassaing@sorbonne-universite.fr

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