

# Résumé de thèse : Optimisation conjointe de l'aérodynamique et de la commande d'un projectile guidé en soufflerie

Doctorant: V. Riss, encadrants: E. Roussel et E. Laroche

## Introduction

Initialement développés au début des années 1970 pour améliorer l'efficacité des systèmes d'artillerie sur des cibles mobiles et protégées telles que les blindés, les projectiles guidés ont évolué pour offrir davantage de fiabilité et de souplesse d'emploi. Ainsi, les munitions pilotées de dernière génération sont désormais capables de neutraliser avec précision des cibles fixes en environnement urbain, minimisant le nombre d'obus nécessaire et la probabilité de dommages collatéraux. Comparé à des missiles sol-sol disposant d'une précision similaire, les projectiles guidés offrent un coût réduit au prix d'une portée plus courte.

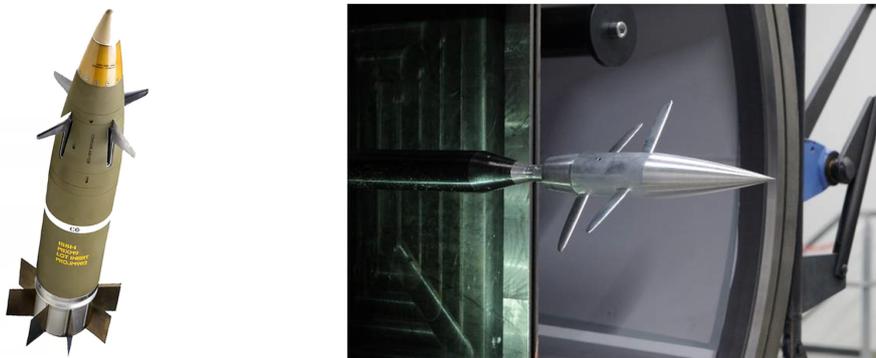


FIGURE 1 – Architecture des projectiles actuels (droite) et futurs (gauche)

L'Institut de Recherches Franco-Allemand de Saint-Louis, acteur majeur de la recherche dans le domaine de l'artillerie, travaille depuis de nombreuses années à l'augmentation de la portée des projectiles guidés [2]. Les projets actuels mettent l'accent sur l'intégration de surfaces portantes permettant aux projectiles de planer sur de plus longues distances par rapport à une trajectoire balistique tout en conservant leur capacité à opérer dans des environnements urbains (c.f. Figures 1 and 2).

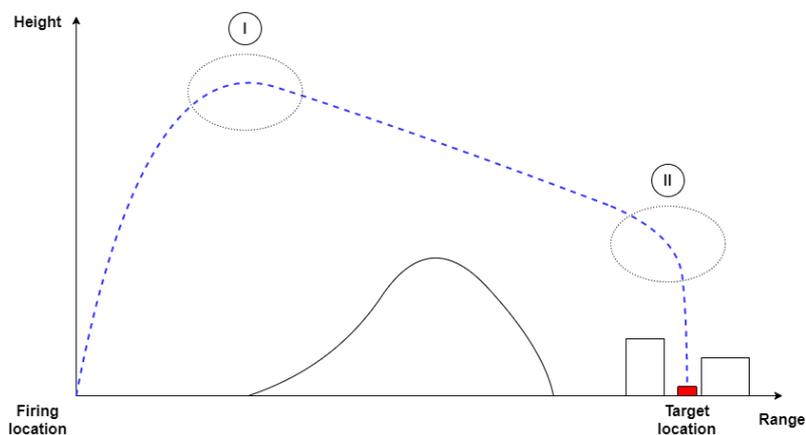


FIGURE 2 – Illustration d'une trajectoire avec phase de plané et attaque en piqué

Le guidage du projectile sur ce type de trajectoire complexe nécessite une manœuvrabilité plus importante par rapport au profil de vol des projectiles actuels. Fort heureuse-

ment, les surfaces portantes peuvent être exploitées pour générer davantage de facteur de charge et réduire le rayon de virage, sous condition que l'incidence du projectile puisse être contrôlée sur une plage de variation suffisamment large. Le contrôleur d'attitude doit donc maximiser le domaine de vol en incidence du projectile tout en tenant compte des limitations imposées par ses actionneurs et ses gouvernes. Ces limites se matérialisent par des phénomènes linéaires (limitation de bande passante) et non-linéaires (décrochage aérodynamique des gouvernes) qui nécessitent d'être modélisés de façon à adapter la loi de commande et l'architecture du projectile pour pouvoir suivre la trajectoire prévue.

Face à ce défi, une approche multi-disciplinaire a été retenue, visant à adapter de manière conjointe les propriétés aérodynamiques et la loi de commande du projectile guidé. Elle permet d'optimiser la marge statique pour trouver un compromis entre autorité de commande et stabilité, réduisant les risques de saturation en amplitude et en vitesse d'actionnement.

Ce problème d'optimisation procédé-correcteur (également nommé co-design) [1] s'inscrit au sein d'un procédé de mise aux point des lois de commande basé sur les données ayant fait ses preuves. La méthodologie HIL pour Hardware-In-the-Loop s'articule autour d'un dispositif expérimental comprenant une maquette de projectile guidé pilotée en soufflerie et maintenue par une rotule (c.f. Fig. 3). Ce moyen d'essais est exploité pour fournir des données contribuant à la modélisation du projectile et à la validation de ses lois de commande.

Le premier chapitre de la thèse introduit le lecteur à cette méthodologie en proposant une extension des travaux existants à la commande en attitude du projectile guidé. La seconde partie présente les réponses apportées aux besoins de modélisation pour l'optimisation projectile-correcteur et la caractérisation des performances du projectile en domaine non-linéaire. Enfin, le troisième chapitre traite de la mise en place de l'environnement de co-design dans un but de maximisation du domaine de vol, ainsi que de la validation expérimentale des performances de plusieurs architectures de projectiles.

## 1 Commande d'un projectile en attitude par l'approche HIL



FIGURE 3 – Le dispositif expérimental ACHILES (Automatic Control Hardware-In-the-Loop Experimental Setup)

La méthodologie de prototypage rapide de lois de commande mise au point par G. Strub [4] permet d'identifier un modèle linéaire de la dynamique du projectile, de synthétiser un correcteur adapté puis de le tester directement en soufflerie. Il est ainsi possible de s'affranchir des outils de mécanique des fluides numérique, potentiellement lents et coûteux

en temps de calcul. De plus, cette méthode offre une validation anticipée des lois de commande, bien moins coûteuse et risquée que les essais en vol libre.

Dans le cadre de cette thèse, l'approche existante est étendue au contrôle d'attitude en modifiant la maquette afin de rendre fonctionnel le degré de liberté en roulis. Le modèle dynamique et la procédure d'identification paramétrique sont ensuite adaptés, et une nouvelle procédure de réglage des gabarits de synthèse est proposée. Enfin, les performances du correcteur d'attitude sont évaluées lors d'essais de suivi de consigne et de rejet de perturbation (c.f. Fig. 4).

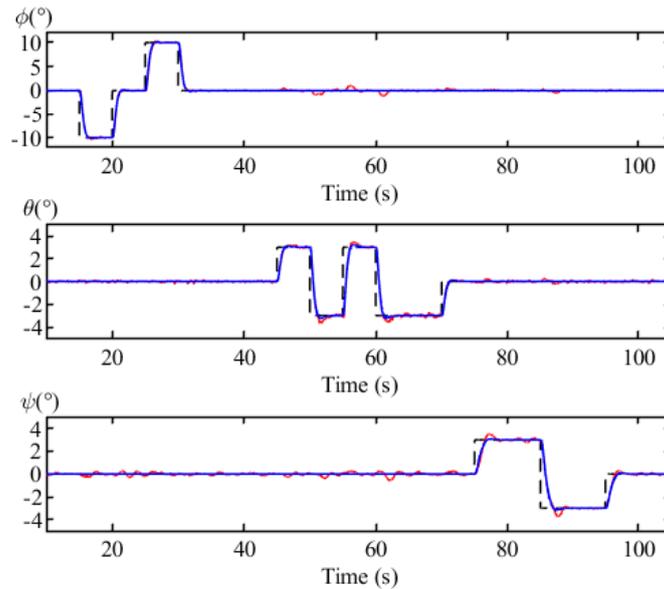


FIGURE 4 – Essai de suivi de consigne en attitude (rouge : mesures, bleu : modèle, pointillés : consigne)

Dans un second temps, on cherche à étendre le domaine de vol en incidence du projectile en optimisant de manière conjointe l'ensemble projectile-correcteur. Pour cela, il est nécessaire de capturer l'influence des caractéristiques géométriques du projectile sur sa dynamique en tangage, mais aussi de quantifier l'effet des limitations aérodynamique liées à ses surfaces portantes.

## 2 Modélisation aérodynamique du comportement en tangage du projectile

Deux modèles distincts ont été développés dans des buts différents : le premier doit permettre la synthèse de lois de commande et implémenter la dépendance vis-à-vis du paramètre géométrique choisi pour l'optimisation conjointe. Le second a pour objectif de capturer l'effet du décrochage des gouvernes sur la réponse du projectile afin de valider le réglage du couple projectile-correcteur. Ainsi, le modèle de synthèse est de type Linéaire à Paramètres Variants (LPV) tandis que le modèle de validation est non-linéaire. Ils implémentent tous deux une dépendance continue par rapport au paramètre géométrique, obtenue par interpolation polynomiale des coefficients aérodynamiques estimés en soufflerie. Sachant que ce dernier influence la marge statique du projectile, une méthode d'identification en boucle fermée a dû être utilisée pour obtenir les propriétés aérodynamiques des configurations les moins stables en boucle ouverte.

Trois architectures de modèle ont été développées pour tenter de capturer le comportement non-linéaire du projectile sur une large plage d’incidences et de valeurs du paramètre géométrique. Le modèle “component-based” est fondé sur des formules analytiques [3] issues de la théorie des écoulements potentiels appliquée aux surfaces portantes et à leurs interactions avec le fuselage. Comme son nom l’indique, la structure “data-based” fait exclusivement appel aux résultats expérimentaux extrapolés grâce à des représentation polynomiales. L’architecture “semi-local” emploie un mélange de résultats théoriques et de données mesurées afin de capturer les non-linéarités sur l’ensemble de la plage de  $x_F$ .

Après comparaison avec des données expérimentales couvrant les configurations stables et instables, la solution “component based” s’est avérée limitée par l’imprécision de certains modèles analytiques. La solution “data based” offre les prédictions les plus fidèles du comportement des projectiles stables mais s’avère inadaptée aux configurations peu ou pas stables. C’est donc la structure “semi local” qui a été retenue pour évaluer l’impact du décrochage des canards sur les performances du correcteur et le domaine de vol du projectile.

### 3 Co-design du couple projectile-correcteur et validation expérimentale

La marge statique du projectile est un levier crucial pour exploiter au maximum ses actionneurs en trouvant le meilleur compromis entre efficacité des gouvernes et réduction des besoins en bande passante. Le paramètre  $x_F$  correspondant à la position longitudinale de l’empennage a été choisi pour adapter la stabilité statique de l’engin.

Un environnement de co-design original a été mis en place pour pouvoir prendre en compte les effets aérodynamiques non-linéaires dès la phase de conception du projectile et de ses lois de commande. Un schéma de synthèse  $\mathcal{H}_\infty$  multi-objectifs permet d’implémenter le problème d’optimisation projectile-correcteur en spécifiant la fonction coût et les contraintes. L’analyse des résultats dans le domaine fréquentiel est complétée par une simulation non-linéaire de la réponse du projectile, s’appuyant sur le modèle de validation précédemment développé. Cette dernière sert à évaluer le domaine de vol du projectile asservi en tenant compte du phénomène de décrochage des gouvernes, ce qui permet de déceler ses éventuelles conséquences néfastes (saturation en braquage, emballement du correcteur) et ainsi d’adapter les gabarits de synthèse pour les atténuer.

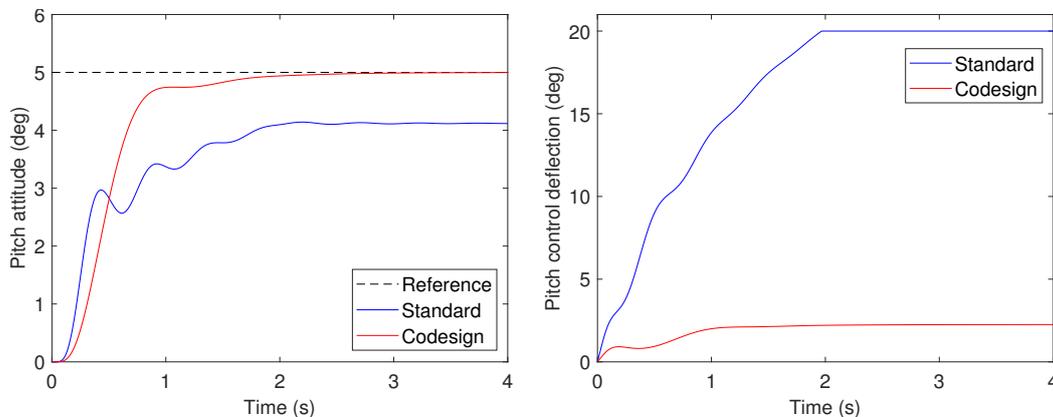


FIGURE 5 – Simulation du suivi de consigne du projectile optimisé (en rouge) par rapport à la configuration de référence (en bleu)

De multiples architectures de projectiles plus manoeuvrants ont ainsi pu être développées. Tout d’abord, deux structures de boucles de commande ont été réglées au sein du problème d’optimisation conjointe, menant à des géométries distinctes. La meilleure des deux structures a été comparée au réglage du même correcteur pour une configuration aérodynamique fixée d’après les standards de stabilité communément admis. Les résultats de simulation présentés en Fig. 5 montrent une nette amélioration de la réponse du projectile correspondant à une augmentation d’un facteur trois du domaine de vol de ce dernier. Enfin, la problématique de la commande du projectile en limite de stabilité a également été explorée, apportant des résultats encore plus prometteurs. Dans un second temps, les deux architectures de co-design ainsi que la loi de commande pour projectiles à stabilité relaxée ont été implémentées sur la maquette en soufflerie afin d’être soumises à des tests de suivi de consigne et de rejet de perturbation. Ces essais ont permis d’évaluer les performances de ces projectiles asservis et de les comparer avec les prédictions fournies par le modèle non-linéaire (c.f. Fig. 6).

Sur la plage de  $x_F$  correspondant aux configurations les moins stables, la variation importante de la dynamique du projectile combinée au manque d’information expérimentale disponible impacte lourdement la précision du modèle. Ainsi, un autre jeu de paramètres aérodynamiques déterminés à partir de la réponse en boucle fermée de la configuration la moins stable est nécessaire pour prédire la réponse de ce type de projectiles de manière satisfaisante. Le modèle ajusté permet de prédire le temps de réponse à 10% du projectile en limite de stabilité avec une erreur relative moyenne inférieure à 17% tandis que le modèle original estime le temps de réponse du projectile optimisé à 22% près.

De plus, ces deux modèles fournissent un encadrement du domaine de vol du projectile obtenu par co-design. Ce dernier est compris entre  $7,3^\circ$  et  $7,7^\circ$  degrés d’incidence contre  $2,5^\circ$  pour la configuration standard, prouvant la pertinence de cette méthodologie de conception dans le cadre de l’amélioration de la manoeuvrabilité des projectiles munis de surfaces portantes.

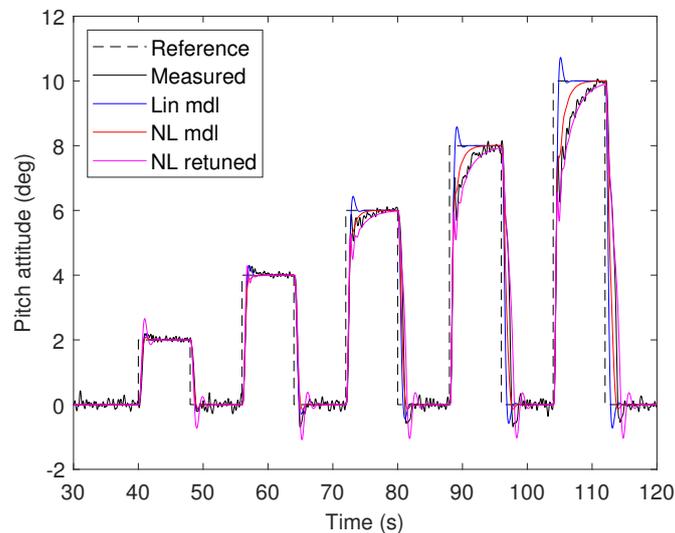


FIGURE 6 – Essai de suivi de consigne d’un projectile obtenu par co-design. “*Lin mdl*” désigne le modèle de synthèse, “*NL mdl*” le modèle de validation original et “*NL retuned*” sa variante ajustée

## Conclusion

La problématique d'amélioration de la manœuvrabilité des projectiles guidés munis de surfaces portantes a été abordée par la combinaison d'un procédé d'optimisation multidisciplinaire avec une méthodologie de modélisation et de synthèse basée sur un dispositif expérimental. L'approche HIL a permis de démontrer le contrôle en attitude de ce type de projectiles innovants. La maquette a également pu fournir des données permettant la modélisation non-linéaire de la dynamique en tangage et la prise en compte du décrochage des gouvernes. Ce modèle de validation a été intégré dans l'environnement de synthèse afin de mettre au point rapidement un ensemble projectile-correcteur robuste à ce phénomène. Les résultats expérimentaux confirment les prédictions des performances en suivi de consigne et valident l'extension du domaine de vol observée en simulation par rapport à la méthodologie de conception standard. Dans le cadre de la conception de projectiles hautes performances, ces recherches fournissent une méthodologie permettant d'augmenter drastiquement la manœuvrabilité d'une configuration à portée optimisée en modifiant simultanément sa marge statique et ses lois de commande sans avoir à altérer le dimensionnement des gouvernes et des actionneurs.

## Listes des publications

### Articles de conférence internationale avec comité de relecture

V RISS, E ROUSSEL et E LAROCHE. "Concurrent Airframe-Controller Optimization of a Guided Projectile fitted with Lifting Surfaces". In : *AIAA SCITECH 2022 Forum*. San Diego, CA, 2022.

V RISS, E ROUSSEL et E LAROCHE. "Attitude Control of a Fin-Stabilized Projectile on a Three-Axis Gimbal in Wind Tunnel". In : *28<sup>th</sup> Mediterranean Conference on Control and Automation*. 2020.

### Articles de conférence nationale sans comité de relecture

V RISS, E ROUSSEL et E LAROCHE. "ACHILES2 : une maquette de projectile asservi en soufflerie pour la modélisation et la commande". In : *6<sup>èmes</sup> journées des Démonstrateurs en Automatique*. Angers, France, 2022.

## Références

- [1] Daniel ALAZARD et al. "Avionics/Control co-design for large flexible space structures". In : *AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference*. 2013, p. 4638.
- [2] V FLECK et C BERNER. "Increase of range for an artillery projectile by using the lift force". In : *Proceedings 16th International Ballistics Symposium, San Francisco, CA, USA*. 1996, p. 23-27.
- [3] Jack NIELSEN. *Missile aerodynamics*. American Institute of Aeronautics et Astronautics, Inc., 1988.
- [4] Guillaume STRUB et Michel BASSET. "Skid-to-turn autopilot design and validation for an experimental guided projectile prototype". In : *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, San Diego, USA*. 2016, p. 1875.