

## PROPOSITION DE SUJET DE THESE

**Intitulé : Commande optimale pour le guidage relatif lors d'un rendez-vous orbital sous incertitudes**

Référence : **TIS-DTIS-2025-35**  
(à rappeler dans toute correspondance)

**Début de la thèse** : Octobre 2025

**Date limite de candidature** : Mai 2025

### Mots clés :

Guidage, Pilotage, Commande optimale, Rendez-vous orbital, Guidage relatif, Propulsion hybride, Incertitudes, Optimisation stochastique

### Profil et compétences recherchées :

M2 en automatique, mathématiques appliquées, systèmes aérospatiaux

Compétences : Automatique, commande non linéaire, commande optimale, mécanique du vol, MATLAB/Simulink, Python, C++

### Présentation du projet doctoral, contexte et objectif :

Les missions spatiales impliquant des manœuvres de rendez-vous orbital sont cruciales pour des applications variées telles que l'entretien de satellites, la collecte de débris spatiaux, et le ravitaillement en orbite. La mission FlyLab [1], conçue et opérée par l'ONERA, s'inscrit dans cette dynamique innovante. Elle consiste en un « Laboratoire Volant » constitué de deux satellites, FlyLab-1 (8U) et FlyLab-2 (6U), qui évolueront sur une orbite héliosynchrone (SSO) à environ 550 km d'altitude.

Les nano-satellites de FlyLab ont pour mission de tester et valider des technologies en orbite, notamment au travers de manœuvres avancées de guidage et de contrôle d'attitude. Ces cubesats, opérant de manière indépendante sans communication directe entre eux, sont dotés de systèmes de propulsion distincts : FlyLab-1 est équipé d'une propulsion électrique, tandis que FlyLab-2 dispose d'une propulsion hybride chimique-gaz froid. Cette diversité technologique rend le problème de guidage et de rendez-vous particulièrement complexe mais aussi riche en opportunités pour développer et valider de nouvelles approches de commande.

La mission FlyLab, prévue pour un lancement en 2025, offre une opportunité unique d'étudier le problème du guidage relatif entre deux satellites aux caractéristiques de propulsion différentes. L'un des défis majeurs est la limitation des communications, celles-ci étant restreintes aux périodes de visibilité des stations au sol. Ceci implique la nécessité d'une planification optimale des trajectoires, tout en intégrant les incertitudes relatives à la dynamique des satellites et les erreurs de mesure.

La thèse proposée a pour objectif de développer de nouvelles stratégies de commande optimale permettant un rendez-vous orbital entre FlyLab-1 et FlyLab-2, prenant en compte les limitations de communication et les incertitudes inhérentes aux missions spatiales en orbite basse. Ce type de problématique a été abordé dans des missions passées [2], telles que l'ATV (véhicule automatique de transfert européen) [3] [4] pour le ravitaillement de la Station Spatiale Internationale (ISS), et dans d'autres missions de rendez-vous emblématiques comme Apollo, Gemini, ou les capsules Crew Dragon de SpaceX. Ces missions ont montré l'importance de la robustesse des algorithmes de commande et de la précision du guidage pour réussir des manœuvres orbitales critiques. Dans le cadre de FlyLab, les contraintes sont particulièrement élevées du fait de l'absence de communication continue entre les deux satellites et de la nécessité d'adapter constamment les trajectoires en fonction des données disponibles lors des phases de visibilité.

Par ailleurs le problème du guidage pour le rendez-vous orbital est rendu plus complexe du fait des performances limitées des capteurs et actionneurs embarqués sur des cubesats. Les techniques développées sont généralement adaptées à des plateformes significativement plus grandes, avec plus d'espace, et d'énergie disponible à bord, comme dans les exemples cités précédemment.

La modélisation initiale des manœuvres orbitales reposera sur une dynamique simplifiée, par exemple en utilisant les équations de Clohessy-Wiltshire [5], adaptées aux véhicules en orbite basse. L'approche indirecte, basée sur le principe du maximum de Pontryagin [6] [7], sera privilégiée pour résoudre les problèmes de commande optimale, bien que des méthodes directes puissent être explorées dans un premier temps pour permettre une meilleure prise en main des concepts. Une attention particulière sera accordée à la modélisation des incertitudes via des approches stochastiques. Des méthodes modernes de commande robuste, telles que la linéarisation statistique [8] [9], permettent notamment de ramener les problèmes de contrôle optimal stochastique en équivalents déterministes, soumis à des contraintes additionnelles. Ces

approches seront examinées pour fournir des commandes en boucle ouverte adaptées aux exigences de la mission, pouvant être réajustées lors des périodes de visibilité avec les stations au sol.

Le modèle simplifié pourra être progressivement raffiné en intégrant des perturbations, telles que les variations gravitationnelles, les effets atmosphériques et les flux solaires. Des approches homotopiques ou de continuation [10] seront employées pour enrichir le problème de contrôle optimal, tout en exploitant des modèles prédictifs basés données pour estimer les termes perturbateurs.

#### Plan de travail de la thèse :

La thèse débutera par une revue de l'état de l'art sur les techniques de rendez-vous orbital, la commande optimale, et les approches stochastiques de propagation d'incertitudes. Un accent particulier sera mis sur la comparaison entre les méthodes directes et indirectes, et sur l'intégration des incertitudes dans la commande optimale, en vue de développer une solution robuste et exploitable pour des scénarios de rendez-vous. Le travail se concentrera ensuite sur l'analyse des stratégies de commande optimale en tenant compte des incertitudes et des contraintes spécifiques de la mission. Des méthodes de commande optimale seront développées à partir de modélisations simplifiées, puis progressivement enrichies pour intégrer des perturbations et des contraintes de communication réalistes. Enfin, les stratégies proposées seront validées par le biais d'un simulateur numérique, permettant de tester les performances et la robustesse des algorithmes dans des conditions proches de celles de la mission FlyLab. Pour finir, des expérimentations sur les satellites en orbite seront envisagées en fonction du niveau de maturité des algorithmes obtenus en fin de thèse.

**Un dossier de candidature contenant CV, lettre de motivation et relevés de notes récents est à envoyer à tous les responsables de la thèse aux adresses mails indiquées.**

#### BIBLIOGRAPHIE

- [1] A. Miniussi, L. Artola, F. Boust, P. Caron, C. Coudrain, D. Falguère, O. Gazzano, G. Gourves, K. Grossel, J. Guerard et e. al., «ONERA's ongoing Nanosat developments and roadmap,» 2022.
- [2] W. Fehse, Automated rendezvous and docking of spacecraft, vol. 16, Cambridge university press, 2003.
- [3] M. Frezet, J. Fabrega et J.-L. Gonnaud, «ATV GNC During Rendezvous,» *Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems*, vol. 381, p. 85, 1997.
- [4] M. Ganet, I. Quinquis, J. Bourdon et P. Delpy, «ATV GNC during rendezvous with ISS,» *DCSSS Conference Citeseer*, 2002.
- [5] W. Clohessy et R. Wiltshire, «Terminal guidance system for satellite rendezvous,» *Journal of the aerospace sciences*, vol. 27, n° %19, pp. 653--658, 1960.
- [6] E. Trelat, Contrôle optimal: théorie & applications, Paris: Vuibert, 2005.
- [7] A. E. Bryson, Applied Optimal Control, T. & F. Group, Éd., New York: Routledge, 1975.
- [8] C. Leparoux, R. Bonalli, B. Herisse et J. Frédéric, «Statistical linearization for robust motion planning,» *Systems & Control Letters*, vol. 189, p. 105825, 2024.
- [9] B. Berret et F. Jean, «Efficient computation of optimal open-loop controls for stochastic systems,» *Automatica*, vol. 115, p. 108874, 2020.
- [10] B. Pan, P. a. P. X. Lu et Y. Ma, «Double-homotopy method for solving optimal control problems,» *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 39, n° %18, pp. 1706--1720, 2016.

#### Collaborations envisagées

##### Laboratoire d'accueil à l'ONERA

Département : Traitement de l'information et Systèmes

Lieu (centre ONERA) : Palaiseau

Contact : Prince EDORH, Bruno HERISSE

Tél. : 01 80 38 66 93

Email : [prince.edorh@onera.fr](mailto:prince.edorh@onera.fr) ; [bruno.herisse@onera.fr](mailto:bruno.herisse@onera.fr)

##### Directeur de thèse

Nom : Bruno HERISSE

Laboratoire : ONERA/DTIS

Tél. : 01 80 38 66 93

Email : [bruno.herisse@onera.fr](mailto:bruno.herisse@onera.fr)

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