

Soutenance de thèse

Tomohiro ISHIZUKA soutiendra sa thèse de doctorat, préparée au sein de l'équipe d'accueil ISAE-ONERA ACDC et intitulée «*Conception de mission et stratégie de guidage pour l'exploration de petits corps sous incertitude stochastique*»

Le 16 avril 2025 à 9h00
Salle des thèses à l'ISAE-SUPAERO

devant le jury composé de

Mme Stéphanie LIZY-DESTREZ	ISAE-SUPAERO	Directrice de thèse
M. Yuichi TSUDA	Japan Aerospace Exploration Agency	Rapporteur
M. Roberto ARMELLIN	University of Auckland	Rapporteur
M. Josep Joaquim MASDEMONT SOLER	Universitat Politècnica de Catalunya	Rapporteur
M. Emmanuel BLAZQUEZ	European Space Agency	Examineur
M. Daniel HESTROFFER	Observatoire de Paris	Examineur
M. Joan Pau SÁNCHEZ CUARTIELLES	ISAE-SUPAERO	Examineur
M. Naoya OZAKI	Japan Aerospace Exploration Agency	Membre invité

Résumé : Ces dernières années, l'exploration de petits corps, tels que les astéroïdes et les comètes, au sein de notre système solaire a suscité une attention substantielle de la part des scientifiques et des ingénieurs. Plusieurs engins spatiaux ont visité avec succès ces corps célestes, effectuant des observations complètes et démontrant la faisabilité des missions de retour d'échantillons. L'environnement dynamique entourant les petits corps est très complexe et perturbé en raison du champ gravitationnel irrégulier du corps et d'autres forces perturbatrices externes. Par conséquent, il n'est pas possible de modéliser avec précision la dynamique, ce qui rend difficile la conception des trajectoires d'engins spatiaux autour de tels corps.

L'objectif principal de cette recherche est d'étudier la faisabilité des missions vers les petits corps sous incertitudes. Cette thèse englobe trois sujets distincts : un problème de rendez-vous avec le petit corps (RDV), des problèmes d'atterrissage sur petit corps et la dynamique au sein d'un système d'astéroïdes triple. L'étude du problème de RDV examine les stratégies d'orientation à bord pour la phase RDV avec le petit corps. Trois stratégies d'orientation différentes sont développées : un guidage basé sur la convexification successive, un modèle de contrôle prédictif (MPC) et un contrôle optimal stochastique (SOC), et grâce à une analyse comparative de leurs performances de guidage sous incertitudes, une stratégie d'orientation embarquée appropriée est proposée.

Cette thèse présente deux cas d'étude d'atterrissage : un guidage d'atterrissage robuste à six degrés de liberté (6-DoF) et un atterrissage à 3-DoF sur un astéroïde à rotation rapide. L'étude sur le guide d'atterrissage 6-DoF vise à développer un algorithme SOC 6-DoF pour répondre aux exigences de touché (TD) en présence d'incertitudes. Les perturbations externes non modélisées le long de la trajectoire nominale sont identifiées à partir de la dynamique couplée à l'attitude de translation, et la performance de guidage d'atterrissage avec l'algorithme SOC est évaluée. L'atterrissage sur un astéroïde à rotation rapide présente des défis supplémentaires en raison de son taux de rotation élevé. La thèse démontre initialement la faisabilité de la descente dans les conditions d'une forte force centrifuge. Ensuite, une analyse de mission nominale (en 3-DoF) est menée pour identifier un scénario de descente nominale qui répond aux exigences de TD. Enfin, l'analyse de la mission de descente est menée dans des incertitudes avec le SOC, et les résultats proposent l'erreur de navigation maximale qui peut être tolérée.

Compte tenu de la présence de deux lunes, l'environnement dynamique autour d'un système triple d'astéroïdes présente un chaos important. Cette thèse présente une nouvelle formulation d'un ensemble d'équations de mouvement (EOM) pour le problème à 5 corps (5BP) pour modéliser le mouvement. En utilisant des approximations valides et la formulation de Jacobi, le nombre d'EOM est réduit de 15 à 9. Par la suite, les mouvements bornés dans cet environnement chaotique sont étudiés, et la sensibilité de ces mouvements aux configurations orbitales des deux petites lunes est examinée. Les résultats révèlent l'existence d'orbites quasi-frozen planes (QFO) qui présentent une stabilité à long terme dans certaines configurations des orbites des lunes, ainsi que des orbites quasi-terminator (QTO) qui démontrent également une stabilité proche.

Mots-clés : Astéroïdes, Guidage, Optimisation convexe, Contrôle optimal stochastique, Analyse de mission, Incertitude

Summary: In recent years, the exploration of small bodies, such as asteroids and comets, within our Solar System has garnered substantial attention from scientists and engineers. Several spacecrafts have successfully visited these celestial bodies, conducting comprehensive observations and demonstrating the feasibility of sample return missions. The dynamical environment surrounding small bodies is highly complex and perturbed due to the irregular gravitational field of the body and other external perturbing forces. Consequently, it is not possible to accurately model the dynamics, rendering the design of spacecraft trajectories around such bodies a challenging task.

The primary objective of this research is to investigate the feasibility of small body missions under uncertainties. This thesis encompasses three distinct topics: a small body rendezvous (RDV) problem, small body landing problems, and dynamics within a triple asteroid system. The investigation into the RDV problem examines onboard guidance schemes for the small-body RDV phase. Three different guidance schemes are developed: a successive-convexification-based guidance, a model predictive control (MPC) and a stochastic optimal control (SOC), and through comparative analysis of their guidance performance under uncertainties, a suitable onboard guidance scheme is proposed.

This thesis presents two landing study cases: six degrees-of-freedom (6-DoF) robust landing guidance and 3-DoF landing on a fast-rotating asteroid. The investigation of the 6-DoF landing guidance seeks to develop a 6-DoF SOC algorithm to meet the touchdown (TD) requirements in the presence of uncertainties. Unmodeled external perturbations along the nominal trajectory are identified from the translation-attitude coupled dynamics, and the landing guidance performance with the SOC algorithm is evaluated. Landing on a fast-rotating asteroid presents additional challenges due to its high spin rate. The thesis initially demonstrates the feasibility of descent under the conditions of a strong centrifugal force. Then, a nominal mission analysis (in 3-DoF) is conducted to identify a nominal descent scenario that meets the TD requirements. Finally, the descent mission analysis is conducted under uncertainties with the SOC, and the results propose the maximum navigation error that can be tolerated.

Given the presence of two moonlets, the dynamical environment around a triple asteroid system exhibits significant chaos. This thesis presents a novel formulation of a set of equations of motion (EOM) for the 5-body problem (5BP) to model the motion. By employing valid approximations and the Jacobi formulation, the number of EOM is reduced from 15 to 9. Subsequently, bounded motions within this chaotic environment are investigated, and the sensitivity of these motions to the orbit configurations of the two moonlets is examined. The findings reveal the existence of planar quasi-frozen orbits (QFOs) that exhibit long-term stability in certain configurations of the moonlets' orbits, as well as quasi-terminator orbits (QTOs) that also demonstrate almost stability.

Keywords: Asteroid, guidance, Convex optimization, Stochastic optimal control, mission analysis, uncertainty