

氏 名 Bruno Victorino Sarli

学位(専攻分野) 博士(工学)

学位記番号 総研大甲第 1788 号

学位授与の日付 平成27年9月28日

学位授与の要件 物理科学研究科 宇宙科学専攻
学位規則第6条第1項該当

学位論文題目 A Study of Multiple Asteroid Flyby Mission Design: An
Approach Using Optimal Control

論文審査委員 主 査 准教授 坂井 真一郎
准教授 川勝 康弘
准教授 吉川 真
准教授 津田 雄一
准教授 船瀬 龍 東京大学大学院

論文内容の要旨

A Study of Multiple Asteroid Flyby Mission Design: An Approach Using Optimal Control

Over the years the missions to asteroids have enhanced our knowledge on many aspects of these bodies. Such a growing interest on them is due to many reasons from purely scientific, such as, understanding the formation mechanisms of our solar system, to more mundane, like planetary protection and mining rare materials. So far asteroid related mission have involved rendezvous, touchdowns and sample returns. However, asteroid flyby missions present unique aspects, such as: cost effectiveness, low fuel usage (e.g. EPOXI and Stardust-NExT missions), and flexible that makes it more effective (e.g. Galileo and Rosetta missions).

This work focuses on the study of multiple asteroid flyby missions developing methods and tools to design deep space trajectories for these missions based on optimal control. The multiple asteroid flyby trajectory design is challenging in many aspects, but believed to be very relevant and in line with the 2013 Global Exploration Roadmap. In order to achieve the final goal, the research is developed in three large areas of space trajectory, which comprehend the fundamentals of the design used in space missions: trajectory design by ballistic arcs, trajectory design by impulsive maneuvers, and trajectory design by low-thrust maneuvers. In here, the ballistic area is used to identify the problem minimums and as basis for the impulsive area, with and both designing main trajectories that are latter used as reference in the low-thrust area to add a secondary objective, midcourse flyby, to the mission.

In the first area an asteroid mission of scientific interest is analyzed design main trajectories the allow a broader understanding of the problem and defining the basic concepts to be used later. A B-type Near-Earth Asteroid, (3200) Phaethon, parent body of the Geminid meteor shower, and asteroids (155140) 2005 UD and (225416) 1999 YC, likely fragments originating from Phaethon, collectively known as the Phaethon-Geminid complex. A mission to this group could provide key information on their origins and solve fundamental issues in thermal and dynamical evolution of comet-asteroid transition bodies. This study assesses the feasibility of a multiple flyby mission for Phaethon, 2005 UD and 1999 YC by a small-class mission. The objective is to design a multiple flyby mission based on ballistic transfers combined with gravity assisted maneuvers that fly by some or all members of the Phaethon-Geminid Complex. The results showed periodic launch opportunities to all three asteroids with the best case for Phaethon requiring less than 1 km/s of Earth excess velocity. No direct transfer can be made to 1999 YC with less than 4 km/s. However, with a gravity assist maneuver at Mars, an Earth-Mars-1999 YC transfer requires less than 3 km/s. It is also found that, with a maximum of 3 km/s, there is not a single transfer that connects all asteroids. However, launch windows in the years 2026 and 2027 allow a flyby of Phaethon and later 2005 UD by conducting an Earth gravity assist maneuver.

(別紙様式 2)
(Separate Form 2)

The second area presents a method of impulsive trajectory optimization based on the well known Primer Vector theory, a gradient based method. Since the gradient allows the optimization in the vicinity of the initial estimation, it is important to take into account the analysis made in the first area so this part can be applied in a region of interest. In this work the Primer Vector theory is modified to accommodate weights in the cost function. This change arises from the need of a fast and accurate analysis obtained with an indirect method that takes into account the velocity increment used for departure from the planet and, particularly for flyby missions, the disregard of the last rendezvous impulse. A detailed derivation of the weighted cost function and its gradient is presented, followed by a discussion on the values of the weights specifically for flyby and rendezvous missions. To test the optimization method, realistic test cases are selected and their results compared against a trajectory using the solution of the Lambert problem and optimization by a nonlinear programming solver. The proposed method showed a faster design with lower cost than the other two methods.

The third area is the design of low-thrust trajectories with a midcourse asteroid flyby using as a reference the trajectories designed in areas one and two. Recently with new trajectory design techniques and use of low-thrust propulsion systems, missions have become more efficient and cheaper with respect to propellant. As a way to increase the mission's value and scientific return, secondary targets close to the main trajectory are often added with a small change in the transfer trajectory. Due to their large number, importance and facility to perform a flyby, asteroids are commonly used as such targets. Once again the Primer Vector theory is used to define the direction and magnitude of the thrust for a minimum fuel consumption problem. The design of a low-thrust trajectory with a midcourse asteroid flyby is not only challenging for the low-thrust problem solution but also with respect to the selection of a target and its flyby point. Currently more than 600,000 minor bodies have been identified, that in turn generate a very large number of possible flyby points. This work uses a combination of reachability, reference orbit, and linear theory to select appropriate candidates, drastically reducing the simulation time, to be later included in the main trajectory and optimized.

博士論文の審査結果の要旨

A Study of Multiple Asteroid Flyby Mission Design: An Approach Using Optimal Control

本論文は、太陽系小天体のフライバイ探査について、最適制御理論に基づく一連の軌道設計手法を提案したものである。とくに複数天体を続けて探査するマルチ・フライバイミッションについて、現実的・体系的な構築手法を提示する、独創的かつ有用な研究である。中間マヌーバを伴う場合の軌道最適化理論(Primer Vector Theory)をフライバイ探査に適用するための拡張や、既存の軌道計画の途中で副次的な小天体フライバイを追加する際の計画手法を考案し、具体的なミッション計画例により、その有効性を示している。

論文は全7章からなるが、その核となるのは小天体フライバイ探査の軌道計画手法に関わる3つの研究成果であり、それぞれ第3~5章に示されている。第1章では導入として、研究の目的・意義に加え、これら3つの研究成果を、いかに統合し、本論文の大テーマ「マルチ・フライバイミッションの構築」を解決するかという観点から、論文の構成・枠組みを提示している。第2章では、後続の議論の礎となる主要な書籍、先行論文を紹介している。

本論文、1つ目の主題となる第3章では、弾道軌道と惑星スイングバイを組み合わせた小天体フライバイ軌道の設計手法を論じている。この構成の軌道設計自体は一般的なものだが、本論文での提案手法では、惑星スイングバイ前後の弾道軌道の接続において、小さいが重要な工夫があり、それにより、体系的・包括的に軌道群を構築して、大域的な解空間構造を把握することが可能になっている。

続く第4章では、中間マヌーバを含むフライバイ軌道の設計手法を論じ、中間マヌーバを伴う場合の軌道最適化理論(Primer Vector Theory)をフライバイ探査に適用するための拡張方法を示している。これで第3章と合わせ、単一の小天体フライバイ探査の軌道構築手法が確立されたことになる。

第5章では、複数天体をフライバイする軌道について、とくにイオンエンジン等の低推力推進系を用いる場合の設計手法を論じている。一般には、探査対象小天体とフライバイ機会の膨大な組み合わせについて、計算負荷が高い非線形最適化問題を解いていかなければならないところ、「既存の軌道計画の途中で副次的な小天体フライバイを追加する」という現実的な設定を導入することで、組み合わせのフィルタリングの効率化や、線形化による軌道最適化の計算負荷低減に成功している。

第6章では、第3~5章の研究成果を用いて、一貫したマルチ・フライバイミッションを構築して見せ、本論文で提案する手法が、マルチ・フライバイミッションの体系的な構築に有効であることを具体例でもって示している。最後に第7章では、結論をまとめている。

このように、本論文は、複数の太陽系小天体を続けて探査するマルチ・フライバイミッションについて、現実的・体系的な構築手法を提案し、その有効性を示したものである。とくに、マルチ・フライバイミッションを、既存の軌道計画の途中で副次的な小天体フライバイを追加する軌道設計、と捉える点に独創的な着眼があり、これにより探査候補小天体の探索範囲や、軌道制御量算出のための計算量を大幅に削減することに成功し、現実的な計算時間で大域的なミッション設計が可能であることを示した。近年、世界各国で、小型計画による深宇宙探査が注目されており、小天体マルチ・フライバイミッションは、その有力なアプリケーションと考えられている。そのような探査計画において、本論文で提案される手法は、ミッション軌道を効率良く、かつ適切に設計する手法として広く活用されうる、有用なものである。

以上、申請された論文は独自性・有用性を併せ持ち、博士論文としてふさわしいものであるとして合格と判定した。