

氏 名 杉本 理英

学位(専攻分野) 博士(工学)

学位記番号 総研大甲第 1666 号

学位授与の日付 平成26年3月20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 Trajectory Design for Lagrange Point Missions using DST in  
Restricted Three-Body Problem

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  
教 授 吉村 浩明 早稲田大学  
助 教 板東 麻衣 九州大学

論文内容の要旨

**Trajectory Design for Lagrange Point Missions using DST in Restricted Three-Body Problem**

This study investigates the trajectory design around collinear equilibrium point (Lagrangian point) in Elliptic Restricted Three-Body Problem (ER3BP) using the Dynamical Systems Theory (DST). The periodic orbits around the collinear Lagrangian point are main target and feasible orbit maintenance for the periodic orbits is constructed.

The ER3BP is higher fidelity dynamical model than commonly used Circular Restricted Three-Body Problem (CR3BP). The orbit eccentricity of the primary two bodies (primaries) are considered in the ER3BP and the reference orbit design is also conducted in the ER3BP. The designed orbit leads more actual initial condition for the full model orbit propagation than that of in CR3BP.

Three dimensional, periodic Halo orbits are found around collinear L-points in the CR3BP. The CR3BP is symmetry and autonomous model since the two dominant bodies rotate on circular orbits about their mutual gravity center.

In ER3BP periodic orbits in vicinity of L2 point are designed as reference orbits. The periodic orbits are constrained nearby reference Halo orbits. Thus the orbit will not be the random shape but elliptic orbit in rotating reference coordinate similar to Halo orbits. Some of the periodic orbits require a large number of revolutions to reproduce the initial condition. In that case, the orbits are divided in smaller revolution orbits and by connecting those orbits to realize full revolution orbit.

Dynamical Systems Theory (DST) is the mathematical theory. The invariant manifolds can be designed by means of the DST which gives the principal motion about the reference trajectory. The invariant manifolds constructed by the DST have been studied and start being used in actual space mission trajectory design. The past studies are normally implemented in the assumed simple model in the CR3BP. The practical use of the DST considered in higher fidelity model gives more realistic dynamics of the motion and becomes more efficient application.

The feasible maintenance maneuver design comes out from the losing correction target. The idea is that only the diverging component in the orbit deviation is treated to stay close to the reference trajectory. The benefit from the solution of eigenvalue problem for the Monodromy matrix, which is the State Transition Matrix (STM) along periodic orbit, the principal subspaces are derived about the reference. The diverging subspace is only error stretching direction in the state displacement. Therefore, when the diverging component is nullified, the deviation will not increase and stay around the reference trajectory.

博士論文の審査結果の要旨

**Trajectory Design for Lagrange Point Missions using DST in Restricted Three-Body Problem**

本論文は、ラグランジュ点まわりを周回する軌道について、より現実的な力学モデルの元、軌道を効率的に維持するための軌道設計・制御手法を提案したものである。論文では、まず楕円制限三体モデル下で多周回の回帰軌道を構築する実用的手法を確立したのち、得られた多周回軌道の状態遷移に対して、力学系理論に基づく効率的な軌道維持手法を適用することを提案し、その有効性を定量的に示している。

論文は全8章からなる。第1章の導入に続き、第2～4章において本論文での議論の元になる基本概念が紹介される。従来、広く研究の対象とされてきた「円」制限三体モデルに代えて、本論文では、より現実的な「楕円」制限三体モデルを対象にすることが第2章で宣言される。制限三体モデルにおける特有事項(ラグランジュ点、ハロ軌道)は第3章で紹介される。第4章では、論文後半の主題に関連する事項として、効率的な軌道維持のために力学系理論を適用する手法の考え方が示される。

本論文、一つ目の主題である楕円制限三体モデル下での軌道設計手法については、第5、6章で論じられる。一般に、宇宙機の運用軌道としては、反復性・持続性の観点から回帰軌道が採用されることが多い。ラグランジュ点周辺を一周回後、同一状態に回帰する軌道が構築可能な円制限三体モデルと異なり、二天体間の位置関係も時々刻々変化する楕円制限三体モデルにおいては、宇宙機と二天体が同一状態に回帰するまでに、宇宙機はラグランジュ点周辺を多数回(したがって長期間)周回する必要がある。誤差の発散性が強いラグランジュ点周辺においても、比較的周期が短い回帰軌道であれば通常のシューティング法で構築することができる(第5章)。しかし、実用性の高い小サイズ・多周回・長周期の回帰軌道を構築するためには特段の工夫が必要になる。第6章では、この課題に対して多重シューティング法を適用すること、およびその接続点における状態量の実用的な初期推定手法を提案し、実際に長周期(周期約35年)の回帰軌道を構築することで、手法の有効性を示した。

本論文、二つ目の主題である軌道維持手法については、第7章で論じられる。力学系理論を用いる軌道維持手法では、ある区間の状態遷移行列を固有値分解し、誤差の発散成分のみを打ち消すことで制御量を抑制する。したがって、たとえば一周回ごとの局所的な状態遷移情報を用いて制御量を定めるよりも、多周回に渡る大局的な状態遷移情報を用いる場合の方が、長期的な制御量を抑制できることが期待できる。ここでは、第6章で示した手法により得られた多周回の回帰軌道を用いて、その状態遷移から有効な大局的情報を得て、それを制御量算出に用いることにより、局所的な情報だけを用いる場合に比べて必要な制御量を削減できることを定量的に示した。

このように、本論文はラグランジュ点まわりを周回する軌道について、楕円制限三体モデルの元、軌道を効率的に維持するための軌道設計・制御手法を提案し、その有効性を示したものである。とくに、制御量の大局的な最小化のために多周回の回帰軌道を基準軌道に用いる点に独創的な着眼があり、また、その基準軌道を構築する上での数値解法上の困難を克服する実用的手法を確立している点も評価できる。太陽・地球系のラグランジュ点は将来の宇宙活動の拠点と目されており、その近傍では多数の宇宙機が運用されることが予想される。そのような場面において、本論文で提案される手法は、宇宙機の軌道を効率良く維持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。