



Title	Mission Design, Orbit Deployment, and Imaging Control of Satellite Constellation for Earth Observation
Author(s)	井本, 悠太
Citation	大阪大学, 2025, 博士論文
Version Type	VoR
URL	https://doi.org/10.18910/101639
rights	
Note	

The University of Osaka Institutional Knowledge Archive : OUKA

<https://ir.library.osaka-u.ac.jp/>

The University of Osaka

論文内容の要旨

氏名 (井本 悠太)	
論文題名	Mission Design, Orbit Deployment, and Imaging Control of Satellite Constellation for Earth Observation (地球観測衛星コンステレーションのミッション設計、軌道展開、および撮像制御)
<p>Thanks to recent technological developments, satellites are becoming smaller and less expensive. Accordingly, space missions are shifting from missions with a single satellite to large-scale missions with multiple small satellites. One form of satellite mission that fits this trend is satellite constellation. A satellite constellation is a large-scale system in which multiple satellites continuously cover the entire Earth or a specific area and conduct missions in coordination with each other. To effectively utilize the limited number of satellites, this research focuses on the orbit design, initial operation, and actual mission operation of satellite constellations for Earth observation. The research is constructed as follows:</p> <p>In Chapter 1, the necessity of satellites' Earth observation and the advantages of satellite constellations are discussed. Then, previous studies on each phase of the satellite constellation missions are introduced, and the purpose of this research is stated.</p> <p>As a mission planning phase of the constellation mission before launch, Section 2 proposes an optimal constellation design method for Earth observation using Interferometric Synthetic Aperture Radar (InSAR). Orbit requirements for InSAR observation, repeating Sun-synchronous orbit, are formulated using Kepler orbital elements. Then, the mission evaluation criteria of the constellation are formulated as objective functions of the optimization problem. Then, the constellation design problem is constructed as a mixed integer programming problem. The metaheuristic optimization method derives optimal constellation configurations for multiple mission scenarios. The novelty of this study lies in its ability to design optimal solutions that adapt to complex mission-specific conditions, such as non-uniform target placement.</p> <p>In Chapter 3, the initial operation phase of the mission is considered. By changing the satellite attitude or rotating the solar panel properly, the effect of the atmospheric drag can be adjusted, and the desired orbital maneuver can be achieved. A fuel-free in-plane constellation deployment method using atmospheric drag is considered here. First, analytical in-plane deployment models are proposed, consisting of trajectory models of the satellites' cross-section and orbit parameters. Then, its accuracy is verified through the numerical simulation. A new orbit control method for the in-plane constellation deployment is proposed using the analytical model. The desired maneuver trajectories are updated by regularly re-calculating the analytical maneuver model according to the current orbit state, and the satellite executes the desired cross-section and orbit trajectories. Numerical simulations verify the validity of the proposed method.</p> <p>In Chapter 4, actual mission operations are focused on. A new optimization method for efficient Earth observation scheduling is proposed. The optimization problem is formulated as the iterative mixed-integer programming problem to observe more targets more precisely. Also, a low-cost maneuver calculation law for CMG-equipped satellites is proposed. The relation between the magnitude of the angular momentum and the maneuver time is formulated, and the minimum maneuver time is obtained through the golden-section search. The validity of the proposed maneuver calculation method is verified through numerical simulation. Using this method in the optimization process, highly accurate and reliable mission scheduling is achieved.</p> <p>Finally, Chapter 5 summarizes the results of this research.</p> <p>These results provide a theoretical basis for solving technical issues in all phases of satellite constellation missions for Earth observation, from design to operation. This research is an essential step towards an Earth observation system that can acquire better data faster and more often.</p>	

論文審査の結果の要旨及び担当者

氏名 (井本 悠太)	
	(職) 氏名
論文審査担当者	主査 教授 佐藤 訓志 副査 教授 大須賀 公一 副査 教授 石川 将人

論文審査の結果の要旨

近年の技術の発達に伴い、人工衛星の小型化及び低価格化が進んでいる。それに伴い、宇宙ミッションのトレンドは1機の衛星によるものから複数衛星によるものへと移り変わりつつある。複数衛星を協調動作させ、地球全体あるいは特定地域を継続的にカバーする大規模なミッション形態を衛星コンステレーションという。本論文では、地球観測衛星コンステレーションの軌道設計、初期運用、および実際のミッション運用に着目し、限られた衛星資源を有効に配分してより効率的にミッションを実行するために必要な、軌道配置の最適設計、軌道展開制御法、衛星の姿勢駆動計画法の提案を行っている。

第1章では、地球観測の社会的な重要性について述べ、衛星コンステレーションミッションの各フェーズを対象とした先行研究を紹介している。

第2章では、打ち上げ前のミッション初期検討フェーズとして、合成開口レーダによる地球観測を行うコンステレーションの最適軌道設計手法を提案している。初めに、観測を適切に行うためにケプラー軌道要素が満たすべき要件(太陽同期準回帰軌道)条件を定式化している。次に、ミッション性能を評価する指標を最適化の目的関数とし、コンステレーションの軌道設計問題を多目的混合整数計画問題として定式化している。そして、蟻コロニー最適化を用いて複数のミッション条件の下で最適なコンステレーション構造を導出している。撮像対象の分布の偏りなどの複雑なミッション条件に適応した最適なコンステレーション構造を提供できる点が提案手法の利点である。

第3章では、ミッションの初期運用フェーズを対象としている。衛星の姿勢変更や太陽電池パネルの回転によって衛星の有効断面積が変化すると、衛星に加わる大気抵抗力が変化し、それに伴って衛星の軌道も変化する。よって、有効断面積の遷移を適切に設計して高度落下量をコントロールすることで、打ち上げられた衛星群を空気抵抗のみで所望の軌道へ展開することが可能となる。本章では、大気抵抗を利用したコンステレーション軌道展開制御法を提案している。初めに、軌道展開のための有効断面積と軌道パラメータの遷移モデルを解析的に計算し、数値シミュレーションによりその精度を検証している。そして、得られた解析モデルを用いた新しい軌道制御法を提案している。提案制御則は、解析式と単純な数値計算のみからなるため、小型衛星に搭載するようなスペックの限定されたコンピュータにおいてもオンボード計算が可能である利点を有する。

第4章では、実際のミッション運用に焦点を当て、効率的な地球観測のためのミッション計画手法を提案している。まず、地球観測のミッション計画問題を衛星の姿勢駆動の最適スケジューリング問題に帰着させ、多くのターゲットを正確に観測することを目的とした最適化問題として定式化している。そして、反復構造を持つ混合整数計画問題を蟻コロニー最適化によって解くことでスケジューリングを行っている。加えて、実際の衛星運動を考慮した設計を実現するために、CMGを用いた姿勢マヌーバの低コスト計算則を提案している。本手法では、CMG ジンバル角遷移と姿勢変更時間の高速計算法を構築し、厳密な最適化によって求めた従来手法との比較を行っている。提案手法によって姿勢変更時

間及びジンバル角遷移を従来手法の 5%程度の計算時間で概算できる。本手法をミッション最適設計プロセスに用いることで、姿勢変更時のアクチュエータの挙動を反映した実用性の高いミッションスケジューリングが実現可能となる。

第 5 章では、結論として論文の総括と将来展望を述べている。

以上のように、本論文は力学・制御の視点から衛星の挙動を解き明かし、地球観測衛星コンステレーションミッションの設計から運用までの各段階における技術的課題に対する有効な手法を与えていた。本論文の結果は、質の高いデータをより早く、より高頻度に取得できる地球観測コンステレーションシステムの実現に大きく貢献するものである。よって本論文は博士論文として価値あるものと認める。