



Title	Orbit Transfer and Station-Keeping of Geostationary Spacecraft by Low-Thrust Propulsion
Author(s)	北村, 憲司
Citation	大阪大学, 2020, 博士論文
Version Type	
URL	https://hdl.handle.net/11094/77621
rights	
Note	やむを得ない事由があると学位審査研究科が承認したため、全文に代えてその内容の要約を公開しています。全文のご利用をご希望の場合は、大阪大学の博士論文についてをご参照ください。

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（北村憲司）	
論文題名	Orbit Transfer and Station-Keeping of Geostationary Spacecraft by Low-Thrust Propulsion (静止衛星の低推力スラスターによる軌道遷移および軌道保持)
論文内容の要旨	
<p>In this study, orbit transfer and station-keeping of geostationary satellites with low thrust electric propulsion thrusters are investigated. Although electric propulsion thrusters are very effective in reducing fuel consumption owing to their high exhaust velocity, operational load on the ground station will increase due to longer transfer time and increased frequency of station-keeping maneuvers. To address this problem, this study proposed quasi-optimal control-laws that will be suitable for the autonomous guidance and control of geostationary satellites. This thesis is structured as follows.</p> <p>In chapter 1, previous contributions on low-thrust orbit transfer and station-keeping are summarized, and the purpose of this thesis is clarified.</p> <p>In chapter 2, the equations of motion to describe a dynamics of satellite under perturbations are formulated as Gauss' planetary equations for equinoctial orbital elements. In addition, the perturbing force models of the Earth's higher-order gravitational potential term, Sun and Moon gravity, and solar radiation pressure, which are the dominant perturbing forces acting on geostationary satellites, are formulated.</p> <p>In chapter 3, an analytical solution of the minimum-energy orbit transfer problem is derived under the assumption that the orbital motion is in the same plane throughout the transfer, and that the transfer time is given. To solve the optimal control problem, the averaged canonical equations are derived using the time-averaged Hamiltonian. The corresponding two-point boundary-value problems are analytically integrated to form a set of nonlinear equations and the procedure to obtain the optimal trajectory and control input is presented. The analytical solutions are compared with the numerical solutions using the pseudospectral method, and both solutions agreed well each other.</p> <p>In chapter 4, the minimum-time orbit-raising problem of geostationary spacecraft with low-propulsion thrusters is investigated. This problem is equivalent to determining an appropriate thrust direction during orbit raising. A novel closed-loop thruster steering law is proposed, which determines the thrust direction based on the optimal feedback gains and control errors of each orbital element. The feedback gains of the steering law are assumed to be functions of the orbital elements and are optimized using a meta-heuristic method. The orbital semi-major axis, eccentricity, and inclination are considered as independent variables for expressing the gains. Numerical simulations show that whichever orbital elements is selected as an independent variable, the same performances are obtained. It is shown that regardless of the initial orbital elements, by selecting the independent variable appropriately, the proposed method can solve the minimum time orbit-transfer problem.</p> <p>In chapter 5, the closed-loop thruster steering law described in chapter 4 is further improved to account for the several attitude constraints. In the proposed steering law, the satellite attitude is controlled to suppress its error with respect to the ideal thruster direction under the orthogonality constraint between the Sun direction and the solar array driving mechanism's rotational axis, as well as the angular momentum and torque constraints. All these constraints are satisfied by introducing a structure similar to Baumgarte's stabilization method and by formulating a quadratically constrained quadratic programming problem that can be analytically solved to obtain the control torque. Several numerical simulations show that the transfer time difference from the ideal unconstrained transfer is less than a few percent.</p> <p>In chapter 6, the precise station-keeping of a geostationary satellite using a low-thrust propulsion system is investigated. Analytical mean orbital elements of the satellite, which represent the long-term motion of the satellite under major perturbation forces that include the gravitational effects of the Earth's oblateness, Sun and Moon gravity, and solar pressure force are introduced. Subsequently, a control law of the station-keeping is derived by using the analytical mean orbital elements, where four electrical thrusters are assumed to be mounted on the anti-nadir face of the satellite, and the control forces are appropriately distributed into the thrusters. The effectiveness of the proposed control law is demonstrated through numerical simulations.</p> <p>In chapter 7, the results of this study are summarized and future prospects are described.</p>	

論文審査の結果の要旨及び担当者

氏 名 (北 村 憲 司)	
	(職) 氏 名
論文審査担当者	主査 教授 山田克彦
	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

本論文は、電気推進のような低推力スラスターを用いた場合の、静止衛星が初期投入軌道から静止軌道まで軌道遷移する場合の軌道制御方式と、静止軌道において軌道位置を保持する場合の軌道制御方式を検討したものである。電気推進スラスターは高効率であり推薦消費量を削減することができるが、低推力であるため軌道遷移や軌道保持に時間がかかり、地上局の負担が重くなる。この問題を解決するために、本論文では、電気推進スラスターによる軌道遷移や軌道保持に、地上局が介在する必要のない準最適な制御方策を提案している。

第1章では、静止衛星の軌道遷移や軌道保持に対する過去の研究を概観し、本論文の目的を述べている。

第2章では、静止衛星の運動方程式をガウスの惑星方程式で定式化し、静止衛星に加わる、地球の高次重力項、太陽・月の重力、太陽輻射圧などの外乱力をガウスの惑星方程式に対する摂動力項としてモデル化している。

第3章では、静止衛星の軌道遷移が2次元面内運動で、軌道遷移時間が与えられた場合に、最小エネルギー軌道遷移の解析解を導出している。最適制御問題の解を導くために、時間平均化したハミルトニアンを用いた平均化正準方程式を導き、2点境界値問題を解析的に積分して、最適制御入力と最適軌道を導くことに成功している。この解析解と、擬似スペクトル法を用いた数値最適解を比較した結果、高い一致度が得られ、解析解の妥当性が検証されている。

第4章では、低推力スラスターを用いた3次元の最短時間軌道遷移問題を考察している。この問題は、軌道遷移中のスラスター方向を適切に定める問題であり、この問題に対して、各軌道要素の誤差に基づいて閉ループ制御でスラスターの向きを決定する新しい制御則を提案している。このときのフィードバックゲインは、静止衛星の軌道長半径、離心率、軌道傾斜角のいずれかの関数とし、数値シミュレーションの結果から、いずれの軌道要素を用いても同等の制御性能が得られ、提案する手法が最短時間軌道遷移問題に対して適切な解を与えることが示されている。

第5章では、第4章の閉ループ制御則をさらに発展させて、衛星の姿勢制約も取り込むようにしている。ここでは、衛星の太陽電池パドルの回転軸が太陽方向と直交すること、および姿勢制御アクチュエータのトルクと角運動量の大きさの制約を考慮している。これらの制約を2次計画問題として定式化して解析解を導いており、数値シミュレーションの結果から、制約を考慮しても軌道遷移時間の増加は数%以内に抑えられることが示されている。

第6章では、低推力スラスターによる精密な軌道保持を扱っている。外乱を考慮した解析的な平均軌道要素を導き、この軌道要素に基づいて4基の低推力スラスターによる効率的な閉ループ軌道保持方法を提案し、その効果を数値シミュレーションで確認している。

第7章では、本論文の成果を総括するとともに、今後の課題についてまとめている。

以上のように、本論文は低推力スラスターによる静止衛星の軌道遷移と軌道保持を対象に、最適軌道遷移の解析解を導くとともに、軌道遷移における種々の制約を考慮したうえでの閉ループ制御則を導いており、静止衛星の軌道保持においても効率的な閉ループ制御則を提案している。本論文の成果は、今後の低推力スラスターによる静止衛星の軌道遷移と軌道保持に対して工学的洞察を与えるとともに、実用的な制御手法を提供するものである。よって本論文は博士論文として価値あるものと認める。