

## 審査の結果の要旨

氏名 尾崎直哉

修士（工学）尾崎直哉提出の論文は、「**Tube Stochastic Differential Dynamic Programming and Application to Robust-Optimal Spacecraft Trajectory Design**（確率微分動的計画法とロバスト最適な宇宙機軌道設計への応用）」と題し、英文で書かれ、本文7章および附録からなっている。

低推力軌道最適化問題は、宇宙ミッション設計における重要課題の一つである。従来は決定論的な力学システムを仮定して軌道設計した上で、実飛行環境におけるモデルの不確定性を吸収するために、運転率(duty cycle)や弾道飛行期間(forced coast period)等の経験則に基づくマージンを導入することで、ロバスト性を高めた軌道を設計してきた。このような従来手法は、パラメータの調整に専門知識と時間を要するだけでなく、必要十分なロバスト性を有することを定量的に議論することが難しい。一方、ロボティクス等の制御の分野では、ロバスト最適制御を扱うための系統的手法が提案されている。その一つがチューブ・ロバスト・モデル予測制御(Tube Robust Model Predictive Control, TRMPC)である。TRMPCは、不確定性によって外乱を受けて到達しうる閉領域を規定し、その閉領域内の全ての状態量を目標地点に制御するロバスト制御手法である。しかし、TRMPCは制約条件つき線形二次レギュレータ(Linear Quadratic Regulator, LQR)問題を対象としており、非線形な低推力軌道設計問題にそのまま適用することはできない。

本論文は、宇宙機の軌道設計のための制約条件つき・非線形確率最適制御問題の解法の確立を目指している。確率過程を Unscented 変換(Unscented Transform)で逐次的にガウス過程と近似し、閉ループ制御則をシグマ・ポイント上の制御ベクトルの補間関数として表現した結果、確率最適制御問題を決定論的な最適制御問題へ帰着させることに成功している。帰着された最適制御問題は、近年軌道設計分野で注目を集めている微分動的計画法(Differential Dynamic Programming, DDP)を利用することで効率的に解くことができ、低推力軌道設計で従来経験的に導入されてきたような運転率・弾道飛行期間に加えて、推力方向、加速開始時刻の変更といったマージンが自動的に最適な配分で導出されることを数値シミュレーションによって実証している。そして、提案手法が必要十分なロバスト性を有した最適軌道（すなわち、ロバスト最適軌道）を実現していることを、モンテカルロ法によって示している。

第1章では、実用的な宇宙機ミッションにおけるロバスト最適な軌道設計の重要性を述べ、軌道設計分野および制御理論分野の関連研究の調査を行っている。軌道設計分野では経験則に基づくロバスト軌道設計手法が採用されている一方で、制御理論分野ではロバスト

最適制御の理論的な解法が研究されてきた。しかし、全ての制約条件つき・非線形最適制御問題を解決する一般的な解法は存在せず、問題ごとに異なる解法を採用しなければいけないため、宇宙機の軌道設計問題に適用可能な解法が必要であると述べている。

第2章では、確率最適制御について、提案手法の理論を構築するための予備知識をまとめている。そして、確率最適軌道設計問題を解くための5つの課題を挙げている。

第3章では、前章で識別した5つの問題を解決するために、提案手法である **Tube Stochastic Differential Dynamic Programming (TSDDP)**の理論をまとめている。本理論は、『ガウス確率過程としての逐次近似』、『Unscented 変換の導入』、『シグマ・ポイント上の制御ベクトルによる制御則のパラメータ化』、そして『Chance Constrained 法による制御量の制約条件表現』という4つの鍵により、確率論的な最適軌道設計問題を決定論的な最適軌道設計問題へ帰着することに成功している。さらに、大規模な最適軌道設計問題を安定的に解くために、**DDP**を採用している。

第4章では、最も単純な例題として、線形時不変系に対して提案手法を適用している。従来の固定運転率（経験則）によるロバスト設計に対して、提案手法は運転率が時間ごとに可変なノミナル軌道を実現していることが示されている。そして、モンテカルロ法により提案手法の最適性とロバスト性を示している。本例題によって、提案手法がパラメータ・チューニングに時間をかけずに、ロバスト最適な軌道設計を実現できることが示されている。

第5章では、地球・火星間軌道遷移問題（二体問題）へ提案手法を適用している。提案手法により、加速開始時刻の変更、推力方向変更といった高度なマージンが自動的に導入されており、提案手法が従来手法よりロバスト最適な軌道設計を実現できることを示している。

第6章では、低推力推進機が異常停止する確率モデルを考慮したロバスト軌道設計問題を解いている。この結果から、非ガウシアン・ノイズに対する本提案手法の適用限界を示している。また、弾道飛行期間をマージンとして利用したロバスト最適軌道も本提案手法により得られることを示している。

第7章では、本論文の結論、提案手法の発展性と今後の課題をまとめている。

以上要するに、本論文は、宇宙機の実用的な低推力軌道設計において重要となるロバスト最適な軌道設計手法を確立し、更に提案手法の実用性も示したものであり、宇宙工学上貢献するところが大きい。

よって、本論文は博士（工学）の学位請求論文として合格と認められる。