

Title	Nonlinear Dynamics and Control of Spacecraft Formation Flying
Author(s)	木村, 将哉
Citation	大阪大学, 2019, 博士論文
Version Type	
URL	https://hdl.handle.net/11094/72388
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、 〈a href="https://www.library.osaka-u.ac.jp/thesis/#closed"〉 大阪大学の博士論文について <a>〉 をご参照ください。

Osaka University Knowledge Archive : OUKA

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

Osaka University

論文内容の要旨

氏名 (木村 将哉)

論文題名

Nonlinear Dynamics and Control of Spacecraft Formation Flying
(宇宙機の編隊飛行における非線形動力学と制御)

論文内容の要旨

複数の宇宙機が互いに近傍を飛行し共通のミッションを遂行することをフォーメーションフライングと呼び、単一の宇宙機では困難なミッションの達成やシステムのロバスト化および低コスト化が可能となる。フォーメーションフライングの実現のためには基準となる主宇宙機に対する従宇宙機の相対運動の時間発展の高精度な計算方法や制御方法の確立が必要である。本論文ではこれらに鑑みて取り組んだ宇宙機のフォーメーションフライングにおける相対運動の力学と制御についての研究の成果を記した。本論文の1章では序論と各章における成果の概要を記した。

2章では宇宙機間の相対運動の時間発展の解析的計算方法について記した。地球を周回する宇宙機は地球の扁平性に起因する重力ポテンシャルの歪みであるJ2摂動の影響を受けその軌道が短周期的にも長周期的にも変動する。従来の時間発展の計算方法ではJ2摂動の影響を平均化した軌道を示す平均軌道要素を用いることにより、一部の計算を簡略化して解析解を得た。この従来の方法では平均軌道要素を用いて軌道を表現する過程で一定の誤差を有することが課題とされた。本研究では時間発展の積分計算における変数変換を工夫することにより平均軌道要素を用いることなくその解析解を状態遷移行列として導出することに成功した。これにより相対運動の時間発展の計算精度を向上できることを確認した。さらに宇宙機間の相対距離が長い場合の非線形な相対運動の解析解の導出方法について検討を行った。従来の非線形の相対運動方程式の解法では大規模なテンソル計算が必要であったが、本研究による提案方法では宇宙機の相対状態を表す変数として平均近点角を用いることで非線形の影響項を集約し解析解を簡易的に表現することに成功した。数値計算による検証により相対距離が100 km以上となるような巨大なフォーメーションにおいても提案する計算方法が適用できることを確認した。また従来のテンソル計算を用いた方法と比較して計算精度が向上することを確認した。これらにより宇宙機間の相対運動の時間発展の高精度な計算方法を得た。

3章ではフォーメーションフライングの問題の拡張として中心天体を周回する小衛星周りの宇宙機の軌道についての解析と安定軌道の導出方法について記した。質量を無視できる主宇宙機と異なり小衛星周りの相対運動においては重力の影響を無視できず運動方程式が複雑になるため、従来は軌道の形状や周期を解析的に得る方法が無かった。本研究では小衛星を中心とする楕円軌道の安定性に着目しその安定軌道の満たすべき近似方程式を導出した。さらにその解を与えることで相対軌道の形状と周期を解析的に導出した。これにより宇宙機の力学的エネルギーを示すヤコビ定数に基づいて直ちに相対軌道を導出することが可能となった。

4章では再び主宇宙機に対する従宇宙機の相対運動の問題に戻り、従宇宙機に制御入力を印加することでその相対状態を任意の相対状態に遷移させるための制御則の構築を行った。このとき制御入力に従宇宙機に搭載されるスラスタ等により印加されるものとした。宇宙機間の相対距離が短い場合には2章で得た状態遷移行列を用いることで任意の相対状態への遷移のための制御入力のL2ノルムを最小化できることを確認し最適制御則を得た。宇宙機間の相対距離が長い場合においては非線形の最適制御問題を最大値原理に基づいて定式化し、状態変数と随伴変数とから成る非線形の正準方程式を導いた。さらに正準摂動法を応用することでこの非線形の正準方程式の高精度な近似解析解を導出し制御入力のL2ノルムを最小化する最適制御則を得た。ここでも宇宙機の相対状態を表す変数として平均近点角を用いることで正準方程式を簡易化し正準摂動法における逐次計算を可能にした。数値的な繰り返し計算により評価関数を最小化することで制御入力を得る力任せの方法と比較して、提案する最適制御則は少ない計算量で同程度の制御性能を示すことを確認した。これらにより宇宙機間の相対運動の高精度な制御方法を得た。

最後となる5章では本論文の結論を述べた。

論文審査の結果の要旨及び担当者

氏 名 (木村将哉)			
	(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			
<p>本論文では、複数の宇宙機が編隊飛行を形成するフォーメーションフライングを対象に、宇宙機間の相対運動の力学と制御について、運動方程式の解の表現と、その解を用いた相対位置の制御方法について検討を行ったものである。</p> <p>第 2 章では、宇宙機間の相対運動の時間発展の解析的計算方法を示している。とくに、地球の周りの楕円軌道を周回する宇宙機では、地球の扁平性に起因する重力ポテンシャルの歪みの影響を無視することができないが、その主要項である J2 項の影響を含めて、運動方程式の解を陽に表現することに成功している。さらに、宇宙機間の相対距離が長くなる場合には、相対運動の運動方程式が非線形になり、解を解析的に表現することが困難になるが、そのような場合にも、相対運動を記述する変数を工夫することによって解を近似的に状態遷移行列の形で表現できることを示し、その解を陽に導いている。</p> <p>第 3 章では、宇宙機的一方が小天体である場合を対象として、小天体から宇宙機に微小重力が働く場合の検討を行っている。このような場合には、小天体の周りに、逆行周回軌道と呼ばれる小天体の公転の向きとは逆向きの安定な平面軌道の存在することが知られているが、この逆行周回軌道を対象として、その軌道長半径と周期や軌道形状との関係について、ある近似のもとに解析的な関係式を導いている。この関係式が、小天体の質量によらず、逆行周回軌道の特性を精度よく表しうることを示し、逆行周回軌道の性質が変化する点について、そのパラメータの値を解析的に求めている。</p> <p>第 4 章では、第 2 章で導いた相対運動の解をもとに、宇宙機が編隊飛行を行う場合の特徴的な相対運動軌道を導き、さらに望ましい相対運動を実現するための制御則を導いている。はじめに宇宙機間の相対距離が短い場合を対象として、第 2 章で求めた状態遷移行列をもとに相対距離変動の少ない運動軌道を導くとともに、その運動軌道を実現するための最適制御則を求めている。さらに、相対距離が長い場合を対象として、状態変数と随伴変数からなる非線形の正準方程式を導き、宇宙機の微小制御入力を摂動として扱い、正準摂動法を応用して非線形の場合の最適制御則を導いている。</p> <p>第 5 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。</p> <p>以上のように、本論文は宇宙機のフォーメーションフライングを対象として、相対距離の短い場合の運動方程式の解の導出と、その相対距離の長い場合への拡張を行い、さらには一方が小天体であり、微小重力が宇宙機に作用する場合の運動軌道の解析、また、得られた運動方程式の解の表現を用いた宇宙機間の相対運動に対する最適制御則の導出を行っている。本論文の成果は、今後実応用の期待される宇宙機のフォーメーションフライングに対して、理論面から資することの大きなものと考えられる。よって本論文は博士論文として価値あるものと認める。</p>			