

論文 / 著書情報
Article / Book Information

題目(和文)	可変形状衛星によるフォーメーションフライングのための自己遮蔽を考慮した宇宙環境力モデリングと軌道制御手法
Title(English)	Shadow-Aware Space Environment Force Modeling and Orbit Control Method for Formation Flying by Variable Shape Satellites
著者(和文)	喜多村章悟
Author(English)	Shogo Kitamura
出典(和文)	学位:博士(工学), 学位授与機関:東京工業大学, 報告番号:甲第12844号, 授与年月日:2024年9月20日, 学位の種別:課程博士, 審査員:中西 洋喜,遠藤 玄,岡田 昌史,坂本 啓,山浦 弘
Citation(English)	Degree:Doctor (Engineering), Conferring organization: Tokyo Institute of Technology, Report number:甲第12844号, Conferred date:2024/9/20, Degree Type:Course doctor, Examiner:,,,,
学位種別(和文)	博士論文
Category(English)	Doctoral Thesis
種別(和文)	論文要旨
Type(English)	Summary

論文要旨

THESIS SUMMARY

系・コース： Department of, Graduate major in	機械 機械	系 コース	申請学位 (専攻分野)： 博士 Academic Degree Requested Doctor of (工学)
学生氏名： Student's Name	喜多村 章悟		指導教員 (主)： 中西 洋喜 准教授 Academic Supervisor(main)
			指導教員 (副)： Academic Supervisor(sub)

要旨 (和文 2000 字程度)

Thesis Summary (approx.2000 Japanese Characters)

本論文は、「可変形状衛星によるフォーメーションフライングのための自己遮蔽を考慮した宇宙環境力モデリングと軌道制御手法」と題し、以下の 7 章から構成される。

1 章「序論」では、研究の背景と目的を述べる。複数の衛星を協調動作させるフォーメーションフライングでは、衛星の姿勢/形状を適切に変化させることによる宇宙環境力(空力/太陽輻射圧)を用いた推進剤フリーな軌道制御手法が注目されている。太陽電池パドル等によって衛星の外観が非凸である場合、衛星に向かう気体粒子/光子の一部が遮られる「自己遮蔽」が生じる。自己遮蔽は、発生する宇宙環境力の向きや大きさに影響を及ぼすが、これを考慮した軌道制御の先行研究は存在しない。また自己遮蔽を考慮可能な従来の宇宙環境力モデルは計算コストが高く、軌道上のリアルタイム処理には適さない。本研究では、自己遮蔽を考慮可能かつ計算コストの小さい宇宙環境力モデルと、これを用いた軌道制御手法を提案することを目的とする。

2 章「衛星モデルと座標系」では、フォーメーションフライングを実現する主/副衛星の衛星モデルについて説明する。衛星モデルは、衛星を構成する主要コンポーネントのサイズや質量を定義したものであり、研究対象である宇宙環境力の自己遮蔽が生じる非凸な外観とする。本研究では、2021 年に東京工業大学が開発した「ひばり」衛星モデルを使用する。また、モデル化した衛星の位置や姿勢を計算するための座標系について説明する。本研究では、様々な用途に応じて複数の座標系を使い分ける。座標系と関連し、衛星の姿勢と形状のパラメータ化方法について説明する。最後に、本衛星モデルが備える「可変形状機能」について、その概要と運動学を述べる。

3 章「宇宙環境力モデル」では、本研究が扱う宇宙環境力(空力/太陽輻射圧)のモデリングを行う。宇宙環境力モデルは、所定の姿勢/形状状態の衛星モデルを入力し、同状態に対応する宇宙環境力を出力するモデルである。研究対象である自己遮蔽は、レイトレーシングベースの従来モデルを用いることで考慮可能である。本章では、まず従来モデルを概説した上で、自己遮蔽を考慮する場合としない場合とで宇宙環境力に差分が生じることを従来モデルを用いて確認する。一方で、レイトレーシングベースの従来モデルは計算コストが大きく、計算資源の限られた衛星内での動作には不適である。そこで、自己遮蔽の推定をニューラルネットワークで代替するモデリング手法を提案する。最後に、提案モデルによる自己遮蔽の推定性能及び処理時間の評価結果について述べる。

4 章「フォーメーション制御則」では、宇宙環境力を用いて主/副衛星のフォーメーションを制御するための手法を説明する。まず目標フォーメーションとの誤差をフィードバックして制御加速度を求め、次いで同加速度を宇宙環境力として発生するための姿勢及び形状を求める。本研究が扱うひばり衛星モデルは可変形状機能を有する多剛体モデルであり、姿勢/形状の変化自由度が多いため、同一の発生加速度に対して様々な姿勢/形状を取り得る。そこで、直前の制御時刻からの姿勢/形状の変化量をなるべく小さくする等、機械的制約を考慮した姿勢/形状の算出手法を提案する。提案手法は反復計算が不要なため、軌道上でのリアルタイム処理に適している。

5 章「数値シミュレーション」では、宇宙環境を模擬した数値シミュレータを用い、いくつかの軌道条件についてフォーメーションフライングの成立性を検証する。また、本研究の対象である自己遮蔽を考慮しない場合のシミュレーションを比較実行し、提案手法の有用性を評価する。その他、宇宙環境力の不確実性に対するロバスト性評価等を行い、提案手法によるフォーメーションフライングの成立性や課題について議論する。

6 章「フォーメーションフライング成立の条件検討」では、宇宙環境力を用いたフォーメーションフライングが成立する軌道条件を調査し体系化する。推進剤を用いずに宇宙環境力のみで軌道を制御するということは、制御の成否が主/副衛星の軌道条件に強く依存することを意味する。したがって、具体的なミッション計画を策定する上で、ミッションの成否と軌道条件の関係性を把握しておくことが非常に重要となる。本章ではフォーメーション維持ミッションに焦点を当て、ミッションの成否と軌道条件の関係性をマクロに把握するための指標を提案する。そして本指標を用い、高度や分離距離等の様々な軌道条件に対して実施した調査の結果について述べる。

7 章「結論」では、本研究を総括するとともに、今後の課題を示す。

備考：論文要旨は、和文 2000 字と英文 300 語を 1 部ずつ提出するか、もしくは英文 800 語を 1 部提出してください。

Note：Thesis Summary should be submitted in either a copy of 2000 Japanese Characters and 300 Words (English) or 1copy of 800 Words (English).

注意：論文要旨は、東工大リサーチリポジトリ(T2R2)にてインターネット公表されますので、公表可能な範囲の内容で作成してください。

Attention: Thesis Summary will be published on Tokyo Tech Research Repository Website (T2R2).

論文要旨
THESIS SUMMARY

系・コース： Department of, Graduate major in	機械 機械	系 コース	申請学位 (専攻分野)： 博士 Academic Degree Requested Doctor of	(工学)
学生氏名： Student's Name	喜多村 章悟		指導教員 (主)： Academic Supervisor(main)	中西 洋喜 准教授
			指導教員 (副)： Academic Supervisor(sub)	

要旨 (英文 300 語程度)
Thesis Summary (approx.300 English Words)

Propellant-free formation flying using space environmental forces such as aerodynamic force and solar radiation pressure offers significant benefits in terms of system simplification and mission life extension. Formation is controlled by appropriately changing the attitude and shape of the satellite to generate the desired control acceleration. For this purpose, it is essential to model space environmental forces corresponding to these satellite states. Conventional formation control methods using space environmental forces rely on models that ignore self-shadowing caused by, for example, solar array paddles. The gap between modeled and actual forces can degrade control performance.

To solve this problem, we propose a novel modeling method for space environmental forces that takes into account self-shadowing for nonconvex satellites and a formation control law based on the model. The self-shadowing effect is estimated at low computational cost by a neural network that imitates ray-tracing analysis. The relative orbit between satellites is controlled by feedback acceleration on the mean orbital element error. Since the space environmental forces used for orbit control are small, we design the feedback gains to automatically prioritize the controlled components with high control efficiency in the controllable subspace of the mean orbit elements, which varies dynamically with the orbit phase. For the calculation of the satellite state, we derive an optimization problem to obtain a solution that not only generates the required acceleration, but also improves controllability under various mechanical constraints.

Numerical simulation results for formation establishment and maintenance show the effectiveness of the proposed method and the importance of considering the self-shadowing. Moreover, the results of a comprehensive investigation using a metric on the possibility of canceling perturbations that cause secular drift in relative orbit clarify the conditions on orbit altitude, orbital plane, etc. necessary for stable formation flying.

備考：論文要旨は、和文 2000 字と英文 300 語を 1 部ずつ提出するか、もしくは英文 800 語を 1 部提出してください。
Note：Thesis Summary should be submitted in either a copy of 2000 Japanese Characters and 300 Words (English) or 1copy of 800 Words (English).

注意：論文要旨は、東工大リサーチリポジトリ(T2R2)にてインターネット公表されますので、公表可能な範囲の内容で作成してください。
Attention: Thesis Summary will be published on Tokyo Tech Research Repository Website (T2R2).