T2R2 東京科学大学 リサーチリポジトリ
Science Tokyo Research Repository

論文 / 著書情報
Article / Book Information

題目(和文)	可変形状機能を用いた宇宙機の姿勢制御と軌道上性能評価
Title(English)	
著者(和文)	渡邉奎
Author(English)	Kei Watanabe
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12523号, 授与年月日:2023年9月22日, 学位の種別:課程博士, 審査員:中西 洋喜,山浦 弘,岡田 昌史,遠藤 玄,坂本 啓
Citation(English)	Degree:Doctor (Engineering), Conferring organization: Tokyo Institute of Technology, Report number:甲第12523号, Conferred date:2023/9/22, 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

Powered by T2R2 (Science Tokyo Research Repository)

（博士課程）
Doctoral Program

論 文 要 旨

THESIS SUMMARY

系・コース： Department of, Graduate major in	機械 系 機械 コース	申請学位（専攻分野）： Academic Degree Requested	博士 （工学） Doctor of
学生氏名： Student's Name	渡邉 奎	指導教員（主）： Academic Supervisor(main)	中西 洋喜
		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，「可変形状機能を用いた宇宙機の姿勢制御と軌道上性能評価」と題し，以下の 7 章から構成される．

1 章「序論」では，研究背景と目的を述べる．近年，超小型衛星のミッションの多様化に伴い，迅速かつ高安定な姿勢制御や軌道制御性能が要求されている．現在ではそれぞれの要求を満たすには専用の機器が必要であるが，超小型衛星には体積等に厳しいリソース制限があり全機器の搭載は困難である．そこで本研究では，衛星構造の駆動により全体形状を変化可能な可変形状機能に着目する．形状変化により，質量分布変化や内力トルクを利用した姿勢制御や，外力変化を利用した軌道制御などが可能となり，衛星の多機能化，リソース制限の緩和につながる．一方，可変形状を用いた姿勢制御は未だ理論研究のみで，変形を伴うことを考慮した衛星システムの実現性検討や軌道上実証例がないという課題がある．本研究では超小型衛星による可変形状姿勢制御の実現を目的とし，軌道上実証衛星，特に可変形状を積極利用した姿勢制御系の設計を行い，数値シミュレーションや地上実験，軌道上実験を通して設計妥当性や性能の評価を行う．

2 章「可変形状機能を有する宇宙機の姿勢運動学」では，従来の浮遊多剛体運動学を利用して，本論文で扱う可変形状宇宙機システムの姿勢運動を定式化し，可変形状姿勢制御の原理を示す．

3 章「軌道上実証衛星の開発」では，可変形状姿勢制御の実証を目的とした 50kg 級衛星 HIBARI について述べる．可変形状姿勢制御の性能目標を設定し，それを実現するための駆動型の太陽電池パドルを設計する．従来と異なり積極的に駆動するパドルを搭載するため，その駆動が衛星システムへ与える影響と設計指針を明らかにして，実証衛星の設計開発を行う．

4 章「姿勢決定制御系の開発」では，3 章で明確にした姿勢制御系への要求を満たすための姿勢制御系ソフトウェアを設計する．可変形状による姿勢制御の実証には，パドル駆動を用いる高い姿勢制御性能の要求と，システムの安全を担保する信頼性の要求の両方を満たす必要がある．それらの両立を図り，姿勢系内で 2 つの独立した系を用意し，それぞれが各要求を満たすようソフトウェア設計を行う．パドル駆動を用いる姿勢制御性能要求について，迅速姿勢変更のためのフィードフォワード制御則，高精度指向のためのフィードバック制御則で対応する．また，パドル駆動系が異常を起こしたときのために，自律的な異常の検知および対応手法を設計する．

5 章「軌道上実証衛星の地上試験」では，設計したパドル駆動系，姿勢制御系および衛星システム全体についての設計妥当性や性能を評価するために地上試験を行う．パドル駆動系の評価には，軌道上環境を模擬した駆動試験を行うため，微小重力条件下での駆動試験や，高温・低温真空環境下での駆動試験などを行い，駆動系の軌道上動作健全性および駆動特性を確認する．姿勢制御系の評価には，可変形状機能を有する宇宙機に対応した軌道上環境模擬姿勢シミュレータとして，ソフトウェアのみで構成された SiLS(Software in the Loop Simulator)と，実ハードウェアを含み軌道上環境により近い HiLS(Hardware in the Loop Simulator)の 2 種類を開発し，これらを用いて制御アルゴリズムの妥当性確認や軌道上性能評価を行う．HiLS 環境ではハードウェアの特性や通信時間が起因で SiLS 環境よりも制御応答性が悪いことを確認したが，いずれの環境でも姿勢制御要求の迅速性と指向精度を満たすことを確認し，設計妥当性を示す．衛星システムの評価には，特に駆動パドルを搭載することで影響を受ける系として，通信系のアンテナパターン試験，構造系の振動試験，衝撃試験，質量特性測定，熱系の熱真空試験を行い，設計妥当性や課題を確認する．

6 章「軌道上実証衛星の軌道上実験」では，2021 年に地球周回軌道へ打ち上げられた HIBARI の軌道上実験結果について述べる．まず打ち上げ後からパドル駆動実験準備までの結果を踏まえ，設計した衛星システムの妥当性を確認する．パドル駆動実験では，軌道上でのパドル駆動性能を地上での駆動結果と比較して評価する．軌道上でのパドル駆動速度は，地上と比べ遅れることを確認し，原因考察する．また，比較結果を踏まえ，パドル駆動系にはたらくトルクに着目した軌道上でのパドル駆動角速度の推定手法を提案し，取得可能な軌道上データの時間分解能の向上を図る．この推定手法と姿勢ダイナミクス理論により軌道上姿勢を推定し，軌道上姿勢実測値と比

較することで，それらは0.85deg(3σ)以内で一致することを示す．また，軌道上でパドル駆動による姿勢制御実験を行い，迅速姿勢変更性能が目標性能を達成することを示す．その際の消費電力も評価し，既存の迅速アクチュエータであるコントロール・モーメント・ジャイロよりも少ないことを示す．また，姿勢アクチュエータとしてパドルのみを用いたフィードバック姿勢制御を行い，指向精度の目標性能を達成することを示す．最後に軌道上運用で得られた知見についてまとめ，今後の改善策を提案する．

7章「結論」では，以上の結論を要約し今後の課題を述べる．

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).

（博士課程）
Doctoral Program

論 文 要 旨

THESIS SUMMARY

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

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

This paper describes an attitude control method using the shape change of Micro/Nano satellite. This method has the advantage of being applicable to agile and large-angle attitude change using mass distribution change and internal force torque, and to orbit control using external forces. However, in order to realize the shape change of the satellite in orbit, there are problems such as increased system complexity and decreased reliability. Therefore, there has been no on-orbit demonstration of this attitude control by Micro/Nano satellite. The purpose of this paper is to realize this attitude control method. A 50kg class microsatellite with a variable shape function is developed, and the validity of the satellite design and attitude control performance are evaluated through ground tests and on-orbit experiments.

First, a solar array paddle that can be driven rotationally is designed to demonstrate the attitude control using shape change. The impact of the paddle drive on the satellite system and countermeasures are discussed, and the design theory of the demonstration satellite is presented.

Next, the designed paddle drive system, the attitude control system using the paddle drive, and the satellite system are each tested on the ground to confirm the validity of the design.

Finally, the demonstration satellite is evaluated in orbit. The integrity of the paddle drive system and satellite system is confirmed. Attitude control performance, especially agile and large-angle attitude change performance and pointing accuracy, is evaluated, and it is confirmed that the target performance is achieved.

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).