

令和 6 年 6 月 2 日現在

機関番号：11301

研究種目：若手研究

研究期間：2021～2023

課題番号：21K14342

研究課題名（和文）MEMSミラーを用いた超小型宇宙望遠鏡用1秒角指向制御装置の研究

研究課題名（英文）Research on 1-arcsecond pointing control device for nano space telescopes using a MEMS mirror

研究代表者

藤田 伸哉 (Fujita, Shinya)

東北大学・工学研究科・特任講師

研究者番号：90847279

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 3,600,000円

研究成果の概要（和文）：10kg級の超小型衛星の姿勢制御のみで指向精度1秒角オーダーの指向制御を実現することは困難である。そのため本研究では、電磁方式のMEMSミラーを利用することで精密に望遠鏡光軸を制御する装置のプロトタイプ開発に取り組んだ。恒星センサ用の星位置計算アルゴリズムを改良し、0.05秒角の精度で星重心位置が計測可能であることを実験光学系で検証した。また開発したミラー駆動回路を含むシステムの動特性を計測し、シミュレーションにより制御則を評価したうえで、室内実験と屋外夜空実験により、プロトタイプ光学系の目標指向制御精度である制御誤差 ± 2 秒角以内を達成することができた。

研究成果の学術的意義や社会的意義

大気の影響を受けず、数週間～数ヶ月に渡る長期間、望遠鏡を占有して特定の天体を観測し続けることができれば、これまで見逃してきた天文現象の発見が期待できる。本研究はトランジット法による太陽系外惑星の探査が可能な観測能力を持つ10 kg級超小型衛星を地球低軌道に複数機配備し、宇宙望遠鏡を長期占有可能な環境を構築することを将来目標とし、MEMSミラーによる高精度望遠鏡指向制御装置の研究に取り組んだ。

研究成果の概要（英文）：It is difficult to achieve pointing control with pointing accuracy on the order of 1 arcsecond only by attitude control of a 10 kg class nano-satellite. Therefore, we have developed a prototype of a device that precisely controls the telescope optical axis by using an electromagnetic MEMS mirror.

We improved the algorithm for calculating the star positions for the star tracker and verified that the star center of mass can be measured with an accuracy of 0.05 arcseconds using the experimental optical system. The dynamic characteristics of the system including the developed mirror driving circuit were measured, the control law was evaluated by simulation, and the target pointing control accuracy of the prototype optical system, within ± 2 arcsec, was achieved through indoor and outdoor night sky experiments.

研究分野：超小型衛星姿勢制御

キーワード：宇宙望遠鏡 超小型衛星 MEMSミラー 系外惑星 姿勢制御

様式 C-19、F-19-1、Z-19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

近年、重量数 kg - 数十 kg の「超小型人工衛星」を利用した地球観測や通信ネットワーク構築等の宇宙インフラ整備、天文観測や新規技術の宇宙実証等の研究利用が国内外で大きな注目を集めている。NASA や JAXA 等の主導で開発・運用される従来型の高性能な大型衛星をスーパーコンピュータに例えるならば超小型人工衛星は「宇宙版スマートフォン」であり、性能は劣るものの、目的を絞り、低コスト・短期間で開発が可能な手軽さが注目の理由と言える。つまり、単一のサイエンスミッションに特化した専用の衛星を迅速に軌道に配備し、その衛星を占有的に利用した挑戦的な観測が実現できる、という点において超小型衛星利用ミッションは強みを発揮すると考える。

特に天文観測には長期間機器を占有した軌道上での継続的な観測が有効である。地上に設置した小型望遠鏡であれば、データを必要とする観測者が機器を占有することは可能であるが、十分な測光精度は得られず、光害や天候の影響も受けやすい。天文台の大型望遠鏡でも大気の影響等による観測は避けられず、また利用希望者が多いため長期間連続した観測は難しい。数少ない高性能な宇宙望遠鏡は、大気の影響を受けずに高い測光精度が得られるが、利用の競争倍率は更に高い。そのため、口径 10 cm 未満の小型望遠鏡を搭載した重量 10 kg 級の超小型衛星を軌道に配備することが、系外惑星探査のような数週間から数ヶ月に渡って高精度な測光を必要とする天文観測のブレークスルーとなると考えられている(図 1)¹⁾。しかし、既に超小型衛星の実利用が進む地球観測分野と比較すると、微弱な光を正確に計測しなければならない天体観測はカメラの露光時間が数千倍以上長いため、現行の地球観測用超小型衛星の姿勢制御技術だけでは星像にブレが生じて定量的な議論が全くできないという課題がある。



図1. 本研究課題の背景

2. 研究の目的

本研究では、衛星-地上間レーザ通信でも用いられる MEMS ミラーによる高精度高速ビーム制御機構を応用し、超小型衛星にも搭載可能な天体望遠鏡用ブレ補正装置を提案した。

現行の超小型衛星技術では天体に対する指向精度は約 0.1 - 0.01° (数分角) 程度であるが、天文観測においては観測用 CCD センサの不均一性を考慮して特定の単一ピクセルのみに星像を絞り込まなければならず、約 100 倍指向精度を高めた 1 秒角オーダでの姿勢制御が必要になる。

衛星本体の指向精度は姿勢センサやアクチュエータの能力が支配的である。現行の超小型衛星用恒星センサでは単純に姿勢決定精度が不十分(0.01°程度)、応答が遅い(計測周期 1 Hz 程度)、制御用モータから生じる擾乱が衛星の姿勢を乱す等の様々な問題があり、衛星本体の制御精度を一桁以上高める技術は数年以内の短期的には開発困難と考える。

一方、申請者らは衛星-地上間レーザ通信での利用を目的に、姿勢制御とは独立した小さなミラーを駆動する精追尾機構を搭載することで、微小な誤差を高速に補正する技術研究に以前から取り組んでいる。サブ秒角精度で高速駆動可能な二軸 MEMS ミラーによりビームを高精度制御する、という基本機能はそのままに、レーザ光よりはるかに微弱な 4 - 6 等星の天体(ガイド星)の位置を高感度・小ピクセルサイズのミラー制御用 CMOS センサで計測し(設計目標値 0.2 秒角)、低ノイズ・大ピクセルサイズの観測用 CCD センサ上で星像のブレが 60 秒間に渡り 1 ピクセル以下に保つように制御する。トランジット法により太陽に似た恒星(ターゲット星)を回る地球の 2 倍サイズの系外惑星を探索するため、観測用 CCD センサによる測光精度は超小型衛星として世界最高となる±30 ppm を目標とする。このような MEMS ミラーを用いた高い指向精度の天体観測装置はこれまでに国内外で実現されていない。

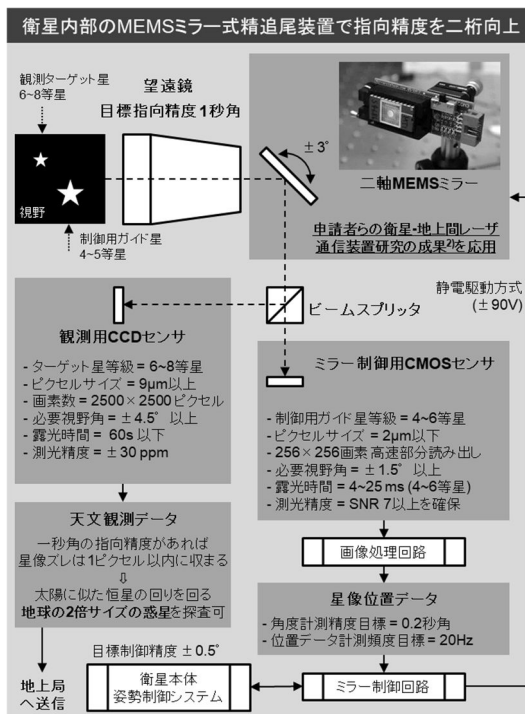


図2. 精追尾システムブロック図と基本設計情報

3. 研究の方法

宇宙望遠鏡全体を開発するためには大きな予算が必要になるため、今回の研究期間内では望遠鏡システムに限定して、性能・サイズ・消費電力・コスト等の観点から実際に超小型衛星に搭載可能なことを示すためのプロトタイプを完成させることを目標とした。具体的には、以下の項目について検討や実験を実施した。

MEMS ミラー制御システムの構築

- ・ 星重心座標をサブピクセル単位以上で算出するための画像アルゴリズムの開発
- ・ MEMS ミラー制御回路の作成
- ・ MEMS ミラーフィードバック制御則の作成

MEMS ミラー角度制御シミュレーションの作成

- ・ 適切な制御ゲインの推定
- ・ 宇宙望遠鏡の姿勢制御誤差によって生じる星像位置誤差の推定

実験用プロトタイプでの動作確認

- ・ プロトタイプ光学系の構築
- ・ 室内で宇宙望遠鏡の姿勢制御誤差を再現可能な実験環境を構築し、実験を実施
- ・ 屋外にプロトタイプを設置し、実物の星に対して実験を実施

4. 研究成果

MEMS ミラー制御システム

MEMS ミラーには一般に、圧電方式、電磁方式、静電方式の3つの方式が存在する。本研究では、衛星に搭載する必要性から数V程度の低電圧で駆動でき、電流値の制御で微小な駆動角の変更が可能な電磁方式を採用した。特に本研究におけるプロトタイプ開発ではS13124-01（浜松ホトニクス）を利用した。この機構をFine Steering Mirror (FSM) Control Unit と呼ぶ。

FSM control unit で行うフィードバック制御では、まずフィードバック対象となる星の望遠鏡視野内での位置を求める必要がある。フローを本研究では恒星センサ用に開発された既存のアルゴリズムを参考に、特に暗い星の重心位置決定に適した画像処理アルゴリズムの開発を行った。センサから画像を取得する際、長時間の露光を行うと星像がブレにより変形する恐れがある。そのため、CMOS センサに内蔵されたアンプのゲインを上げ、より暗い星がセンサに写るようにすることが行われるが、同時に暗電流等に起因するノイズも増加する。そのため、画像処理においてノイズの影響は低減されなければならない。観測対象の星はPSF 分布にしたがってセンサに映るため、その情報を損なわないよう重心計算を行う必要があり、今回のノイズ除去アルゴリズムでは中心に重みをつけるガウシアンフィルタを採用した。

ノイズの除去後、星を識別するアルゴリズムとして、大津の二値化法を採用した。本手法は星と背景のような二峰性のある画像の処理を得意とするアルゴリズムである。

星を検出した後は、固定サイズの正方形ウィンドウの走査により星像の重心位置を求める。理想的には星は点源であるが、意図的に星像をデフォーカスさせ、PSF に従って分布させることで、複数のピクセルが星の光を受光し、サブピクセル単位の重心計算が可能になる。

ただし、デフォーカスに伴い各ピクセルの受光量は減少するためS/Nは低下する。室内の光学実験台上に構築した実験系により、今回開発したアルゴリズムを用いて、ゲインと重心計算精度の関係を検証した結果を図4と図5に示す。予想の通り、S/Nが低下すると重心位置計算精度は低下するため、屋外で実際の星を使用した制御系の調整が必要となることが明らかになったが、ゲインが10 dB程度までであれば、0.05秒角程度の星位置決定精度が得られることが確認できた。

MEMS ミラーの駆動には電流量を制御することのできる駆動回路が必要である。本研究で16 bit D/A コンバータとオペアンプを用いた反転増幅回路によるシンプルな回路を作成した。MEMS ミラーは駆動角を直接計測することはできず、実際の角度変化量は星像位置の変化量に

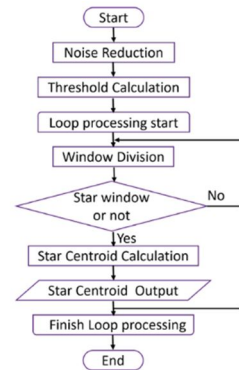


図3. 星位置検出アルゴリズム

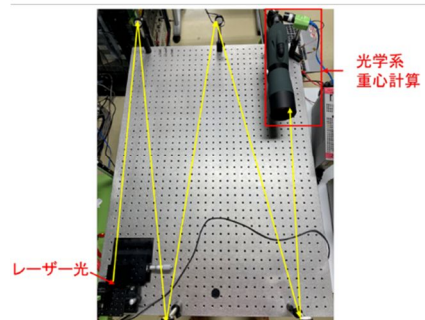


図4. レーザ光源と用いた重心計算実験

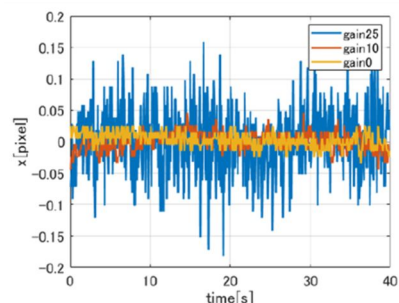


図5. ゲインと重心計算精度の関係

よってのみしか観測できない。そのため、MEMS ミラーに加える電流と角度変化の関係を予め把握し、制御則に組み入れることが重要である。そこで、図6に示す特性試験装置を構築し、静特性の計測を行った(図7)。ミラーの駆動角は数秒角程度と小さいため、光学実験台上でレーザを複数回折り返す「光てこ」により計測分解能を確保している。

また、同様の実験セットアップを使用し、ミラーと駆動回路を併せた動特性も計測し、DA コンバータへの設定値と光学的振れ角の一巡伝達関数を各軸について求めた(図8)。

MEMS ミラー角度制御シミュレーションの作成

本研究で提案する制御則が有用であることを示すため、実機での検証に先立ってシミュレーションによる評価を行った。シミュレーションは、MATLAB/Simulink を用いて開発され、FSM Control Unit システムモデルには上で計測した動特性を使用した(図9)。また、FSM Control Unit 加わる衛星本体の姿勢制御誤差は、予め別の宇宙環境シミュレータにて求めた制御誤差を、本シミュレータへの入力することで再現した。

20 分間の MEMS ミラー制御シミュレーションの結果を図10に示す。図10は望遠鏡視野中の星像位置を表したもので、視野水平方向を X 軸に、視野垂直方向を Y 軸にとる。青線は MEMS ミラーを使用しない場合の星像の動きを意味しており、縦横 ±60 秒角の範囲で星像が暴れていることが分かる。一方、MEMS ミラーを駆動した場合の星像位置は赤線で表されており、グラフ中央付近の拡大図を図11に示す。MEMS ミラー駆動中の誤差は ±3 秒角以内であり、プロトタイプ光学系としては十分な指向制御精度が得られることが確認された。

実験用プロトタイプでの動作確認

シミュレーションの結果、構築した光学系や制御則を利用すれば十分な指向精度が得られることが確認できたため、実機を用いた検証実験へと移行した。検証は、星像シミュレータを用いた室内実験と、実際の星を利用した屋外実験の2段階に分かれている。

室内実験時の模式図を図12に示す。光学実験台上に FSM Control Unit を含む光学系を構築し、望遠鏡の視野方向に星像を表示する高ピクセル密度モニタを設置した。また、制御結果を独立して観察することができるよう MEMS ミラーと制御用センサとの間にビームスプリッタを挿入し、観測用センサを模したカメラを設置した。なお、望遠鏡には市販のフィールドスコープを使用し、フィールドスコープによりコリメートされた光が MEMS ミラーに入射するように調整されている。

モニタ上に表示する光点の位置を上下方向に振動させた場合の FSM Control Unit による補正結果を図13に示す。実機による補正結果はシミュレーションによる予測と良く一致しており、上で構築した制御則評価環境は妥当であったことが確認された。制御誤差は今回構築したプロトタイプでの目標値である 4 秒角を実現した。

続いて、夜間屋外の星空を使用した実験を実施した。前述の通り、星重心位置の計算精度は制御用センサで検出される星像の S/N の影響を受ける。室内実験では星をモニタにより模擬しているため星像の S/N は再現されていない。そのため、システム全体の妥当性を検証するためには、夜空の本物の星での検証は不可欠である。図14で示す通り、室内実験時に構築したフィールドスコープを含む実験用プロトタイプ一式を屋外の三脚上に設置し、「プロキオン」を目標天体とした。屋外実験時に微小な振動を積極的に加えることは困難であるため、

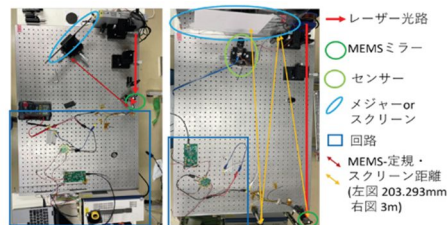


図6. MEMSミラー特性試験装置

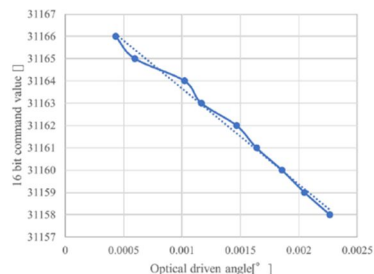


図7. MEMSミラー微小角駆動実験

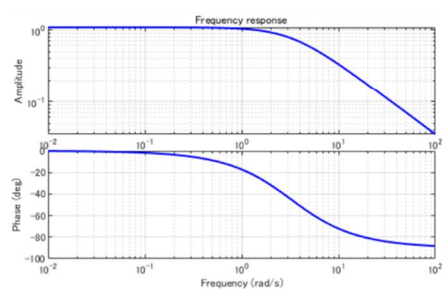


図8. MEMSミラー周波数応答(第1軸方向)

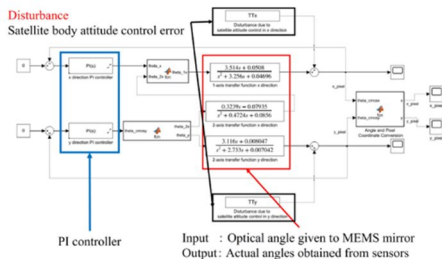


図9. MEMSミラー制御シミュレーション

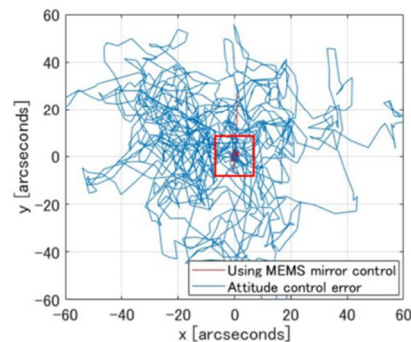


図10. MEMSミラー制御シミュレーション結果

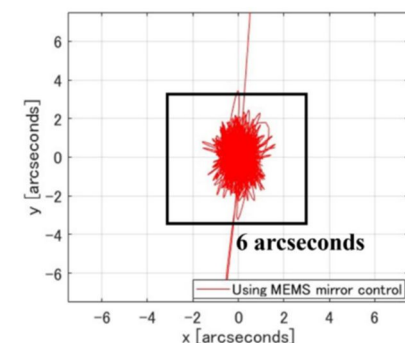


図11. MEMSミラー制御シミュレーション(拡大図)

星の日周運動を FSM Control Unit により補正することが可能であることを検証した結果を図 15 に示す。FSM Control Unit を使用しない場合は青線のように星が視野中を移動していくが、FSM Control Unit を稼働させることによりシミュレーションと同等の精度で星位置が制御されていることが確認できた。

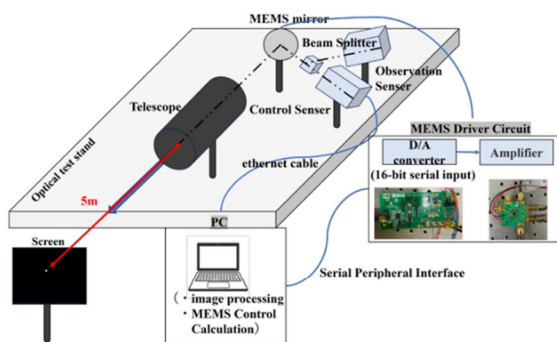


図12. 実験用プロトタイプを用いた室内実験模式図

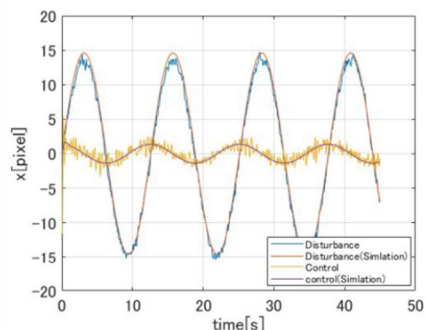


図13. シミュレーション結果と室内実験結果の比較



図14. 実験用プロトタイプを用いた屋外実験

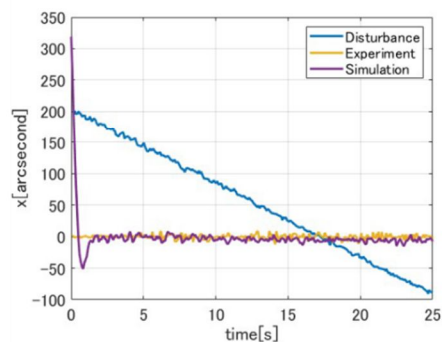


図15. 屋外実験での星日周運動抑制結果

参考文献

- 1) 日本惑星科学会, “惑星科学/太陽系科学 研究領域の目標・戦略・工程表(2019 年改訂版)”
- 2) Matthew W. Smith, Amanda Donner, Mary Knapp et al. “On-Orbit Results and Lessons Learned from the ASTERIA Space Telescope Mission”, Proceedings of the 32rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, August 2018, SSC18-PI-34

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計1件（うち査読付論文 1件／うち国際共著 0件／うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 Nakaoka Hayate, Fujita Shinya, Ishimaru Ryo, Kuwahara Toshinori	4. 巻 NA
2. 論文標題 High Accuracy Pointing Control Using a MEMS Mirror for a Micro Space Telescope	5. 発行年 2024年
3. 雑誌名 Proc. of 2024 IEEE/SICE International Symposium on System Integration (SII)	6. 最初と最後の頁 1554-1560
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1109/SII58957.2024.10417284	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計4件（うち招待講演 0件／うち国際学会 4件）

1. 発表者名 Nakaoka Hayate, Fujita Shinya, Ishimaru Ryo, Kuwahara Toshinori
2. 発表標題 High Accuracy Pointing Control Using a MEMS Mirror for a Micro Space Telescope
3. 学会等名 2024 IEEE/SICE International Symposium on System Integration (SII) (SII 2024) (国際学会)
4. 発表年 2024年

1. 発表者名 Shinya Fujita, Yuji Sato, Toshinori Kuwahara, Yuji Sakamoto, Junichi Kurihara
2. 発表標題 On-orbit Calibration of a Telescope Alignment for Earth Observation using Stars and QUEST
3. 学会等名 2022 IEEE/SICE International Symposium on System Integration (SII) (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Shinya Fujita, Ryo Ishimaru, Yuji Sakamoto, Keisuke Maeda, Osamu Okudaira, Yuji Sato, Toshinori Kuwahara, Takafumi Matsui
2. 発表標題 Development of Spin Stabilization Control System for the Cosmic Dust Observation CubeSat
3. 学会等名 2022 IEEE/SICE International Symposium on System Integration (SII) (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Shinya Fujita, Toshinori Kuwahara, Kazuki Kibune, Naoya Shiraishi, Yuji Sato, Yuji Sakamoto, Junichi Kurihara
2. 発表標題 Lessons Learned from On-orbit Gyroscope Malfunction and Recovery Operation of Microsatellite RISESAT
3. 学会等名 2022 IEEE/SICE International Symposium on System Integration (SII) (国際学会)
4. 発表年 2022年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関