

緩やかに連結した宇宙機による超高精度指向の実現

Realization of Ultra-High Precision Orientation

by Loosely Coupled Spacecraft

研究代表者 大阪公立大学工学研究科 講師 金田さやか[※]

Sayaka KANATA

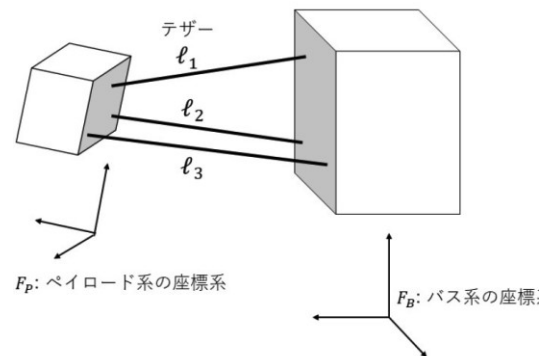
In order to achieve highly precise observations of the earth and deep space exploration, it is necessary to maintain the attitude of the spacecraft without vibration to the target direction without error. However, the high sensitivity of the observation instruments requires a cooler to maintain cryogenic temperatures, and the cooler is a source of vibration. In order to solve this problem, a method to separate the instruments (payload) from the cooler system (bus) and control the payload to the desired direction was proposed. Payload and bus are loosely coupled by electromagnetic actuators with variable stiffness to control payload attitude. This research aims to develop a method to suppress vibration of the payload during attitude control by dynamically adjusting the stiffness of the actuators. Two research tasks were addressed in this study: one was to evaluate the performance of attitude angle estimation by observers, and the other was to investigate the feasibility of attitude control by dynamic stiffness changes. Numerical experiments were conducted to verify the control performance of both tasks, and the expected results were obtained.

要旨

近年の地球観測の高精度化、深宇宙観測の実現のためには、目標方向に誤差なく振動せずに宇宙機の姿勢を保持する必要がある。しかし、観測機器の高感度化には、極低温に保つための冷却器が必要となり、これが振動発生源となる。そこで、観測機器系（ペイロード）と冷却器系（バス）を分離し、ペイロードを高精度に振動なく指向させることを考える。ペイロードとバスは剛性が可変な電磁アクチュエータで緩やかに連結させる。本研究では、連結部の剛性を制御することで、姿勢変更時のペイロードの振動を抑制する手法の構築を目指す。今回、2つの研究課題に取り組んだ。1つは、オブザーバによる姿勢角推定の性能評価、もう1つは動的な剛性変化による姿勢制御の実現性の検討である。いずれの課題も数値実験により制御性能を検証した。

1. はじめに

地球観測の精度要求は年々高くなっている⁽¹⁻³⁾。観測精度を上げるには、低高度から観測することが有効だが、視野は狭くなる。衛星の周回軌道変更は高いエネルギーを要するため、一度設計した軌道上からカメラ方向のみを変更して（衛星重心位置は固定の軌道にあるまま）広範囲を観測する必要がある。



【図1】想定する宇宙機の概要：振動源となるバスと高精度姿勢制御が求められるペイロードに分離し、これらがアクチュエータで接続される]

この要求を満たすような高トルクを出力するアクチュエータが近年開発されてきた。しかし、高トルクによる瞬時の姿勢変更は衛星の柔軟構造特性に振動を励起させ、宇宙空間では空気による減衰が得られないため、姿勢制御へ影響し、観測精度を劣化させる要因となる。宇宙機の振動特性を考慮し、高トルクによる迅速な姿勢変更、かつ、高い振動抑制を実現する必要がある。年加速する深宇宙探査や宇宙からの地上精密観測には、宇宙機の高精度な姿勢制御が要求される。このとき問題となるのは、観測用セ

※ 大阪府立大学工学研究科

ンサを極低温に保つための冷却器や、太陽電池パドルや通信アンテナなどの柔軟構造特性が発生する振動である。これらの振動が、宇宙機の姿勢に直接影響し、制御性能を劣化させる。

一方、宇宙観測ミッションにおいて、新たな観測機器や通信機器の宇宙利用を試すといった本来の目的があり、姿勢制御用のセンサやアクチュエータには従来の機器を使い、制御系（ソフトウェア）の工夫によって、制御性能を向上することが望まれる。これまでの精度を超えた高精度姿勢制御が求められるにも関わらず、である。また、欧米や日本が主導して行われてきた宇宙開発であるが、近年は中国を含むアジア圏の成長も著しい⁽³⁾。自国での技術革新の意義は大きい。

ペイロード系の姿勢制御方式として、これまでに実績があるのは2軸回転自由度を有するアクチュエータを搭載した振動絶縁である^(4,5)。この方式では、宇宙機自体の姿勢3自由度に、ペイロード用の2軸アクチュエータの2自由度を加えた5自由度をもつ。また、複数の宇宙機を打ち上げて、軌道上でフォーメーションフライトさせることで、高精度な天文観測などを実現させるアイデアもある。坂井らは磁気を使って2衛星間の相対姿勢と相対位置を制御する方法を提案した⁽⁶⁾。この方法でも相対位置と姿勢を制御することが課題となるが、複数の衛星が互いに非接触である。

本研究では、図1のように観測センサなど、指向精度が必要となる部分（以下、ペイロードと呼ぶ）をそれ以外の部分（以下、バスと呼ぶ）から分離

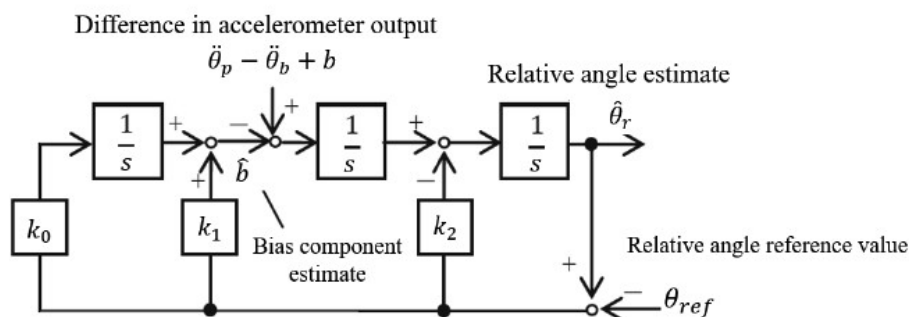
し、指向精度を高める方法⁽¹⁾について検討を進める。この方法は、ペイロード系の指向精度の飛躍的な向上が期待できる一方、衛星全体の運動と、バス系、ペイロード系の各運動を定式化する必要がある、問題としては複雑となる。本研究の目的は、ペイロード系とバス系をテザーで連結した宇宙機について、テザーの長さを調節することでペイロード系の姿勢を高精度に制御する方法を確立することである。本申請課題ではまず、テザー長さでペイロード系の姿勢の関係を明らかにする。次に、バス系の姿勢制御により大まかな方向を定め、より精密にはテザー長さを調節することで、ペイロード系の高精度姿勢制御を実現する方法を検討する。さらに、テザーの剛性を動的に変化させることで、ペイロード系の振動なく、目標姿勢に速やかに追従する制御手法の確立を目指す。本稿では、これらの研究課題のうち、宇宙空間では高精度計測が困難なペイロード姿勢角をオブザーバにより推定する方法、および剛性を動的に変化させることでペイロード姿勢を制御する手法について検討した結果をまとめる。

2. 研究の準備

具体的な研究課題の検討準備として、以下の課題に取り組んだ。

2.1 ペイロードの姿勢決定

テザー長さからペイロード系の姿勢がどう決定するかを、定式化により明らかにした。図1のように、ペイロード系とバス系がそれぞれ直方体で近似



[図2 設計した姿勢角推定のオブザーバ:]

ペイロード姿勢とバス姿勢の角加速度は、それぞれに搭載された加速度計によりそれぞれ計測されるが、バイアスノイズ b がのることを考慮した。これらの加速度計の出力からバスに対するペイロードの姿勢角 θ_r を推定するオブザーバ。]

し、向かい合う面にテザーを3本取り付け、これを想定した。このテザー3本の長さを調節することにより、バス系に対するペイロード系の姿勢を制御した。テザー長さ l_i ($i=1, 2, 3$)に対するペイロード系の姿勢 F_p を導出した。

2. 2 姿勢制御性能の検証

本課題では、テザーの剛性が十分高く、バス系とペイロード系が1つの剛体として扱えると仮定した。ペイロード系を目標姿勢に追従させるために、まず、バス系を搭載アクチュエータにより大まかに姿勢制御することとした。ペイロード系の指向精度を高めるために、テザー長さを調節する方法を提案した。数値実験により、ペイロード系の制御精度と収束時間トルクを見積もった。

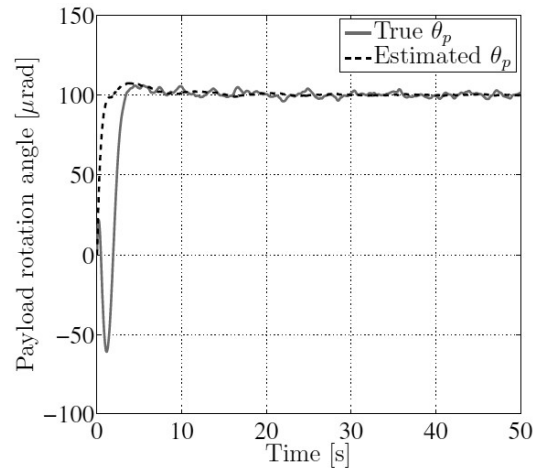
3. オブザーバを用いた制御性能検証

3. 1 先行研究

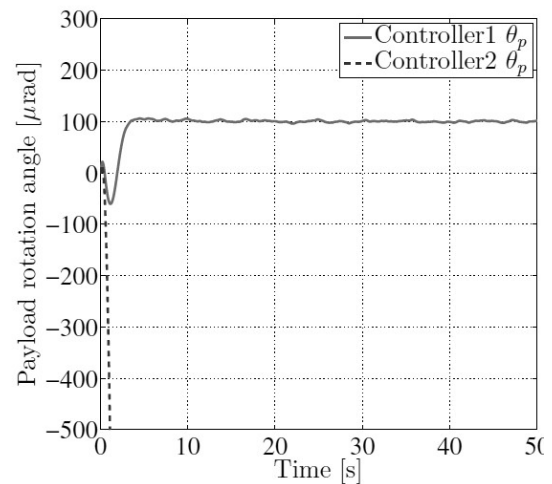
論文⁽⁷⁾では、並進3自由度と回転3自由度の計6自由度を制御することを想定し、6本のアクチュエータを用いてペイロードの高精度制御を目指し、システムの基本設計とその振動特性とその抑制制御について検討がなされた。論文⁽⁸⁾では、この基本設計に基づき、数値実験による性能検証が行われた。ペイロードとバスの間は、ボイスコイルと板ばねを組み合わせることで、電流により剛性が可変となる棒状のアクチュエータを使うことが想定された。論文⁽⁸⁾では並進1自由度に関する制御性能の評価にとどまった。本研究では、これを拡張して、並進2自由度と回転1自由度の計3自由度を想定した。このとき、実際の宇宙機では、ペイロード姿勢角の高精度計測は困難であるため、姿勢角を推定するオブザーバを設計し、その性能を評価した。

3. 2 問題設定

衛星をペイロードとバスの2慣性系で表し、平面内の並進2自由度と回転1自由度の計3自由度について考えた。ペイロードとバス間には3つのハイブリッドアクチュエータが挿入され、その取り付け位置を既知とした。バス姿勢は十分な精度で推定可能とした。バス部が擾乱をもつことを想定し、ハイブリッドアクチュエータの出力を適切に調節すること



[図3 オブザーバによるペイロード姿勢角の推定結果：
赤の実線が実際の姿勢角、青の破線がオブザーバにより推定された姿勢角を表す。推定開始5 s後には実際の値に追従したことが分かる。]



[図4 ペイロード姿勢角：
赤の実線が提案法による制御結果、青の破線が制御なしの場合で発散したことが分かる。]

で、ペイロードの姿勢および位置への擾乱影響を抑制する機能実現を目指した。

3. 3 制御系設計

位置および姿勢について、PID制御系をそれぞれ設計し、そのゲインは係数図法によって交差周波数および質量または慣性モーメントに依存したゲインとした。位置推定用のオブザーバは先行研究[2]と同一のものを、姿勢推定用のオブザーバは図2のように設計した。

3. 4 数値実験による検証

バスは540x500 mm, ペイロードは540x300mmとし, ハイブリッドアクチュエータは直径74mm, 長さ132mmとした. 質量はバスが15kg, ペイロードは10kgを想定した. バス部に80 μ m程度の変位および50 μ rad程度の姿勢変化が周期的に加えられたとき, 提案した制御系によるペイロード位置は5 μ m以下, 姿勢は5 μ rad以下の変動に抑えられたことが確認できた. このことから, 剛性の時間変化により, ペイロード姿勢角の制御が可能であることが示された.

3. 5 本課題のまとめ

振動絶縁と指向制御を両立させた高精度な指向制御の実現を目的とし, ボイスコイルと板ばねを組合せたハイブリッドアクチュエータでペイロードとバスを結合し, ばね剛性を打ち消すように出力することによって, ペイロードを高精度に振動なく指向させる3自由度制御系の検討を行った.

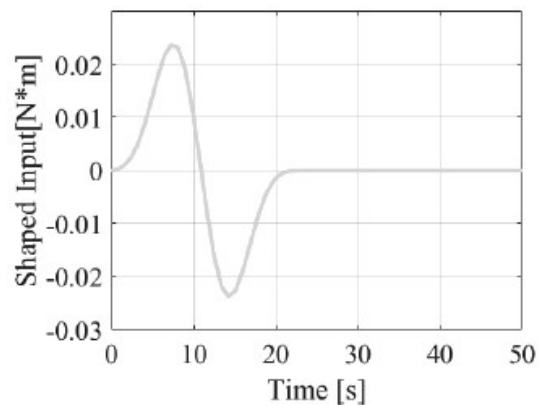
ハイブリッドアクチュエータの出力を決定する制御則と駆動則について設計した. ペイロードとバス上の加速度センサ出力と, 相対距離を計測するGapセンサ出力から, ペイロードの姿勢角を推定するオブザーバを設計した. 加速度センサ出力にバイアス誤差が含まれる場合であっても, その影響が軽減され, 十分な精度で姿勢制御が実現可能であることを数値実験により確認した. これより, 振動絶縁と指向制御の両立が達成できていることが示された.

4. NME プロファイラを用いた迅速な姿勢制御

先行研究⁽⁸⁾で想定したハイブリッドアクチュエータについて, 剛性が電流により可変である点に着目し, 剛性を時間変化させて姿勢制御と振動抑制を両立させる方法について, 検討した.

4. 1 振動抑制のための入力トルク設計

宇宙機の振動抑制に対し, フィードバック制御は有効である. 姿勢変更時はその時刻が明らかであることから, フィードフォワード制御も有効であることが知られている⁽⁹⁾. 我々はこれまでも Input Shaping による姿勢制御と振動抑制の検討をしたり, Nil-Mode-Exciting (NME) プロファイラを用いた制御の検討を行ってきた⁽¹⁰⁾. ここでは, バスとペイロー

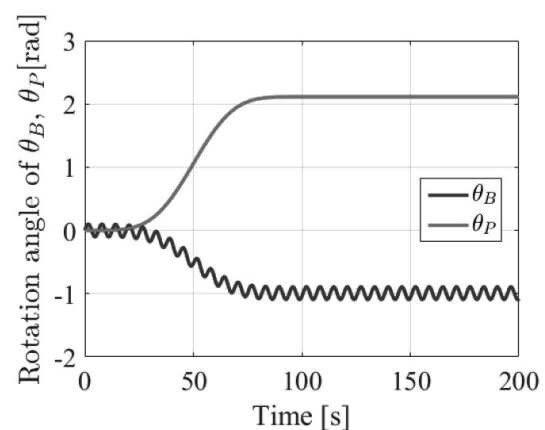


[図5: NME プロファイラによる入力波形]

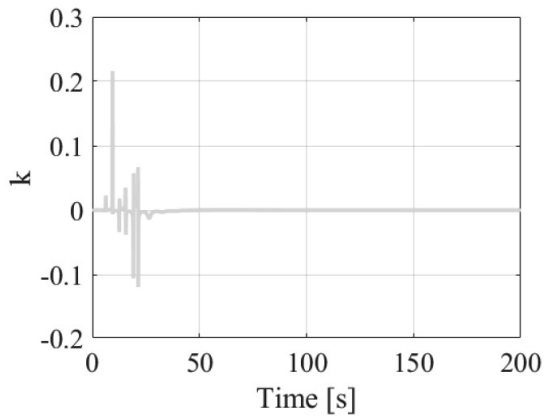
ドをつなぐハイブリッドアクチュエータの剛性を変化させ, ペイロードに加えらるるトルク設計に NME プロファイラを適用した結果を示す.

4. 2 回転1自由度の振動特性

バスとペイロードの姿勢角のみを想定した回転1自由度系で考えた. 両者を結合するハイブリッドアクチュエータは剛性が可変であるとした. バスに擾乱が加わった状況において, ペイロードへの擾乱の影響を抑制し, 同時に姿勢角を制御するために, ペイロードに加えるトルクが図5に示すような NME プロファイラによる特別な波形に一致するよう, 制御系を設計した.



[図6: NME プロファイラを適用した入力トルクによる姿勢制御: 赤がペイロード, 青がバスの姿勢角を表す. バスの姿勢角に擾乱があっても, ペイロード姿勢にはその影響がないことが分かる.]



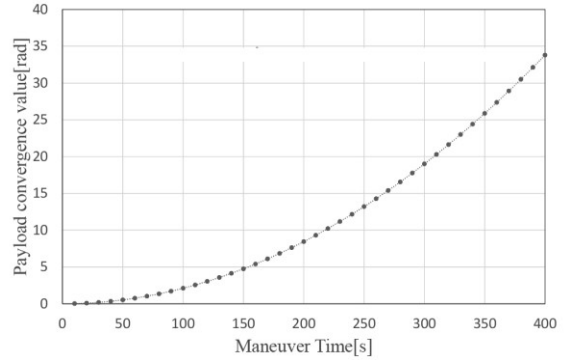
[図7: NME プロファイラを適用した入力トルクを実現するための剛性 k の変化:
急峻な変化が必要であることが分かる。]

4. 3 数値実験による検証

バスの慣性モーメントを $0.677 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 、ペイロードの慣性モーメントを $0.318 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ として、マヌーバ時間を 100s として数値実験により提案手法の検証を行った。図6にペイロードとバス姿勢を示す。このときのハイブリッドアクチュエータの剛性の履歴を図7に示す。バスの擾乱の影響を受けず、ペイロード姿勢が一定に保たれていることが分かる。バスとペイロードのギャップに基づき、剛性を調節することで、高精度姿勢制御と振動抑制が両立できたことが分かる。

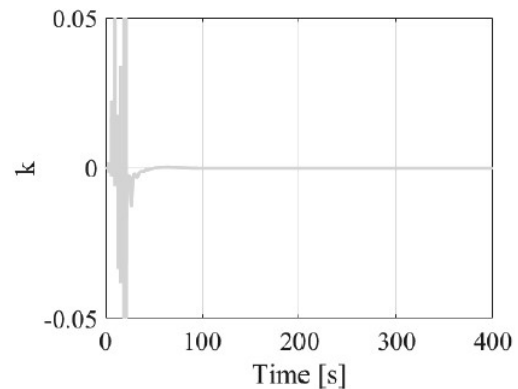
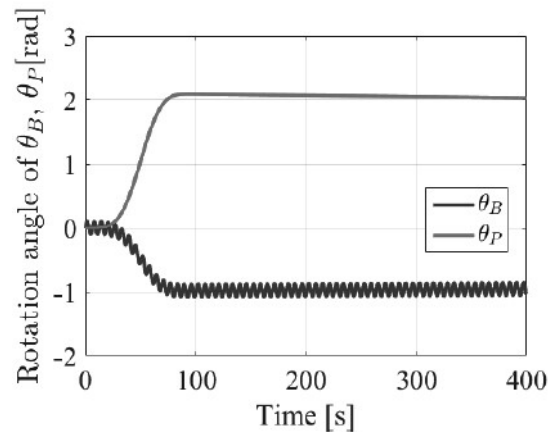
4. 4 ペイロード姿勢の収束値

ペイロード姿勢角の収束値は、入力トルクが角加速度の次元で加わること、本課題では姿勢角1自由度のみの検討であることから、角加速度を2回積分すれば姿勢角が得られる。しかし、設計した入力トルクはNME プロファイルに基づくため、sinc 関数を2回積分する必要がある、非常に複雑な計算となる。ただし、NME プロファイルの大きさを表すパラメータ A_{NME} に対して線形であることは明らかであった。そこで、今回は数値実験によりパラメータ A_{NME} を一定とし、マヌーバ時間 T_{NME} を変えてペイロード姿勢角の収束値を数値的に求めた。この結果からを図8に示す。図8より、 A_{NME} およびマヌーバ時間 T_{NME} をパラメータとするペイロード姿勢角の収束値を2次の多項式近似式として求め、この多項式



[図8: マヌーバ時間 T_{NME} とペイロード姿勢角の収束値]

の妥当性を数値実験により検証した。このことから、姿勢制御に必要な時間 T_{NME} と姿勢角を任意に決めることができ、高精度指向制御と高速姿勢制御の両立が実現可能であると言える。



[図9 剛性 k に上限値を設定した場合の結果: (上図) 赤, 青はそれぞれペイロード, バスの姿勢角を示す. 赤のペイロード姿勢が 100s 以降も減少し続ける。(下図) このときの剛性の時間履歴]

4. 5 剛性の実現限界に対する考察

図 7 に示したように、所望のペイロード姿勢制御を実現するには、アクチュエータ剛性に急峻な変化を要する。本課題では、ハイブリッドアクチュエータの剛性値に上限がある場合や、剛性の時間変化が緩やかにしか実現できないといった現実的な課題を想定して、数値実験を行った。図 9 に剛性 k の上限値を 0.05 とした場合の結果を示す。十分時間経過後にも姿勢角速度が 0 にならず、姿勢角が減少した。剛性の変化に 1 次遅れを追加した場合にも、同様の結果となり、所望の制御を実現するには、何らかの工夫が必要であることが分かった。

4. 5 本課題のまとめ

本課題では、ハイブリッドアクチュエータによる入力トルク設計に、NME プロファイラを適用することで、高精度指向制御と高速姿勢制御の両立を試みた。本研究では、ハイブリッドアクチュエータの剛性を動的に変化させることで、ペイロード姿勢への入力トルクを NME プロファイラの信号波形に一致させることとした。数値実験により、バスとペイロードの姿勢角が恒等的に 0 でない限り、姿勢変更が可能であることを確認した。また、ペイロード部の姿勢角の収束値について、マヌーバ時間 T_{NME} をパラメータとした 2 次の多項式を求め、妥当であることを確認した。高精度指向制御と高速姿勢制御の両立が可能であることを示した。また、剛性の動的変化に対して現実的には様々な制約があることを考慮し、上限値や緩やかな変化しか実現できない点について、数値実験によりその影響を評価した。いずれの場合でも、十分時間経過後であってもペイロード姿勢角が減少し、何らかの工夫が必要であることが分かった。これは今後の課題である。

5. おわりに

過去の宇宙機の姿勢制御は、宇宙機を剛体として考える程度の制御精度で十分であった。近年の衛星の大型化による太陽電池パドルの薄膜化や、アンテナなどの軽量化にともない、このような柔軟構造物が宇宙機本体に与える振動を考慮する必要性が生じている。そこで、柔軟構造物の振動が衛星本体に与える影響を物理的に軽減する方法⁽¹¹⁾や、柔軟構造物の振

動を抑制する制御系設計が提案されてきた⁽¹⁰⁾。いずれの方法も、宇宙機本体を姿勢制御するものであり、これに影響する振動を排除させる方策である。これに対し、本研究では、宇宙機本体をバス系とペイロード系の 2 物体に分離する点が特徴である。ペイロード系の精密な姿勢制御を実現するよう、2 物体の制御系設計に取り組む点が独創的である。

本研究では、宇宙機本体をペイロードとバスの 2 物体で構成されるものとし、ペイロードを精密に姿勢制御する問題に取り組んだ。実際の宇宙機では姿勢角を高精度に推定することが困難であるため、オブザーバによりこれを推定することとし、その性能を数値実験により評価した。また、剛性を動的に変化させる方法については、フィードフォワード制御の 1 つである NME プロファイラを適用し、振動を発生しない姿勢制御が実現可能であることを示した。

今後の課題としては、6 自由度制御の実現を検討が挙げられる。このとき、オブザーバのさらなる検討が必要である。具体的には、バスとペイロード間の相対位置、相対姿勢は計測可能、さらにバスとペイロードの加速度・角加速度は高いサンプリングレートで計測できるがドリフトが含まれることを考慮する必要がある。特に問題となるのが、ペイロード姿勢は高精度では推定が困難であること、星地図を利用したとして、低いサンプリングレートでの推定に限られることが課題となる。これらを考慮したよりげんじつに即したオブザーバを構築する必要がある。また、ハイブリッドアクチュエータの剛性についてもさらなる検討が必要である。今回は初期検討として、NME プロファイラによる姿勢制御が実現可能であることを確認できた。数値実験により、剛性には急峻な変化が必要であることが明らかとなり、より実現可能性を高めるには、さらなる検討が必要である。

口頭発表、受賞等

- [1] 酒井 貴行(阪公大・院), 下村 卓, 山田 克彦(阪公大) : 柔軟構造物をもつ宇宙機の最短時間姿勢マヌーバに関する研究, 第 32 回 アストロダイナミクスシンポジウム, 2022 年 7 月.
- [2] 酒井 貴行, 下村 卓, 山田 克彦: 柔軟構造物をもつ宇宙機

の最短時間姿勢制御に関する研究 JSASS-2022-4183 (6
頁), 第 66 回宇宙科学技術連合講演会 (宇科連 66) 1L08,
2022 年 11 月

- [3] 寺垣 隼, 金田 さやか, 下村 卓: 緩やかに連結した宇宙機
の姿勢制御, OS07, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会 (宇科
連 66) 1L08, 2022 年 11 月.

参考文献

- (1) Bayard, Dave. "An overview of the pointing control system for NASA's Space Infra-red Telescope Facility(SIRTF)." AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. 2003.
- (2) Pong, Christopher. "On-orbit performance & operation of the attitude & pointing control subsystems on ASTERIA." (2018).
- (3) Kong, Yongfang, and Hai Huang. "Vibration isolation and dual-stage actuation pointing system for space precision payloads." Acta Astronautica 143 (2018): 183-192.
- (4) Kong, Yongfang, and Hai Huang. "Vibration isolation and dual-stage actuation pointing system for space precision payloads." Acta Astronautica 143 (2018): 183-192.
- (5) 池辺憲一, et al. "光衛星間通信実験衛星 (OICETS)「きらり」システムの概要と軌道上評価." 日本航空宇宙学会誌 55.639 (2007): 102-108.
- (6) Mitani, Shinji, et al. "FFAST: Formation Flight All Sky Telescope, Formation Flight System Analysis and Design." TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN 8. ists27 (2010): Td_7-Td_15.
- (7) 吉田憲正; 柏宗孝; 坂井真一郎. 6 軸アクチュエータを用いたペイロード 6 自由度精密制御の基礎検討. 宇宙科学技術連合講演会講演集, 2014, 58: 6pages.
- (8) 清水誠一, 小出来一秀, 福島一彦, 吉田憲正: ハイブリッドアクチュエータを用いた高精度指向制御装置の開発, 宇宙科学技術連合講演会講演集, 第 60 巻, pp. 4, 2016.
- (9) 中邨 勉, 坂東 信尚, 坂井 真一郎, 齋藤 宏文: 柔軟衛星の高速な姿勢変更のための制振指令値設計, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 58, no. 682, pp. 309-315, 2010. ,
- (10) 金田 さやか, 中西 大樹, 下村 卓: 柔軟構造をもつ宇宙機の Input Shaping を用いた 1 次モード振動抑制と姿勢制御, vol, 68, no. 4, pp. 148-155, 2020.
- (11) T. Hindle, et al: Isolation, Pointing and Suppression (IPS) System for High Performance Spacecraft, Proc. SPIE, Vol. 6527, 2007.