

称号及び氏名 博士（工学） 酒井 貴行

学位授与の日付 2025 年 3 月 31 日

論文名 「柔軟構造をもつ宇宙機の高精度姿勢制御に関する研究」

論文審査委員 主査 下村 卓
副査 岩佐 貴史
副査 小木曾 望

論文要旨

近年の宇宙機のミッションはより多様化している。それに伴って宇宙機には様々な機器が搭載されるようになった。それらの機器は地上から宇宙へ打ち上げる際には折りたたまれてロケットに搭載されるが、一旦宇宙空間に出ると、解放展開されることでその機器の本来の機能を発揮する。例としては、太陽電池パドル(SAP)、合成開口レーダ(SAR)、進展ブーム、通信用アンテナ、天文観測機器、マニピュレータなどがあるほか、近年ではソーラー電力セイルのように宇宙機の大部分が膜状構造物で構成されていることもある。これらはほとんどが薄く軽量の構造となるため、宇宙機本体と比べて柔軟な構造物として取り扱う必要がある。こういった柔軟構造物は宇宙機が姿勢変更、すなわち姿勢マヌーバを行う際にアクチュエータの動作によって振動が励起されてしまう。適切な姿勢制御を行わなければ、姿勢マヌーバ終了後に柔軟構造物の振動は残留振動として残り、宇宙機の姿勢制御精度を悪化させる要因となる。

宇宙機の姿勢マヌーバにおける評価指標は大きく分けて高指向性、迅速性、長期指向安定性の3つである。高指向性は宇宙機の姿勢を目標姿勢にどれだけ誤差なく姿勢制御できるかを示し、迅速性はマヌーバ開始から終了までどれだけ高速に行えるかを示す。長期指向安定性はマヌーバ終了後において宇宙機の姿勢の目標値からのずれがどれだけ少ないかを示す。励起された柔軟構造物の振動モードの影響は様々であることから、これらの指標がすべて最高性能となるような制御系の設計は難しく、ミッション要求に応じてどの指標を優先させるかを定める必要がある。

本研究では特に高指向性と迅速性の性能の向上に焦点を当てた。これらは地球観測衛星などで観測機器を観測目標へ向けるためのマヌーバを行う際に重視される。マヌーバ時に柔軟構造物の残留振動を抑制するには一般的にはフィードバック制御のみによって行われることがほとんどであるが、その場合マヌーバ時間が長くなるため迅速性に劣るという欠点がある。これを解決するために Input Shaper などの振動抑制型のフィードフォワード制御入力が提案されている。しかしながらこれまで研究されているフィードフォワード型制御入力は 1 軸周りの姿勢マヌーバに

関して研究されている場合がほとんどで、3 軸姿勢マヌーバにそのまま適用できないほか、複数の振動モードを抑制しようとする制御入力計算の定式化が複雑になるという欠点がある。

こうした背景を踏まえ、本研究ではまず、Input Shaper などの従来の手法と比較して計算コストが低く、なおかつ高次モードの振動抑制効果のあるフィードフォワード型の制御入力を新たに提案する。つぎに、これらの制御入力を用いて 3 軸姿勢マヌーバを行うことができることを示す。柔軟構造物は柔構造特性を地上で正確に測定することが難しいため、ある程度のパラメータの誤差を許容する必要があるが、そういったロバスト性に関してもある程度有することを示すほか、フィードバック制御とフィードフォワード制御を併用した場合についても議論する。最後に数値シミュレーションによってこれらの制御系の指向精度および迅速性について示す。

本論文は、5 章によって構成される。以下に、各章の構成と概要を示す。

第 1 章では、研究の背景と論文構成について述べた。

第 2 章では、複数の振動モードをもつ宇宙機の 1 軸まわりの rest to rest マヌーバを考え、残留振動を抑制するためのフィードフォワード制御入力を提案した。振動抑制型のフィードフォワード型制御入力は大きく分けてマヌーバ時に振動モードを大きく励起する励起型と振動モードをあまり励起しない非励起型があるが、第 2 章では励起型の制御入力としてステップ型の制御入力を検討し、その新たな設計手法を提案した。提案したステップ型の制御入力は、マヌーバ時間の半分の時刻に関して対称な形状の制御入力を考え、ステップの数を増やすことで制御する振動モードの数を決定することとした。励起型のフィードフォワード型制御入力の設計に関する先行研究ではマヌーバ終了時刻における宇宙機本体の剛体モードおよび柔軟モードが境界条件を満たすように条件式を定め、制御入力の設計パラメータを決定しているが、第 2 章における提案手法では、総マヌーバ時間の半分の時刻における境界条件を満たす条件式を設定した。これによりマヌーバ終了時刻における条件式を用いるよりも条件式を簡略化できることを示したほか、総マヌーバ時間に関してもグローバルな最適化を行うことなくマヌーバ時間が最短となるように制御入力を設計できることを示した。その際、必要制御入力もハードウェアの上限を超えないように設定できることを示した。また、ロバスト性条件を達成するための定式化においても従来の研究ではマヌーバ終了時刻における境界条件を用いて定式化しているのに対し、第 2 章の提案手法では条件式をマヌーバ終了時刻の半分の時刻における境界条件を満たすように定めた。これによってロバスト性を十分に保証できることを示した。モデル化誤差としてはグローバルモードの固有振動数のノミナル値からのずれおよび系に減衰がある場合を対象とし、マヌーバ時間の半分の時刻におけるモード変数のグローバルモードの固有振動数に関する微分をゼロにするような境界条件を追加するだけで、固有振動数のずれおよび減衰の両方に効果があることを示した。数値シミュレーションにより、マヌーバ終了後に任意の複数の振動モードの残留振動を抑制することができることを示した。提案手法はより多くの振動モードの振動を抑制するよう拡張できるが、今回は 3 つの振動モードの残留振動を抑制した。

第 3 章では、第 2 章と同様に、複数の振動モードをもつ宇宙機の 1 軸まわりの rest to rest マヌーバを考え、振動モードの残留振動を抑制するためのフィードフォワード制御入力を検討した。制御入力は非励起型の制御入力として、時間多項式を用いた連続時間型の 2 種類の制御入力を提案した。提案したフィードフォワード型の制御入力は非励起型の制御入力であり、マヌーバ時に振動モードをほとんど励起しないが、最も励起される振動モードの残留振動を抑制するように境界条件を設定した。設定法 1 では、マヌーバ時間を適切に設定することで、1 つの振動モードの残留振動を抑制することができた。さらに、時間多項式の次数を大きくすることで、入力の立ち上がりや立ち下りをより滑らかにすることができ、かつ能動的に制御していない高次

モードの残留振動を効果的に低減できることを示した。つぎに、設定法 2 では、設定法 1 を発展させ、1 つの振動モードの固有振動数の変動に対してロバスト性を保障するようにした。設定法 2 は、モード変数の固有振動数に関する微分の境界条件を取り入れることにより、ロバスト性を保証すると同時に総マヌーバ時間の選択に柔軟性をもたせた。数値シミュレーションの結果、提案した制御入力ではマヌーバ時に振動モードをほとんど励起しないものの、積極的に 1 つの振動モードを抑制できていることを示した。

第 4 章では、第 2 章および第 3 章において提案したフィードフォワード型制御入力を 3 軸姿勢マヌーバに適用できることを示した。3 軸姿勢制御における宇宙機のモデルを Euler 軸周りの 1 軸回転で表せるように座標変換を行うことで、モード座標系における 1 軸以外に制御入力に影響を与えないようなモデルとした。その結果、第 2 章および第 3 章で提案した 1 軸周りのフィードフォワード型制御入力の設計手法をそのまま 3 軸姿勢制御に適用できることを示した。フィードフォワード制御入力のみでは積極的に制御していない振動モードが姿勢制御精度に影響を与える可能性があるため、フィードフォワード制御に加えてフィードバック制御を併用した 2 自由度制御系を構築した。2 自由度制御のフィードバック制御系においては宇宙機本体の角度と角速度をフィードバック量とする PD 制御とし、その安定性を示した。数値シミュレーションにおいては実際の宇宙機モデルである TOPS モデルに対してシミュレーションを実施し、第 2 章および第 3 章にて提案したフィードフォワード制御入力をそのまま適用できることを示した。また、2 自由度制御によって姿勢制御精度が向上することを示した。

第 5 章では、結論と今後の課題を述べた。本研究では、柔軟構造物をもつ宇宙機の姿勢マヌーバにおける高精度指向制御と柔軟構造物の振動抑制を達成するために、フィードフォワードおよびフィードバック併用型の 2 自由度制御系を設計し、それを 3 軸姿勢マヌーバに適用できることを示した。これにより実際の宇宙機の姿勢マヌーバにおいて振動抑制性能の高いフィードフォワード制御入力を 3 軸姿勢制御に適用し、宇宙機のさらなる高精度姿勢制御を達成することができ、より高度なミッションの達成に貢献することが期待される。

審査結果の要旨

本論文では、柔軟構造をもつ宇宙機の高精度姿勢制御について、様々な観点から幅広く研究を行った。特に柔軟構造物の振動抑制に焦点を当て、高指向性、迅速性を有する宇宙機の高精度姿勢制御について従来にない新たな観点から研究を行い、下記のような研究成果を得た。

(1) 励起型の制御入力としてステップ型の制御入力を想定し、1 軸周りのマヌーバにおいて、柔軟構造の残留振動を抑制しつつ、宇宙機本体の姿勢変更マヌーバを高速、高精度に実現するためのフィードフォワード制御入力を提案した。マヌーバ時間の半分の時刻に関し対称な波形を仮定し、初期条件、終端条件に加え、マヌーバ時間の半分の時刻における境界条件を追加設定することで、設計の簡略化と最短マヌーバ時間の実現を可能にした。さらに、固有振動数のずれや減衰に対するロバスト性を向上させ、制御入力のハードウェア制約も考慮した。

(2) 時間多項式を用いた非励起型の制御入力を用いて、1 軸周りのマヌーバにおいて、柔軟構造の残留振動を抑制しつつ、宇宙機本体の姿勢変更マヌーバを高速、高精度に実現するためのフィードフォワード制御入力を提案した。この制御入力により、振動モードをほとんど励起せずに柔軟構造の残留振動が抑制できることを示した。適切なマヌーバ時間を選定することで、1 つの振動モードの残留振動を抑制し、次数を増やすことで入力の滑らかさの向

上と高次モードの抑制が可能であることを示した。さらに、固有振動数の変動に対するロバスト性を確保し、マヌーバ時間の選択に柔軟性をもたせる設計を提案した。

(3) 上で提案した 2 種類のフィードフォワード制御入力を 3 軸姿勢マヌーバに適用するために、Euler 軸回転モデルを導入し、1 軸以外への制御の影響を分離することで、上で提案した 2 種類のフィードフォワード制御が 3 軸姿勢マヌーバにそのまま適用できることを示した。さらに、PD フィードバック制御を組み合わせた 2 自由度制御系を構築し、制御モデルで考慮しない高次モードや外乱の影響を排除した。最後に TOPS を用いたシミュレーションにより、姿勢制御精度の向上を確認した。

以上の研究成果は、本研究分野に携わる多くの研究者に新たな示唆を与えるとともに、この研究分野の発展に大いに寄与するものであり、申請者が自立して研究活動を行うのに必要な能力と学識を有することを証したものである。学位論文審査委員会は、本論文の審査および最終試験の結果から、博士（工学）の学位を授与することを適当と認める。