

論文の内容の要旨

論文題目 常温蒸発を用いた小型水スラスタの推進性能および宇宙機システムへの応用
Water Micro-propulsion System Using Room-temperature Evaporation: Thrust Performance and its Application to Spacecraft

氏 名 浅川 純

CubeSatの台頭により、小型宇宙機は研究段階から実利用段階へと移行しようとしている。それに対し、小型推進系の研究開発レベルは未だ低いため、小型宇宙機のミッション幅を狭めてしまっており、実利用化に向けたボトルネックの一つとなっている。従来の小型推進系は、高压ガス使用に伴う構造質量比の低下により達成可能 ΔV が数十m/s程度と低かった。さらに、推進剤の毒性や危険性が地上作業や試験での障害となっていた。これらの課題を解決するために、推進剤とした水を用いた推進系が研究されてきた。水は常温常圧で液体貯蔵可能であり、推進系全システムを低圧で構築することが可能である。水は安全無毒で取扱性が良く、射場やISS等の軌道上居住施設での充填作業も可能になる。加えて、分子量が小さく高比推力化に繋がること、将来的な宇宙資源として注目を集めており、他惑星由来の水を推進剤とすることで持続的な深宇宙探査が可能となるといったメリットが挙げられる。一方で、潜熱が大きいというデメリットがある。

本論文では、常温蒸発を用いた小型水レジストジェットスラスタを提案した。明示的に蒸発部と加熱部を分離した機構(気化室)を新たに設けることで、従来の水レジストジェットスラスタの課題であった完全気液分離が実現可能となる。さらに、常温蒸発部において、宇宙機に搭載された他機器の排熱を再利用することで消費電力の削減が可能である。一方、低圧気体流れや推進剤供給特性に依存する推進性能の評価、および宇宙機とスラスタとの熱結合を考慮したシステム設計手法の確立が必要となる。提案スラスタの実験室モデルを構築し、実験的に推進性能評価を行った。実験結果をもとに、宇宙機との熱結合を考慮したシステム設計手法を構築した。構築した手法を小型水スラスタ実機へと応用し、適用可能性を確認した。本論文は5章から成り、構成は以下のようになっている。

第1章では、研究背景、提案スラスタの概要、および研究目的について述べている。現在研究開発が行われている小型推進系について網羅的に述べたのち、小型推進系が抱える課題や、水を推進剤として用いた推進系の先行研究や課題を整理し、本研究の意義を位置付けた。その上で、提案する常温蒸発を用いた水レジストジェットの概要および原理を説明し、最後に研究目的を述べた。

第2章では、構築した提案スラスタの実験室モデルの実験的性能評価結果について述べている。推力および質量流量のリアルタイム測定を可能にした倒立振子式スラスタス

タンクを構築した。真空環境下において、推力および質量流量のリアルタイム測定を行うことで、水蒸気の低レイノルズ数流れにおける比推力効率、比推力に対する水蒸気加熱効果、および気化室を伴うスラスタシステムの推進性能特性を明らかにした。

第3章では、宇宙機と小型水スラスタとの熱結合を考慮したシステム統合設計手法について述べている。前章で得られた実験結果をもとに小型水スラスタのモデル化を行った。構築したスラスタモデルを、宇宙機熱数学モデルに組み込むことでシステム統合熱モデルを確立した。システム統合熱モデルを用いて得られた計算結果と実験結果とを比較し、モデルの妥当性を評価した。さらに、モデルを用いたパラメータ解析を行い、小型水スラスタの推進性能特性を明らかにした。

第4章では、小型水スラスタ実機（フライトモデル）に対し、前章で確立したシステム統合設計手法の適用可能性について述べている。6Uおよび3UサイズのCubeSatに搭載する水レジストジェットスラスタをそれぞれ設計開発し、実験的に推進性能を評価した。システム統合熱モデルを用いて得られた計算結果と実験結果とを比較し、構築手法の適用可能性を明らかにした。

第5章では、本研究の結論を述べている。第一章で述べた研究目的に対応する形式で、提案する常温蒸発を用いた小型水レジストジェットスラスタについて得られた実験的成果、宇宙機との熱結合を考慮したシステム統合設計手法とその適用可能性確認において明らかとなった事項を記述した。

本研究は、新たな小型水スラスタの提案及び実証を、宇宙機との熱結合を考慮した性能評価モデルへと発展させたものであり、リソースの限られた小型宇宙機における小型水スラスタの発展および実利用が大きく期待される。