

氏名	藤田 ^{ふじた} 亮太 ^{りょうた}
学位の種類	博士(工学)
学位記番号	工博甲第72号
学位授与の要件	学位規則第4条第1項該当者
学位授与の年月日	平成31年3月14日
学位論文題目	超小型人工衛星の宇宙航行用パルスプラズマスラストシステムに関する研究
論文審査委員	(主査)教授 上辻 靖智 教授 羽賀 俊雄 教授 宮部 正洋 教授 松島 栄次

論文の内容の要旨

本研究では、近年超小型人工衛星の打上げが活発化していることで宇宙ごみ、スペースデブリが増え、運用中の衛星と衝突して衛星が破損する問題があり、これを解決する方法として超小型衛星に搭載可能な小型推進機を開発し、軌道高度の変更（軌道遷移）を行い、衝突を回避することを提案するものである。宇宙用推進機の中でも、小型・軽量化に優れ、推力密度が大きな電気推進機パルスプラズマスラスタ（Pulsed Plasma Thruster : PPT）を対象とする。デブリとの衝突回避ミッションの目標は、デブリと衛星との軌道誤差と超小型衛星が投入される軌道高度での衝突回数などを考慮し、超小型衛星の運用は1年間程度であるため、10 km以上の軌道遷移とする。また、50 kg級超小型衛星がこの10 km以上の軌道遷移を達成する場合、推進機で発生させることが可能な総合的な推力、すなわちトータルインパルスが269 Ns以上を目標性能に定める。

本論文では、高推力型 PPT と多放電室型 PPT の研究開発を行い、最終的に達成した研究成果を統合して、トータルインパルス 269 Ns 以上を達成する PPT システムを開発した。本論文の構成は以下になる。

第1章では、研究背景を述べ、超小型衛星や宇宙用推進機の概要と実例を紹介、本研究で求められる目的および本論文の構成を示した。

第2章では、小型推進機の一つである PPT の特徴や用途、推進性能を表すパラメータなどを示し、必要とされる性能や課題について検討した。

第3章では、本研究で使用する実験装置やその用途などを述べ、使用する真空チャンバやポンプ、推進性能測定装置、PPT システムなどを示した。

第4章では、PPT の放電時に発生する非定常物理現象や推進性能を計算する本数値シミュレーションについて述べ、使用している計算コードやスキームを示す。そして、シミュレーションの整合性を確認するため実験と同様の条件で計算し、実験結果との比較を検証した。

第5章では、数値シミュレーションを用いて推進性能に依存するパラメータを適宜変更し、高い推進性能を達成する条件を検討して、高推力型 PPT を確立した。

第6章では、本研究独自に長時間作動が見込まれる多放電室型 PPT を開発し、長時間作動の実験を行い、実用化が可能か検討した。

第7章では、第5章と第6章で研究した成果を統合し、50 kg級の超小型衛星へ搭載できる PPT システムを開発し、実用化に向けた動作確認や熱による影響、目標トータルインパルスなどを調査した。

第8章では、本論文の結論を述べる。

本論文で得られた知見をまとめると、以下になる。

数値シミュレーションは熱や流体など様々な分野の相互作用を考慮し、推進性能をより正確に予測するために主放電回路の条件も盛り込んでいる。この数値シミュレーションにより高推力を達成する PPT の条件・パラメータを調査するため、放電室形状やノズル形状等を適宜変更し、推進性能及び物理現象を予測した。放電室形状を変更した計算結果では、放電室直径 4 mm と放電室長さ 50 mm の条件で最も高い推力、高インパルスビットを達成した。次に、計算結果を元に実機を開発し実験を行った。実験では連続作動を行い、トータルインパルスを測定した。結果、約 72,000 ショットの連続作動を行い、トータルインパルス約 90.1 Ns を達成した。これは、目標とする 269 Ns の 1/3 倍程度の性能である。

次に、トータルインパルスを向上させるには長時間作動が必須である。そこで、複数の放電室を有する多放電室型 PPT ヘッドを独自に開発した。これにより、1つの放電室が作動を停止しても、次の放電室を選択することで放電室の数だけ長時間作動が可能となる。多放電室型 PPT ヘッドの作動試験を行った結果、試作機では選択していない放電室で誘発現象が確認されたが、推進剤とボディを別筒にして各放電室を密閉することで誘発を抑え、問題なく連続作動を行うことができた。

最後に、上記の研究成果を応用・統合して、超小型衛星へ搭載できるように高推力型 PPT を専用治具に取り付けた多放電室型 PPT を開発した。以前のモデルでは余分なボディ部が多く存在していたが、独立した高推力型 PPT ヘッドをまとめる構造にすることで約 42% 重量を削減し、キャパシタと専用の電源装置を統合して PPT システムを開発した。開発した PPT システムにおいて実用化に向けた実験を行った。結果、各単放電室型 PPT ヘッドの安定作動及び切り替え実験に成功し、約 110,000 ショットの連続作動及びトータルインパルス約 92.0 Ns を達成した。7つの放電室を有する新型 PPT システムであるため、この PPT システムは総合的に達成することができるトータルインパルスは 644 Ns となり、50 kg 級超小型衛星に搭載した場合を想定して軌道計算を行った結果、約 25 km の軌道遷移を達成することが示された。

論文審査の結果の要旨

(1) 主論文の審査

2018年12月13日(木)および2019年1月8日(火)に申請者および審査委員が一堂に会し、論文内容について質疑・応答した。主な審査事項は以下である。

(a) 副論文として示されている日本航空宇宙学会論文集など4編の論文内容が、主論文を構成していることを確認した。

(b) 主論文は、小型人工衛星打上げの活発化によってスペースデブリが急増する現状において、衝突回避のための軌道遷移を実現する電気推進機パルスプラズマスラスタ(PPT)を開発するものである。スペースデブリとの衝突頻度と衛星の運用寿命に基づいて、50 kg級超小型衛星が10km以上の軌道遷移を可能することを目標とし、数値解析シミュレーションに基づくPPTシステムの設計、高推力を発揮する単放電室型PPT、長時間作動を可能とする多放電室型PPTの開発に成功している。また、得られた研究成果を応用して、最終的に小型人工衛星に搭載可能な軽量高効率な実用PPTシステムの構築に至っている。構築したPPTシステムは644Nsのトータルインパルスを発揮し、目標値を遥かに凌ぐ約25kmの軌道遷移を実現し、世界トップクラスの性能であることを実証した。

よって、本論文は、学術的に有意義な内容であり、世界的にもインパクトの高い研究成果を得ていることから、学位論文として認められる。

(2) 公聴会の実施

2019年2月6日(水)13:00~14:30に公聴会を実施した。参加者は教員6名および学生6名であった。数値解析シミュレーションの方法および検証、開発したPPTシステムの性能など論文内容に関する事項、PPTシステムの信頼性や安全性など今後の展望に関する事項など広範囲な多数の質問があり、得られた研究成果に基づいて適切な回答がされた。