

近年、打ち上げコストの削減や打ち上げ機会の増加により、世界中で活発的に 50 kg 以下の超小型人工衛星の開発や打ち上げが行われている。その一方で、打ち上げロケットの残骸やミッションが終了した衛星などの宇宙ごみ、スペースデブリが飛躍的に増加しており、宇宙環境の悪化やデブリと衛星が衝突して運用不能になる問題が深刻化している。これらの対策として、本研究では超小型衛星に搭載可能な小型の宇宙用推進機を開発し、軌道遷移（軌道高度の変更）を行い、スペースデブリとの衝突を回避することを提案した。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）を研究の対象とした。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 以上の軌道遷移を行うこととした。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、トータルインパルスが 269 Ns 以上必要と、これが PPT の目標性能である。

かかる現状において、本博士論文では 269 Ns 以上のトータルインパルスを達成できる PPT システム（PPT 本体とキャパシタ、電源装置で構成される）の中でも、直接的に性能に関わる PPT 本体の開発を目的とし、

- 1) 数値シミュレーションと実験の両方により高推力を達成する単放電室型 PPT の考案
- 2) 実用化を目指した長時間作動が見込まれる多放電室型 PPT システムの確立
- 3) 1)と 2)を両立した PPT システム（実機モデル）の構築

を行った。

上記 1) で用いた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、主放電回路の抵抗成分等を適宜変更し、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。放電室直径は小さいほど放電室内部の圧力が高く、高インパルスビットを達成するが、電力値によっては安定的に作動させることが難しい。放電室長さは 50 mm 程度までは長さを増加するとインパルスビットは増加傾向を示したが、長さ 60 mm 以降ではインパルスビットは減少傾向を示した。この原因は、放電室長さの増加により発生する現象の一つ一つが遅延し、インパルスビットに変換されるエネルギーが分散したためである。この他にも、高推力を達成する条件・パラメータを計算により明らかにした。次に、計算の結果を参考に試作した実機を用いて実験を行った。実験では放電室長さを変更した際の初期推進性能とトータルインパルスを測定した。実験において最も高いインパルスビット 2.47 mNs を計測したのは放電室長さ 50 mm の条件であった。また、放電室長さ 50 mm の条件で行ったトータルインパルスの測定では約 72,000 ショットまでの作動で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。

次に上記 2) では、上記 1) の結果でもあるように、更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、1 つの PPT ヘッドに複数の放電室を有する多放電室型 PPT

ヘッドを考案した。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により放電室の数だけ長時間作動が可能である。多放電室型 PPT ヘッドの作動試験を行った結果、推進剤をボディと一体にしていることで放電室間の誘発現象が確認されたが、推進剤とボディを別箇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確認することができた。また、作動時に発生する熱の影響を調査した。従来の単放電室型 PPT は衛星搭載コンポーネントとしての基準最大温度である 60 °C を 1,800 ショット付近で超える結果を示したが、多放電室型 PPT ヘッドは 8,800 ショット付近で超えることを確認し、熱の対策にも有効であることが示唆された。

上記 3) では、1) と 2) において確立した研究成果を応用して、実際に衛星へ搭載可能な PPT 実機を構築する。特に、1) で明らかにした高推力を達成する条件・パラメータを保持したまま、2) で考案した長時間作動が見込まれる多放電室型 PPT ヘッドに適応させた。また、2) で考案した多放電室型 PPT ヘッドは 2.75 kg と重いことから軽量化を行った。以前のモデルでは余分なボディ部が多く存在していたため、独立した単放電室型 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、キャパシタと衛星搭載型電源装置 PPU 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。