

マイクロ波放電を利用した小型宇宙推進器の開発

Development of a small space propulsion using microwave discharge

平野賢治, 廣池匠哉, 杉田健策(現:住友重工), 平岡義章(現:Canon), 山本直嗣, 中島秀紀

Kenji Hirano, Naruya Hiroike, Kensaku Sugita, Yoshiaki Hiraoka, Naoji Yamamoto, Hideki Nakashima

九州大学 総理工

Interdisciplinary Graduate School of Engineering Sciences, Kyushu University

近年、低コストやリスク低減などの利点を持つ小型人工衛星の開発が活発化している。しかし、小型化により搭載できる燃料も限られる。そのため、小型で燃費の良いエンジンが必要になる。(1) その候補の1つにイオンエンジン(2)が挙げられる。イオンエンジンは化学推進に比べ燃費が良く、燃料の大幅な削減が可能になり、衛星の小型化、低価格化に貢献できる。すなわち、このイオンエンジンを小型衛星に搭載可能なまでに小型化できれば、これまで大型衛星で行ってきたようなミッションが小型衛星でも可能になる。

現在、本研究室では中和器を含めた小型イオンエンジンの開発を実験および数値解析を用いて行っており、消費電力 30 W 以下で推力 0.5 mN を目標として研究・開発を行っている。

イオンエンジンの概念図を図1に示す。本研究室で開発中のイオンエンジンはマイクロ波放電型イオンエンジン(3)で、マイクロ波で放電室中のガスを加熱・電離させ、プラズマを生成する。生成したプラズマからイオンを2枚のグリッドにより加速し、推力を得る。イオンを放出すると同時に、中和器から電子を放出し、電氣的に中和している。

今回、実験に用いたイオンスラストと中和器を図2に示す。イオンスラスト本体は 50 mm×50 mm×30 mm、中和器は 50 mm×50 mm×40 mm である。

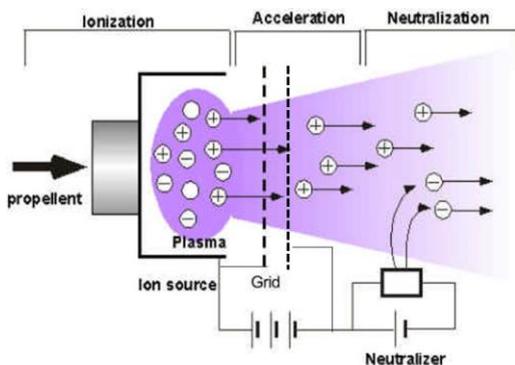


図1 イオンエンジンの概略図

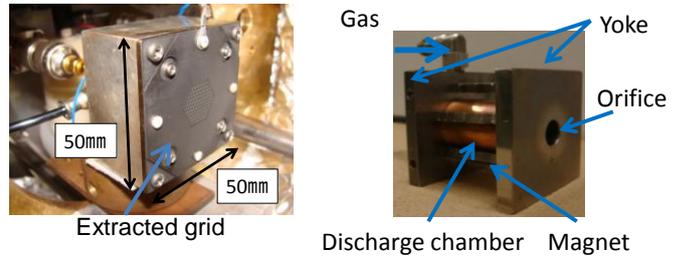


図2 イオンスラスト(左)と中和器(右)

イオンスラストおよび中和器共々、磁場形状やマイクロ波周波数、オリフィス径などを変化させ、それらの最適化を行った。その結果、イオンスラストではマイクロ波投入電力 8 W、推進剤流量 20 $\mu\text{g/s}$ において推力 0.57 mN を達成した。中和器では、マイクロ波投入電力 2 W、推進剤流量 5 $\mu\text{g/s}$ において 12 mA のイオンビームの中和に必要な 12 mA 以上である 17 mA 電流の引き出しに成功した。これらをイオンエンジンシステムとして、まとめた結果を表1に示す。目標値を上回る性能を達成でき、推進性能としては実用化の目処が立った。残る課題は耐久性の確認である。

表1 性能代表値

パラメータ	目標値	到達値
消費電力 [W]	30	29.6
推進剤流量 [$\mu\text{g/s}$]	25	25
推力 [mN]	0.5	0.57

参考文献

- (1) Mueller, J., "Thruster Options for Microspacecraft: A Review and Evaluation of State-of-the Art and Emerging Technologies," Micropropulsion for Small Spacecraft, edited by Micci, M. M., and Ketsdever, A. D., Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.187, AIAA, Reston, VA, 2000, pp. 45-137.
- (2) 栗木恭一, 荒川義博: 電気推進ロケット入門, 東京大学出版会, 東京, 2003
- (3) Kuninaka, H., Nishiyama, K., Funaki, I., Yamada, T., Shimizu Y., Kawaguchi, J., "Powered Flight of Electron Cyclotron Resonance Ion Engines on Hayabusa Explorer," J. of Propulsion and Power, Vol.23 No.3, 2007, pp.544-551.