

小型マイクロ波プラズマ推進機の性能向上に関する研究

九州大学大学院総合理工学府 豊田裕司、牛尾康一、山本直嗣、中島秀紀

1. 緒言

2013年現在、衛星開発は質量500 kg以下の小型衛星、特に10cm四方のCubeSatを含む超小型衛星に変わりつつあり、小型衛星の研究・開発は広く行われている¹⁾。小型衛星の最大の特徴は製作期間が短く、中・大型衛星と比べて製作・打上コストが共に低い点にある²⁾。そのため、小型衛星は、今後も広く利用されていくと考えられる³⁾。

しかし、小型衛星はそのサイズから、搭載可能な推進機の大きさに制約があり、搭載される推進機は小さいものに限られる。また、発電能力も大型の衛星に比べて低く、消費電力も限られる。そのため、小型衛星の性能は低くなる⁴⁾。よって、性能の良い推進機の開発が必要不可欠であるが、未だ小型衛星向けの推進機は確立されていない。

代表的な電気推進機として、イオンエンジンがあり、小型イオンエンジンに関して、様々な研究機関で開発が行われている^{5)~7)}。しかし、イオンエンジンは2~3枚のグリッドや、グリッドへの印加電源が必要なこと、さらに中和器が必要なことから、システムが複雑になってしまう。

また、小型衛星向けPPT(Puls plasma thruster)も数多く存在するが、推力は数十 μN と小さく、推進剤であるテフロンを消化させるためにイグナイタや電極が必要であるため、推進システムとして小型・簡素化の要求を満たしていない。

そこで本研究グループでは、推進システムの小型・簡素化を目指し、プラズマ源にマイクロ波を用いた、小型プラズマ推進機の新たな開発を行っている。小型衛星は超低高度の飛行などが考えられており、要求される推進機の性能は電力10 W以下で、推力は0.5~1 mNである。

それゆえ我々は、消費電力10 Wで比推力1000 sec、推力1 mNの達成を目指し、小型マイクロ波プラズマ推進機の試作を行い、性能の測定を行った。

2. 実験装置及び実験方法

2.1 小型マイクロ波プラズマ推進機

本スラスタの推進原理を述べる。推進剤には希ガスのアルゴンを用いた。放電室内で生成されたプラズマ中のイオンは、放電室内のプラズマ電位と宇宙空間の電位差により加速される。また大きなエネルギーを持った電子が、このポテンシャル差を超えて下流方向へ移動する。

ここで、小型スラスタ実現可能性の目算を行う。電位差を30 Vと仮定する。スラスタ下流におけるイオンの速度 v_i は運動方程式より、

$$v_i = \sqrt{\frac{2\phi e}{m_i}} \quad (1)$$

より、イオン速度 v_i は $v_i \cong 1200 \text{ m/sec}$ となる。ここで、推進剤利用効率が8割とすると、比推力 I_{sp} は

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \cong \frac{v_i}{g} \quad (2)$$

より、 $I_{sp} = 1000$ 秒に達する。さらに、推進剤流量 \dot{m} を $\dot{m} = 80 \mu\text{g/sec}$ とすると、推力 F は $F = 1 \text{ mN}$ となる。

Fig.1には実験で用いたスラスタの写真を、**Fig.2**には簡単なスラスタの内部構造を示す。**Fig.1**に示す様に、スラスタの大きさは50 mm×50 mm×27 mmである。放電室の内径は $\phi 21 \text{ mm}$ 、外形は25 mm×25 mm×12 mmでSm-Co(サマリウム-コバルト)磁石を放電室の周りに複数個配置した。アンテナは直径9 mmの星型で、材料にはモリブデンを用いており、厚みは1 mmである。この星型アンテナは近岡らの実験で最も効率的であった形状である⁸⁾。そのため初めに星型アンテナを選択した。

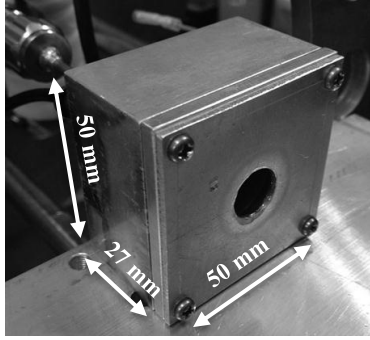


Fig.1 Photo of miniature microwave discharge plasma thruster.

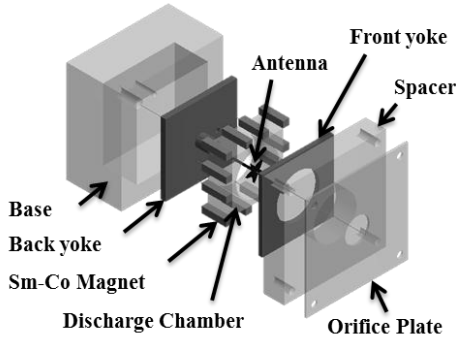


Fig. 2 Component of miniature microwave discharge plasma thruster.

2-2.実験装置

Fig. 3 に実験系の概念図を示す。実験は SUS 製の大型真空容器(直径 1.0 m、長さ 1.2 m) 内にスラスタとコレクタを設置して行った。ロータリーポンプ(排気速度 $2.7 \times 10^{-2} \text{ m}^3/\text{sec}$)とメカニカルブースターポンプ(排気速度 $1.0 \times 10^{-1} \text{ m}^3/\text{sec}$)を粗挽きに、高真空用にターボ分子ポンプ(排気速度 $2.2 \text{ m}^3/\text{sec}$)を用いた。到達圧力 $5.7 \times 10^{-4} \text{ Pa}$ で、Ar ガス $80 \text{ } \mu\text{g}/\text{sec}$ 流入時の背圧は、 $5.6 \times 10^{-3} \text{ Pa}$ であった。またマイクロ波は発振器 (1.6 GHz) から発信された後、アンプにより増幅され、接続ケーブルを経て放電室内へ導入される。推進剤には、希ガスの Ar を用いた。

2-3.実験方法

本研究における小型スラスタの性能は、イオンビーム電流量とスラスタ下流の IEDF(Ion Energy Distribution Function)を計測することで、(1)式より推力 F を見積もった。

$$F = \frac{m_i}{e} I v_i \quad (1)$$

ただし、 m_i はイオン質量 [kg]、 e は電子素量 [C]、 I はイオンビーム電流 [A]、 v_i はイオンの速度 [m/sec]であり、推力係数は 1 とした。

イオンビーム電流の計測は、イオンコレクタを用いて行った。スラスタとコレクタの距離は 50 mm とし、コレクタに -30 V を印加して行った。なお、-30 V でイオン電流は飽和していることは確認している。

また、スラスタ下流でのイオン速度の計測は、RPA(Retarding Potential Analyzer)を用いて行った。スラスタと RPA の距離は、コレクタと同様の 50 mm とした。**Fig.4** にエネルギーアナライザの概念図を示す。エネルギーアナライザのグリッドの印加電圧はそれぞれ、FG (Floating Grid)は GND に、ERG (Electron Retarding Grid)は -40 V、IRG (Ion Retarding Grid)は 0 ~ 65 V、SESG (Secondary Electron Suppression Grid)には -40 V を、またコレクタには -30 V を印加した。

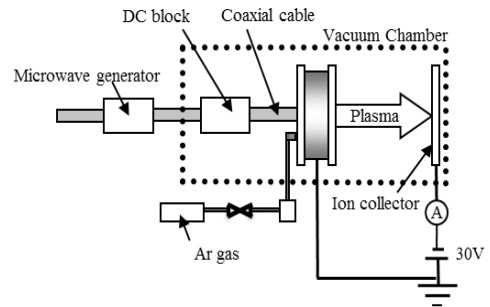


Fig. 3 Schematic of experimental setup.

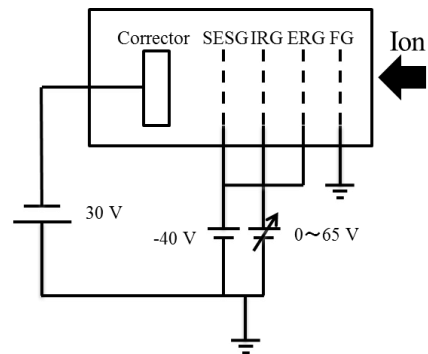


Fig. 4 Schematic of retarding potential analyzer.

3.実験結果

3.1 オリフィス径依存性

イオンビーム電流はオリフィス径の大きさにより、プラズマ密度に影響を与えるため、考慮する必要がある。

そこで、オリフィス径とイオンビーム電流との関係を調べるため、オリフィス径 ϕ を 8、12、14、18 mm と変化させて実験を行った。

実験は、マイクロ波周波数を 1.6 GHz、マイクロ波進行電力は 24 W、推進剤流量は 80 $\mu\text{g}/\text{sec}$ 、オリフィス-フロントヨーク間距離 $d=0$ mm、磁石個数 9 個で行った。

Fig.5 から、オリフィス径 8 mm から 14 mm へと、径が大きくなるにつれ、イオンビーム電流値も、3.1 mA から 10.3 mA へ大きくなった。これはオリフィス径が大きくなったことにより、プラズマ放出量が増加した結果、イオンビーム電流値が大きくなったと考えられる。

また、オリフィス径が 18 mm ではオリフィス径が大きくなったことにより、放電室内の圧力が低下したため、プラズマ密度が低下し、イオンビーム電流値が低下したと考えられる。

上記のようなトレードオフからオリフィス径が 14 mm の時、イオンビーム電流値にピークが現れたと考えられる。

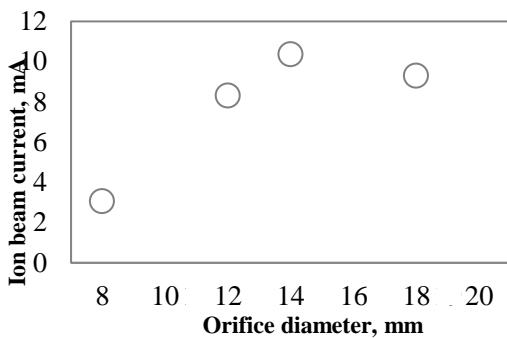


Fig.5 Dependence of the orifice diameter of the ion saturation current. ($P_{in} = 8$ W, $\dot{m} = 80$ g/sec)

3.2 オリフィス-フロントヨーク間距離依存性

Fig. 6 に磁石数 8 個の時の、ヨーク間に形成される湾曲した磁力線の位置を示す。この磁力線の湾曲した部分が、オリフィスプレートまで達しているため、電子がプレートと衝突し、エネルギー

の損失が起こっていると考えられる。そこで、この磁力線とプレートの接触を避けるために距離を取れば、性能は向上すると考えられる。しかし、距離を取り過ぎてもスペーサー部の表面での損失が増えると考えられる。Fig. 2 に示すように、スペーサーを入れ、このプレートとフロントヨーク間距離を $d = 0 \sim 6$ mm に変化させ、性能にどう影響するのか調査した

Fig.7 はマイクロ波投入電力が 24 W 時のイオンビーム電流値を示しており、スペーサーの厚みが増加するにつれて増加が見られた。これは Fig.6 から分かるように、磁力線はオリフィスプレート側へ湾曲しており、特に $d < 4$ mm の領域では、オリフィスプレート上で高エネルギーの電子は再結合して損失してしまうためと考えられる。

しかし $d=4$ mm まで厚みを増加させると、磁力線のオリフィスプレート側へ湾曲している部分、つまりオリフィスプレートと重なる部分は少なくなると考えられる。よって、 $d=4$ mm までは厚みを増やすとイオンビーム電流値が増加していくことが分かった。

しかし、 $d=6$ mm にした場合 $d=4$ mm と比べ、ビーム電流値は約 4.7 mA の減少がみられた。これは厚みを取ることでスペーサー部での表面積が増加し、スペーサー部の増加した表面と高エネルギーを持つ電子の衝突が増加したことに起因すると考えられる。よって、イオンビーム電流は低下したと考えられる。

このような理由から $d=4$ mm で最もイオンビーム電流値は高く、この時のイオンビーム電流値は 20.0 mA であった。

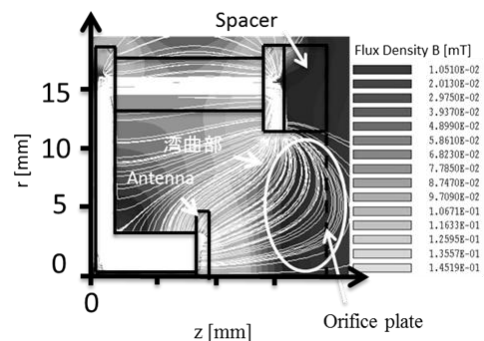


Fig. 6 Magnetic field distribution with 8 magnets

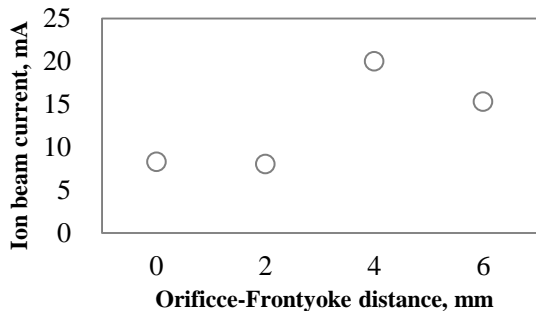


Fig.7 Ion beam current vs. distance between orifice and front yoke. ($P_{in} = 8 \text{ W}$, $\dot{m} = 80 \text{ g/sec}$)

3.3 磁場強度依存性

本スラスタの特徴として、フロント・バックヨーク間に、ECR層を形成するような磁場形状を取っている。増井らの数値解析の結果から、プラズマとのカップリングが良いためには ECR 層とアンテナは接する方が良いとされている⁹⁾。一方、磁石数を増やすと磁場強度が上がるため、電子の拡散が抑えられ、損失が減ると考えられる。

Fig.8、Fig.9 はそれぞれ磁石数 7 個、9 個の時の磁場形状を示す。黒い太線はマイクロ波周波数 1.6 GHz の時の ECR 層を示している。これらの図から、磁石数の増加に伴い、ECR 層はアンテナから離れていく様子が見て取れる。アンテナと ECR 層が接するのは磁石 7 個の時であり、この時最もカップリングが良いと考えられる。

実験は最適な磁場形状を探るため、磁石個数 6 ~10 個の間で変更して行った。

Fig.10 には磁石数を変化させた時のイオンビーム電流の磁場強度依存性を示す。この時のマイクロ波投入電力は 24 W である。磁場強度の増加に伴い、イオンビーム電流は増加している。すなわち磁石個数が 7 個の時、イオンビーム電流値は 9.3 mA であったが、磁石数 9 個の時には、イオンビーム電流値は 20.0 mA であった。このようにイオンビーム電流値は磁石数が 7 個から 9 個において 2.1 倍ほど増加したことが分かる。これは磁場強度が強くなるにつれ、プラズマ閉じ込め効果が現れたためと考えられる。

また、磁石が 6 個と 10 個の時にプラズマは生成されなかった。これは磁石 6 個では、ECR 層

の一部がアンテナと被っており、磁石 10 個の時には ECR 層が大きくアンテナから離れているため、プラズマが着火しなかったと考えられる。

以上から、磁場強度には最適値が存在し、今回の実験においては、ECR 層とアンテナの距離はあまり性能には寄与せず、プラズマ閉じ込めの効果が大きいことが分かった。

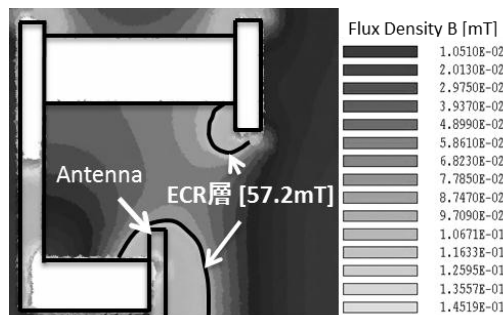


Fig.8 Magnetic field distribution with 7 magnets.

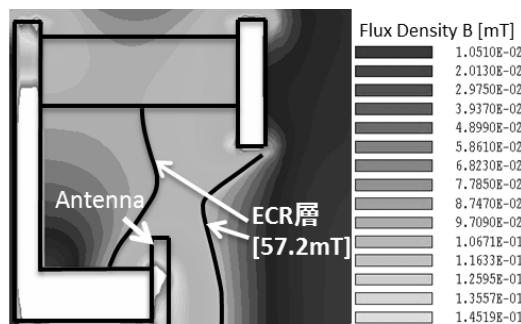


Fig.9 Magnetic field distribution with 9 magnets.

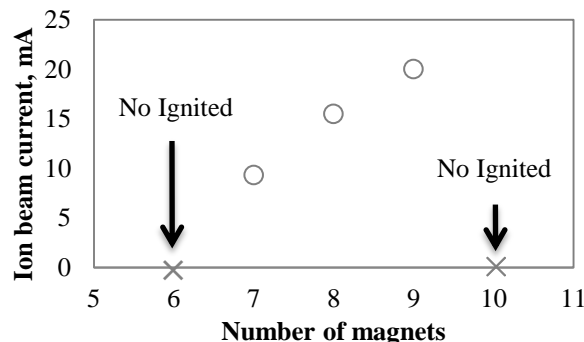


Fig.10 Relation between ion beam current and number of magnets. ($P_{in} = 8 \text{ W}$, $\dot{m} = 80 \text{ g/sec}$)

3.4 イオン速度の計測

本スラスタの下流におけるイオン速度の計測を行うため、RPA を用いてスラスタ下流のイオンのエネルギー分布の測定を行った。

本実験は、マイクロ波周波数 1.6 GHz、オリフィス径 $\Phi 12$ mm、進剤流量 80 $\mu\text{g}/\text{sec}$ 、オリフィス-フロントヨーク間 4 mm とし、磁石個数 9 個で実験を行った。

Fig. 11 はスラスタ下流における、イオンのエネルギー分布を表す。投入電力 32 W でのイオンの平均エネルギーは約 26.9 eV である。投入電力を大きくするに従い、イオンの平均エネルギーが大きくなっている事が分かる。これは単位質量あたりに投入された電力の増加に伴い、プラズマの電子温度が上昇し、これに伴い、放電室内部の空間電位が上昇したため、結果として放電室内の空間電位とグランドとの電位差によって加速されるイオンの速度も増加したと考えられる。

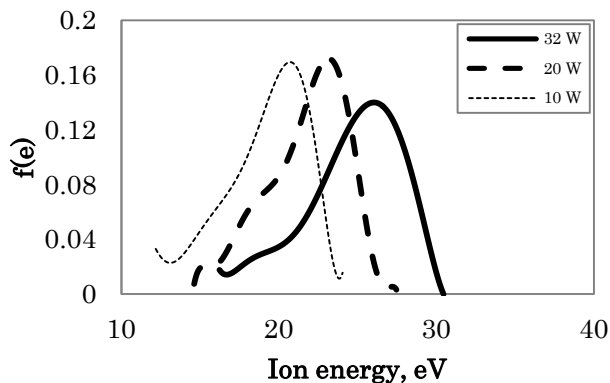


Fig. 11 Ion energy distribution function for three input microwave power.

3.5 スラスタの性能評価

本研究で用いた小型スラスタの性能評価を行った。性能評価を行うにあたり、上記のスラスタ下流におけるイオン速度とイオンビーム電流値を用いた。このイオンビーム電流値は、IEDF 計測実験時に RPA をイオンコレクタに交換して、イオンビーム電流値の計測を行った値である。

実験条件は、IEDF とイオンビーム電流の計測共に、マイクロ波周波数 1.6 GHz、オリフィス径 $\Phi 12$ mm、進剤流量 40 $\mu\text{g}/\text{sec}$ 、オリフィス-フロントヨーク間 4 mm、磁石数は 9 個である。

この時のイオンビーム電流値、イオン速度、推力、比推力、推進効率と推進剤利用効率を、**Table 1** に示す。投入電力が 32 W の時、推力は最高で約

0.1 mN、比推力は 200 sec 程、推進剤利用効率は約 13 % に達したことが分かる。また、推進効率はマイクロ波投入電力が 20 W の時、最高で約 0.23 % にとどまる。

Table 1 Thrust performance of miniature microwave discharge plasma thruster.

投入電力	10W	20W	32W
イオンビーム電流	6.7 mA	10.7 mA	12.7 mA
イオン速度	10.6 km/s	12.2 km/s	14.5 km/s
推力	29.3 μN	54.1 μN	76.3 μN
比推力	72.2 sec	133.3 sec	187.8 sec
推進剤利用効率	6.7 %	10.7 %	12.7 %
推進効率	0.18 %	0.23 %	0.20 %

4. 結論

消費電力 10 W で比推力 1000 sec、推力 1 mN の達成を目指し、マイクロ波放電型プラズマ推進機の試作を行い、以下の結果が得られた。

- 1) イオンビーム電流を計測して、スラスタの最適化を行った。オリフィス径は $\Phi 14$ mm、オリフィスフロントヨーク間距離は $d=4$ mm、アンテナ周辺の磁場強度が約 115 mT となる、磁石 9 個の時に最も性能が良く、この時のイオンビーム電流値は 20 mA であった。
- 2) Ion Energy Distribution Function の計測結果から、投入電力が 32 W の時、スラスタ下流におけるイオンの平均エネルギーは 26.9 eV であった。
- 3) 推進剤に Ar ガスを用いた時、推進剤利用効率は 13 % に達するが、推進効率は 0.2 % であった。磁場形状の変更や放電室長を伸ばしてプラズマ生成効率を向上させるなど、小型スラスタのプラズマ生成・加速部を再検討することで、この推進剤利用効率が、100 % 近くまで改善できれば、

推進効率も 20 %程度まで改善できると考えられる。

References

- 1) Kato, M., Takayama, Y., Nakamura, U., Yoshihara, K and Hashimoto, H., "Road Map of Small Satellite in JAXA", 56th International Astronautics Congress paper IAC-05.B5.6.B01, 2005.
- 2) Imaz, T., Tanaka, Y., Hirayama, H. and Hanada, T., "Applying a Simple Control Law to Deploy Space Thruster on a Micro Tethered Satellite", the 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-s-15, 2006.
- 3) J. Mueller, "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 45, (AIAA, Reston, VA, 2000). pp. 45-137
- 4) 近藤 慎哉, 修士論文, "30W 級小型イオンスラスターの内部測定", 九州大学 2011.
- 5) Wirz, R. E.: Discharge Plasma Processes of ring-Cusp Ion Thruster, Ph. D. Diss., California Institute of Technology, Pasadena, 2005
- 6) Leiter, H., Killinger, R., Boss, M., Braeg, R., Gollor, M., Weis, S., Feili, D., Tartz, M., Nuemman, H., H. and Cara, D.: RIT- μ X—High Precision Micro Ion Propulsion System Based on RF-Technology, AIAA Paper 2007-5250, 2007
- 7) Nakayama, Y., Fuyuki, I., and Kuninaka, H.: Sub-Milli-Newton Class Miniature Microwave Ion Thruster, J. Propul. Power, 23(2007), pp. 495-499.
- 8) 近岡 貴行, "小型衛星用イオンスラスターの開発", 修士論文, 九州大学, 2006
- 9) 鶴 哲平, マイクロ波放電式中和器の性能向上に関する研究, 九州大学, 修士論文, 2008