

平成 22 年 3 月 31 日現在

研究種目：基盤研究（C）
 研究期間：2007～2008
 課題番号：19560792
 研究課題名（和文） 小型マイクロ波放電型イオンエンジンの性能特性に関する研究
 研究課題名（英文） Characteristics of Small Scale Microwave Discharge Ion Engine Performance
 研究代表者
 鷹尾 良行（TAKAO YOSHIYUKI）
 西日本工業大学・工学部・教授
 研究者番号：60206711

研究成果の概要：将来の小型人工衛星のニーズを考慮し、放電室内径 2cm、3cm、5cm 級の小型マイクロ波放電型イオンエンジンを作製、性能試験を実施した。小型マイクロ波放電型イオンエンジンの性能向上のためには、放電室内の磁場と電場による電子の加速、生成電子の磁場による閉じ込め維持、プラズマ内の電子の平均自由行程を考慮し設計することが重要であることが分かった。

交付額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2007 年度	1,300,000	390,000	1,690,000
2008 年度	900,000	270,000	1,170,000
年度			
年度			
年度			
総計	2,200,000	660,000	2,860,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：電気推進、マイクロ波放電、ECR、イオンエンジン、小型スラスター

1. 研究開始当初の背景

衛星通信および放送、気象観測、GPS などの人工衛星利用は、日常生活に密着し既に不可欠なものとなっており、今後、宇宙の商業利用は更に盛んになる傾向にある。このような背景において、人工衛星のサービス維持における信頼性向上、コスト低減が必要となっている。そこで、複数の小型人工衛星を打上げて連携させることにより、従来の大型人工衛星が有する機能と同様の仕事を担わせることが出来れば、信頼性とコストの両面を改善することが可能である。故障した機能があれば、バックアップの小型衛星にその機能を切り替えることにより、事故や故障によるサービスの停止を回避し、長期に安定したサービスを保証出来る様になるからである。

更に、小型人工衛星の打ち上げは、小型ゆえに空スペース等の利用効率がよく、複数のプロジェクトの相乗りが可能で大きなコスト低減が期待出来る。

上記の小型人工衛星の実用化のためには、その姿勢制御や主推進器に利用できる高効率、長寿命の宇宙推進機の開発が重要な研究課題となっている。

近年進められている小型宇宙推進機の研究には次のものがある。

(1) 米国航空宇宙局 (NASA) において 100kg 以下の小型衛星が計画されており、1-20kg 級の micro-spacecraft (超小型ロケット) の実現が検討され、HCMT (Hollow Cathode Micro Thruster、5cm 級) が製作されている。イオン生成コスト

8000eV、推進剤利用効率 12%と効率が悪く、プラズマ生成にホットカソードを用いるので電極劣化による寿命の問題がある。

(2) 国内では、北海道工業大学、佐鳥らのマイクロ波放電型単孔イオンエンジンの研究がある。

2. 研究の目的

電気推進機のひとつであるイオンエンジンは、エンジンの放電室内にプラズマを生成し、放電室の下流に設けた静電グリッドでプラズマ中のイオンを引出し、加速し推力を発生するもので、高比推力、高推進剤利用率などの特長を有している。マイクロ波放電型イオンエンジンは、プラズマ生成にマイクロ波放電を利用するもので、上記の特長に加えて小型化における利点を有する。この方式のイオンエンジンでは、プラズマ生成に必要な電源はマイクロ波電源のみで、マイクロ波を導入しプラズマを生成する放電室は、内部に磁場を生成するために周囲に永久磁石を配置した円筒容器である。この簡単な構造はエンジンのスケールダウンに有利であり、電源も含めたコンパクトかつ軽量の推進システムの開発が可能である。

本研究グループでは、これまでにイオン引出し口径 10cm および 2cm 級のマイクロ波放電型のイオンエンジンの研究開発を行っており、マイクロ波放電型イオンエンジンの開発経験を積み重ねてきた。しかしながら、今後の小型宇宙推進機に要求される推力等の性能を考えた場合、この間を補完するサイズの推進機の開発事例が更に必要である。

小型マイクロ波放電型イオンエンジンの開発において、マイクロ波導入時のエンジンの点火性(始動性)と高密度プラズマを維持し推力に結びつけることが必要である。そのために、放電室内径が 2cm、3cm、5cm 級の小型マイクロ波放電型イオンエンジンを作製し、以下の項目を実行し点火性を始めとした性能向上のための手法を決定することを目的とした。

(1) 数種の寸法の小型マイクロ波放電型イオンエンジン用の放電室を作製し、マイクロ波を導波管およびアンテナで導入し、プラズマ生成に有効な物理過程を調査する。

(2) 小型マイクロ波放電型イオンエンジンでは、放電室内に生成されるプラズマの体積に比して放電室壁面の面積が大きくなる為、壁面損失が大きな性能低下の原因となる。放電室内の磁場配位を永久磁石の個数および極性の組み合わせにより最適化し、実験データを蓄積する。

(3) イオン引出し実験を行い性能評価する。

3. 研究の方法

図 1 に小型マイクロ波放電型イオンエンジンの実験体系を示す。小型マイクロ波放電型イオンエンジンは、円筒型真空容器(内径 600mm、長さ 1000mm)の中に設置されており、タ

ーボ分子ポンプ(排気速度:300l/s)およびクライオポンプ(排気速度:2000l/s)により真空排気されている。真空容器の到達圧力は 1×10^{-4} Pa で、推進剤として Xe ガス 0.2sccm をエンジン内に導入した際の真空度は 1.6×10^{-3} Pa であった。図 2 に小型マイクロ波放電型イオンエンジンの概略を示す。プラズマ生成には ECR (Electron Cyclotron Resonance)加熱を利用しており、外部磁場は Sm-Co 磁石を放電室外周上に配置することにより形成している。マイクロ波(2.45GHz)は同軸ケーブルを用いて星型アンテナに供給され放電室内に放出される。なお、2.45GHz のマイクロ波に対する ECR 加熱は、磁束密度 0.0875T の領域で行われる。推進剤(Xe)はマスフローコントローラを用いてイオンエンジンの放電室のキャビティへ上流軸方向より導入される。星型アンテナは、Mo 製で対角線の長さは 9mm である。放電室の下流には、スクリーングリッドおよびアクセルグリッドが設置され、プラズマ中の正イオンを引出し、推力を発生する。また、背景磁場は、プラズマを閉じ込め壁面損失を低減する効果がある。以上の実験装置を基に、以下の実験および解析を実施した。

(1) 2cm、3cm、5cm 級のマイクロ波放電型イオンエンジンを作製する。

(2) 各寸法の放電室での安定プラズマ生成(点火)実験を実施する。パラメータとして、磁場配位、ガス流量、入力電力を変化させる。

(3) 実験結果よりイオンエンジンの放電室寸法に対する安定プラズマ生成のメカニズムを検討する。

(4) イオン引出し実験を行い、イオンエンジンの性能を評価する。なお性能は、イオンエンジンの点火実験および適宜イオン引出し実験を行い、推進剤利用効率、イオン生成コストを算出し評価した。イオン生成コストは小さい値である方が良く、推進剤利用効率は 100%に近づく程高性能である。

4. 研究成果

(1) 2cm級マイクロ波放電型イオンエンジンにおける実験結果

図 3 に 2cm 級イオンエンジン内部の磁場配位を示す。放電室外周に表面磁束密度 0.34T、断面積 50mm^2 の永久磁石 4 個を配置した場合のバックヨークとフロントヨーク間の磁界の計算結果である。この磁場配位においてプラズマ点火を良好に行うことが出来た。

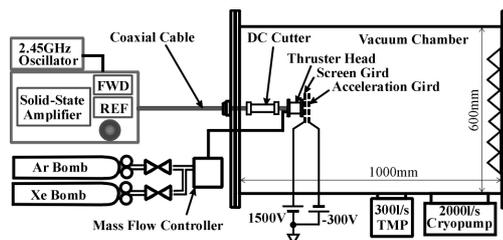


図 1. 実験体系

イオン引出し実験を図1の様に、スクリーングリッドに1500V、アクセラレグリッドに-300Vを印加して行った。実験結果を図4に示す。引出しイオン電流は、ガス流量0.6sccm以上では飽和傾向にあり、また入力電力17W以上でも飽和傾向が見られる。最大引出し電流として、イオン引き出し電流22mA(推力1.4mN)を入力電力18W、Xe

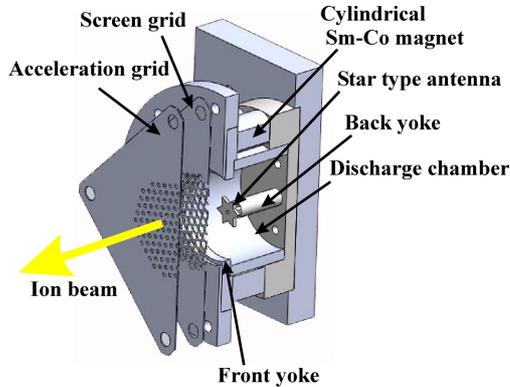


図2. マイクロ波放電型イオンエンジンの構造

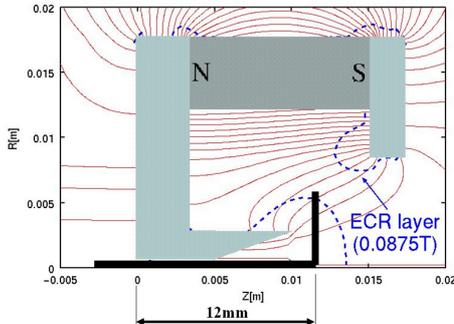


図3. 小型マイクロ波放電型イオンエンジンの放電室内磁場配位(2cm級)

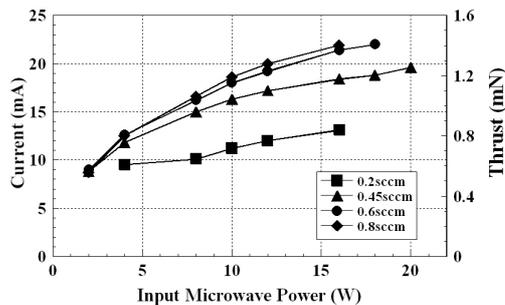


図4. イオン引出し実験結果(2cm級)

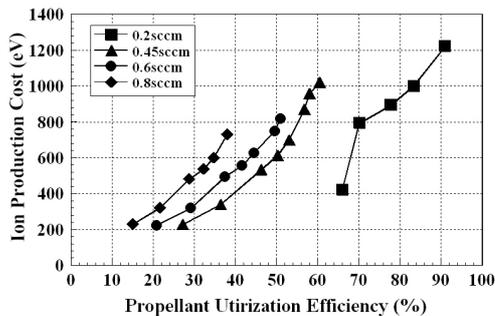


図5. 小型マイクロ波放電型イオンエンジンの性能(2cm級)

ガス流量0.6sccmにおいて得られた。図5に引出しイオン電流から求めた、イオン生成コストと推進剤利用効率を示す。Xeガス流量0.2sccmにおいて、入力電力14Wで推進剤利用効率92%、イオン生成コスト1220eVが得られている。これらの結果は、本構造のイオンエンジンが実用可能であることを示していると考えられる。

また、プラズマ点火性の向上実験において、星型アンテナの先端部が推進剤導入口の下流前面にあるとき、点火性が良いことが観測された。マイクロ波による電界が最も強いアンテナ先端部がECR領域近傍にあり、周囲のガス圧が高い方が点火性に優れることが分かった。

(2) 3cm級マイクロ波放電型イオンエンジンにおける実験結果

2cm級マイクロ波放電型イオンエンジンの実験結果より3cm級イオンエンジンの内部磁場配位は、2cm級とほぼ同等となるように、磁石個数(断面積)を調整した。その結果、良好なプラズマ点火性能を得ることが出来た。図6に3cm級イオンエンジンの点火プラズマの写真を示す。

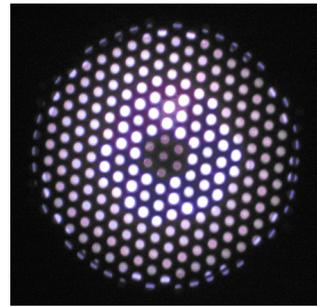


図6. イオンエンジンの点火プラズマ

(3) 5cm級マイクロ波放電型イオンエンジンにおける実験結果

2cm、3cm級マイクロ波放電型イオンエンジンで使用した磁場配位と同等とするために磁石個数を調整したが、良好なプラズマ点火性は得られなかった。放電室内径の増加に伴いバックヨーク半径が大きくなり、磁気抵抗が増加した為に、アンテナ先端近傍の磁束密度が十分高く出来なかった為であると考えられる。バックヨークの断面積を大きくする等の方法があるが、重量増加の問題があるため、図7の様に永久磁石を星型アンテナを中心に同心円状に配置し、内側と外側の磁石間に2cm級と同等の磁場を生成し実験を行った。図8に5cm級の磁場配位を示す。プラズマ点火性は良好であった。

イオン引出し実験結果を図9に示す。引出しイオン電流は入力電力に対して単調に増加している。最大イオン引き出し電流27mA(推力1.75mN)が入力電力24W、Xeガス流量1.3sccmにおいて得られた。図10に引出しイオン電流から求めた、イオン生成コストと推進剤利用効率を示す。Xeガス流量1.0sccmにおいて、

入力電力24Wで推進剤利用効率31%、イオン生成コスト1090eVが得られている。

(4) 小型マイクロ波放電型イオンエンジンにおける実験結果の検討

小型マイクロ波放電型イオンエンジンの放電室内部でのプラズマ生成は、放電室内での電子の運動を考慮することにより理解される。すなわち、放電室内の ECR 領域の電子はアンテナからの強い電界で ECR 加熱されエネルギーを得る。フロントヨークとバックヨーク間には磁気ミラーが形成されるので、電子はその間を往復し、その際に、推進剤の中性粒子を電離しプラズマ生成が行われる。電離で生成された電子も同様にプラズマの生成維持に寄与すると考えられる。この過程において考慮すべきは、①ECR 領域で

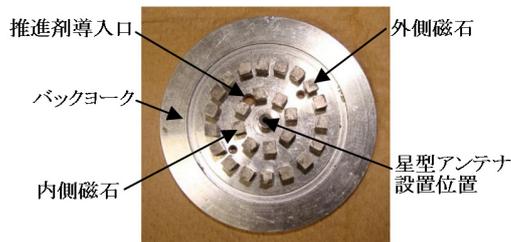


図7 5cm 級マイクロ波放電型イオンエンジンの放電室内磁石配置

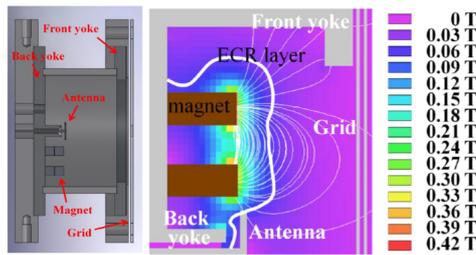


図8. 5cm 級マイクロ波放電型イオンエンジンの放電室内磁場配位

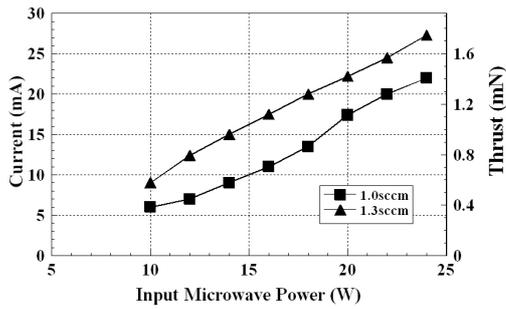


図9. イオン引出し実験結果(5cm 級)

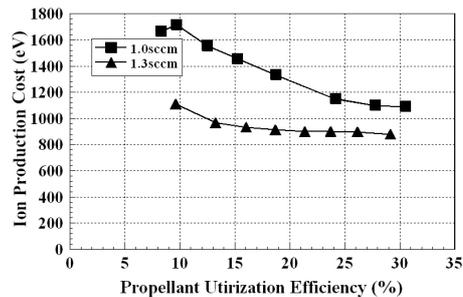


図10. 小型マイクロ波放電型イオンエンジンの性能(5cm 級)

の電子の加速状態、②生成電子の磁気ミラーでの維持、③プラズマ内での電子の平均自由行程である。電子が推進剤粒子に衝突するまでに、それを電離する為の十分な加速がなされ、生成電子が磁場内に維持され効率良く電離を行うことがイオンエンジンの効率化には必要である。5cm 級マイクロ波放電型イオンエンジンでは、十分に強い磁気ミラーが形成されていなかったこと、ECR 領域に電子が来るまでの距離が長くなり、電離に十分な加速が行われるまでに推進剤粒子と電子との衝突が発生していることなどが考えられる。従って、3cm 級をこえる小型マイクロ波放電型イオンエンジンにおいて、①マイクロ波放出アンテナによる給電点を増やし、放電室内の複数放電を発生させる、②アンテナ形状を強電界部を外周部に生成するものとするか又は、導波管によるマイクロ波給電を行う、などによる性能向上方法が考えられる。以上を考慮することにより、高性能小型スラスタとして小型マイクロ波放電型イオンエンジンを利用することが可能である。

(5) 放電室内部プラズマの数値計算

放電室内部の電子運動を再現しプラズマ生成メカニズムを確認するために PIC および FDTD 法を用いた数値計算コードを作成した。PIC 法で電子の衝突過程と分布状態の推定が可能であり、FDTD 法でマイクロ波エネルギーの電子の運動エネルギーへの変換状態を把握することが出来る。図11にこれらの数値計算コードにより得られた放電室内部の電子軌道を示す。本シミュレーション体系は、2cm 級マイクロ波放電型イオンエンジン形状から設定した。

電子は初期位置からフロントヨークに向け移動し、フロントヨークとバックヨーク間に生成される磁気ミラーのために、フロントヨーク近傍で反射されバックヨーク方向へ移動する。再度電子は、バックヨーク近傍で反射され、磁場に閉じ込められている状況が再現されている。同時に、バックヨーク近傍の ECR 領域で電子は加速され、軌道の振幅が大きくなっていることが分かる。この結果は、磁場とアンテナが生成する電界が直交し ECR 近傍に強い電界があると、プラズマの点火性およびプラズマ生成効率が向上することを示している。また、電子は ECR 領域で加速されるので、平均自由行程に比して両ヨーク間距離が十分に短い必要があると考えられる。

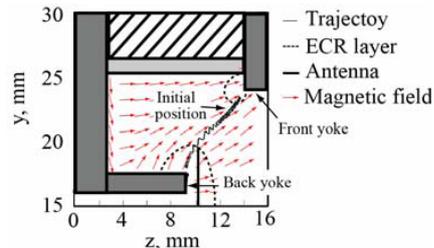


図11. 小型マイクロ波放電型イオンエンジンの放電室内での電子挙動計算結果

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 6 件)

- ① Yoshiyuki Takao, Akihiro Kugimiya, Shinobu Nagai, Naoji Yamamoto, Hideki Nakashima, Performance Test of Small-Scale Microwave Discharge Ion Thruster, IEPC-2007-347, 査読無, Proceedings of the 30th International Electric Propulsion Conference.
- ② Yoshiyuki Takao, Akihiro Kugimiya, Shinobu Nagai, Naoji Yamamoto, Yoshihiro Kajimura, Hideki Nakashima, Study of 2.5~10cm Size Microwave Discharge Ion Thruster, ISTS 2008-b-60p, 査読有, Proceedings of the 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008.
- ③ 鷹尾良行, 山本直嗣, 中島秀紀, 5cm 級マイクロ波放電型イオンエンジンに関する研究, プラズマ応用科学, 査読有, Vol.16, No.2, pp.170-171, 2008.
- ④ Yoshiyuki Takao, Naoji Yamamoto, Hideki Nakashima, Development of 5cm Size Microwave Discharged Ion Thruster, Plasma Application and Hybrid Functionally Materials, 査読無, Vol.18, p.83, 2009.
- ⑤ Yoshiyuki Takao, Naoji Yamamoto, Yusuke Kotani, Hideki Nakashima, Study of 5cm Size Microwave Discharge Ion Thruster, ISTS 2009-b-58p, 査読無, Proceedings of the 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009.
- ⑥ Yoshiyuki Takao, Naoji Yamamoto, Yusuke Kotani, Hideki Nakashima, Study of ~ 5cm Size Microwave Discharged Ion Thruster, Advances in applied plasma science, 査読有, vol.6, pp.289-290, 2010.

[学会発表] (計 6 件)

- ① Yoshiyuki Takao, Akihiro Kugimiya, Shinobu Nagai, Naoji Yamamoto, Hideki Nakashima, Performance Test of Small-Scale Microwave Discharge Ion Thruster, IEPC-2007-348, The 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy September 17-20, 2007.
- ② Yoshiyuki Takao, Akihiro Kugimiya, Shinobu Nagai, Naoji Yamamoto, Yoshihiro Kajimura, Hideki

Nakashima, Study of 2.5~10cm Size Microwave Discharge Ion Thruster, ISTS 2008-b-60p, The 26th International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, Japan, Jun 1-8, 2008.

- ③ Yoshiyuki Takao, Naoji Yamamoto, Hideki Nakashima, Development of 5cm Size Microwave Discharged Ion Thruster, The 16th Annual Meeting of IAPS/ The 2nd International Workshop on Plasma Application and Hybrid Functionally Materials, Kobe, Japan, March 6-7, 2009.
- ④ Yoshiyuki Takao, Naoji Yamamoto, Yusuke Kotani, Hideki Nakashima, Study of 5cm Size Microwave Discharge Ion Thruster, ISTS 2009-b-58p, The 27th International Symposium on Space Technology and Science, Tsukuba, Japan, July 5-10, 2009.
- ⑤ Yoshiyuki Takao, Naoji Yamamoto, Hideki Nakashima, Study of ~ 5cm Size Microwave Discharged Ion Thruster, The 7th International Symposium on Applied Plasma Science, Hamburg, Germany, August 31-September 4, 2009.
- ⑥ Yoshiyuki Takao, Yusuke Kotani, Naoji Yamamoto, Hideki Nakashima, Development of 3cm Size Microwave Discharge Ion Thruster, The 17th Annual Meeting of IAPS/ The 3rd International Workshop on Plasma Application and Hybrid Functionally Materials, Busan, Korea, February 26-28, 2010.

6. 研究組織

(1) 研究代表者

鷹尾 良行 (TAKAO YOSHIYUKI)

西日本工業大学・工学部・教授

研究者番号：60206711

(2) 研究分担者

中島 秀紀 (NAKASHIMA HIDEKI)

九州大学・総合理工学研究院・教授

研究者番号：60112306