

コイルを用いた $E \times B$ プローブの開発

九大・総理工 平野 賢治

九大・総理工 山本 直嗣

九大・総理工 中島 秀紀

1. 諸言

近年、小型人工衛星が注目されている。小型人工衛星は、打ち上げコストや開発コストの低減や開発期間の短縮などの利点を持つ⁽¹⁾。しかし、小型化により搭載できる燃料も限られるため、高性能な特に燃費のよい推進器が求められている⁽²⁾。その候補の1つにイオンエンジン⁽³⁾が挙げられる。イオンエンジンの特徴は、比推力が3000sと非常に高いので燃料の大幅な削減が可能になる。そのため、宇宙機の重量の多くを占めている推進剤を大幅に削減でき、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。

本研究室ではマイクロ波放電型小型イオンエンジンの研究・開発を行ってきた⁽⁴⁾。マイクロ波放電型は直流放電型に比べ、放電電極を使用しないため長寿命であり、イオンエンジンの構造が簡素化できるといった利点がある。本研究室では、マイクロ波投入電力8W及び推進剤流量20 μ g/s以下で推力0.5mNを目標として研究・開発を行ってきた。その結果、マイクロ波投入電力8W、推進剤流量20 μ g/sにおいて推力0.55mNを達成できた。イオンエンジンの推力 F はスラストスタンドを用いて測定するのではなく、イオンビーム電流値から算出している。そのため、推力 F を算出するに当たり以下の式を用いた。

$$F = \gamma_T I_b \sqrt{\frac{2m_i V_b}{e}}$$
$$\gamma_T = \cos\theta_b \times \frac{1 + \alpha/\sqrt{2}}{1 + \alpha}$$

ここで、 γ_T は推力係数、 α は二価イオン存在比、 I_b はイオンビーム電流[A]、 m_i はイオン質量[kg]、 V_b は

引出し電圧[V]、 e は電気素量[C]、 θ_b はビーム発散角[rad]である。

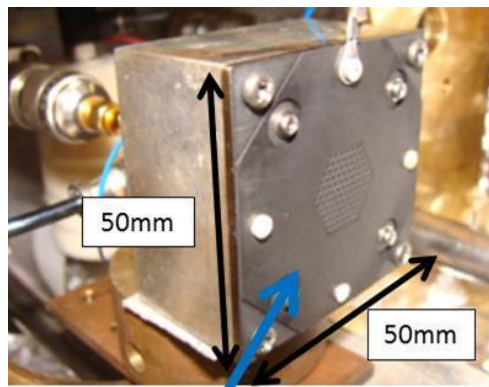
現在、二価イオン存在比 α を0.15と仮定している。しかしながら、二価イオン存在比は正確な推力の算出には必要不可欠であり、またイオンエンジンの寿命にも大きく効いてくる。そのため、このデータの取得は必要不可欠である。そこで本研究の目的は磁場印加にコイルを用いた $E \times B$ プローブを製作し、これを用いて、本研究室で開発した小型イオンエンジンの二価イオン存在比を測定することである。そして、今回開発した $E \times B$ プローブを用いると、理論的にイオンの速度が算出可能であるため、この実験と並行してイオン速度の計測も行い、その妥当性を評価した。

2. 実験装置

2.1 イオンエンジン

本研究室で開発したイオンエンジンの写真を図1に、内部構造を図2に示す。放電室の内径は21mmで、外形は50mm \times 50mm \times 30mmである。磁気回路は、サマリウムコバルト(Sm-Co)磁石と放電室を前後から挟み込む軟鉄製のヨークからなる。磁場形状はSm-Co磁石の個数によって変更することができ、放電室内部にECR層とそれを横切る磁気ミラーを形成させ、効率よくプラズマを生成できるようにする。今回の実験では、マイクロ波周波数2.45GHzにて実験を行い、同軸ケーブルを通してマイクロ波をアンテナに伝送している。使用したアンテナは、過去の研究により星形が最も性能が良いことが分かっており、星形アンテナを用いた。材質はモリブデンで、直径9mmの円に内接し、厚さは1mmである。グリッドはカーボン製で、グリッド間はアルミナの円柱

を用いて絶縁している。表 1 に実験で用いたグリッドのパラメータを示す。アースに対してスクリーングリッドとイオン源に 1000 V 印加する場合、アクセルグリッドには -150 V を印加している。推進剤流量は、サーマルマスフローコントローラにて制御した。推進剤がキセノンの場合では、このマスフローコントローラの誤差は、5 $\mu\text{g/s}$ において $\pm 0.5 \mu\text{g/s}$ であった。今回の実験は、直径 1 m、長さ 1.2 m のステンレス製真空容器で行った。ロータリポンプ(排気速度 27 L/s)



Extracted grid

図 1 小型イオンエンジンの写真

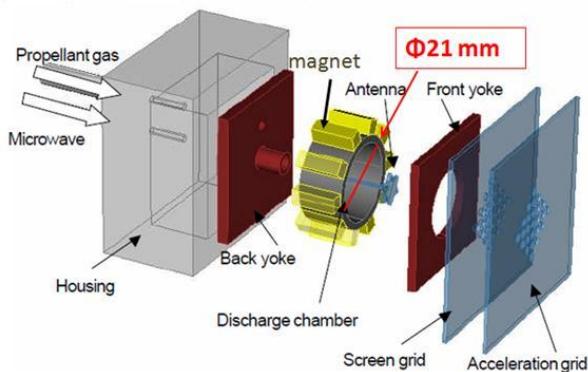


図 2 小型イオンエンジンの内部構造

表 1 グリッドパラメータ

	スクリーン	アクセル
開口率 [%]	51	16
孔径 [mm]	1.20	0.70
印加電圧 [V]	1000	-150
厚さ [mm]	0.30	
中心間距離 [mm]	1.20	
材料	Carbon	
グリッド間距離 [mm]	0.20	
孔数	91	

とターボ分子ポンプ(排気速度 2230 L/s)により排気した。到達圧力は $2.5 \times 10^{-3} \text{ Pa}$ で、イオンエンジン作動時の圧力は $3.3 \times 10^{-3} \text{ Pa}$ であった。推進剤にはキセノンを用いている。

2.2 $E \times B$ プローブ

$E \times B$ プローブの概念図を図 3、製作した $E \times B$ プローブの写真を図 4 に示す。外観は 277 mm×97 mm×82 mm である。コリメータ部は 50 mm、偏向部 90 mm、自由飛行部 90 mm である。前後のコリメータ部の孔は直径 0.4 mm、オリフィスプレートの孔は直径 1 mm である。

$E \times B$ プローブは、速度の異なるイオンに電場と磁場をかけることにより分離して計測できる装置である。コリメータ部は直径が 0.4 mm と小さな孔が 50 mm 離れて設置されており、この 2 つの孔を通過する単一のベクトルを持ったイオンビームのみが偏向部に入射される。次に、イオンビームは電場と磁場がかかっている偏向部を通過する。磁場は一定に保ち、電場は電極間に掛ける電圧を変えることで偏向部を通るイオンが受ける力を変化させる。磁場により受ける力と電場により受ける力が釣り合えばイオンは力を受けずに直進する。つまり、この 2 つの力が釣り合う条件は

$$E = v \times B \quad (1)$$

となる。一価イオンと二価イオンは、同じ電位差で加速されると、一価イオンと二価イオンでは速度が大きく異なり、偏向部で受ける力が異なる。図 3 のように一価イオンが直進しているときは電場と磁場から受ける力が釣り合っている。しかし、二価イオンは一価イオンに比べ速度が速いため右边が大きくなり、力の釣り合いが取れないため曲がる。その結果、直進した一価イオンはオリフィスプレートの孔を通過し、曲がった二価イオンはオリフィスプレートに衝突する。そして、一価イオンのみがファラデーカップに入り、電流値を計測される。このように、速度差を用いることで一価イオンと二価イオンを分離して測定している^{(5),(6)}。今回製作した装置で得られ

る分解能を数値計算により求めたところ電界強度では ± 77.8 V/m で、速度に換算すると ± 2000 m/s であった。

本実験では、出力値が pA オーダーと非常に小さい。そのため、出力値を増幅させる目的に加え、ノイズ対策として、I-V 変換回路、増幅回路、ローパスフィルター、絶縁アンプを組み込んだ。ローパスフィルターの遮断周波数は 16 Hz とし、電圧は偏向部にある電極に精密電源増幅器から電圧を印加し 0.1 Hz の三角波を掃引した。

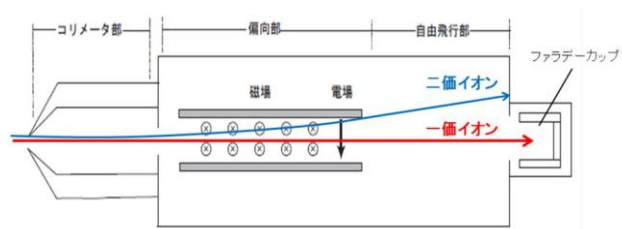


図 3 $E \times B$ プローブの概念図

(出典：杉田建築，九州大学卒業論文，2009)

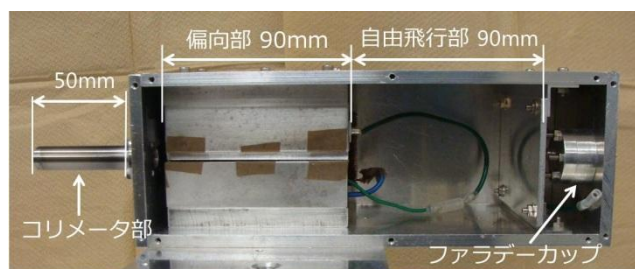


図 4 製作した $E \times B$ プローブの写真

3. 実験結果および考察

図 5 に実験結果の一例としてマイクロ波周波数 2.45 GHz、マイクロ波投入電力を 8W、推進剤はキセノン、推進剤流量は $10 \mu\text{g/s}$ 、偏向部の磁場強度が 40 mT における実験結果を示す。この結果より、非常にノイズの影響が少ない信号が取得できた事が分かる。主な要因としては、ローパスフィルターによりノイズが抑えられた事と思われる。得られた結果より、二価イオン存在比を算出した。二価イオン存在比 α は以下の式を用いて求めている。ここで、 I_1 は一価イオンの電流値[A]、 I_2 は二価イオンの電流値[A]である。

$$\alpha = \frac{I_2}{I_1}$$

この実験条件において二価イオン存在比は、 0.09 ± 0.03 であった。誤差は、ばらつきによる標準偏差とノイズで評価している。

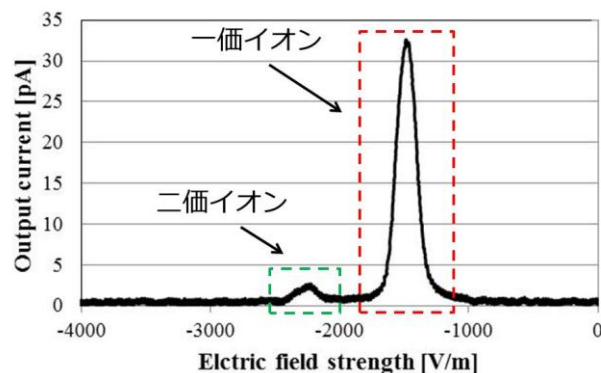


図 5 実験結果の一例

3.1 投入電力依存性

今回、マイクロ波周波数は全て 2.45GHz にて実験を行っている。主な実験条件は、マイクロ波投入電力を 4 W～16 W まで 2 W 間隔で変化させ、推進剤はキセノン、推進剤流量はキセノン $20 \mu\text{g/s}$ 、偏向部の磁場強度は 40 mT で行った。

図 6 に投入電力依存性を示す。図 6 に見られるように、4 W において二価イオン存在比は 0.02 であったが、6 W では 0.04 と、8 W までは投入電力の増加に伴い増加し 8 W を超えると飽和している。この理由として、図 7 に示すように投入電力の増加に伴う反射電力の増加によりプラズマに吸収される正味の電力が投入電力ほど増加しておらず、12 W での正味電力は 10.5 W であったのに対し、16 W においては 13 W と正味投入電力の増加率は減少している。さらに反射電力の増加はアンテナ近傍のプラズマ密度の増加を示唆し、マイクロ波から電子へエネルギーの伝達が行われても、すぐにアンテナ表面での再結合で失われるなど、効率よく電子エネルギーの増加に結びつかなかったことも一因として考えられる。

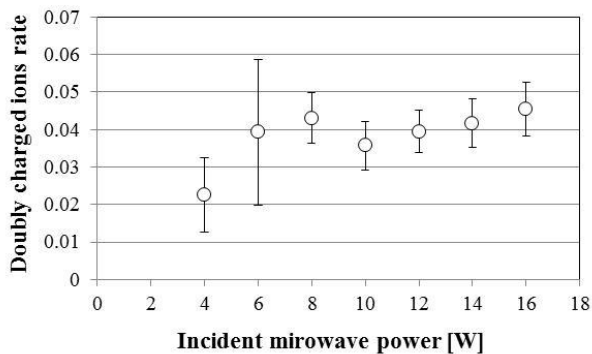


図 6 投入電力依存性

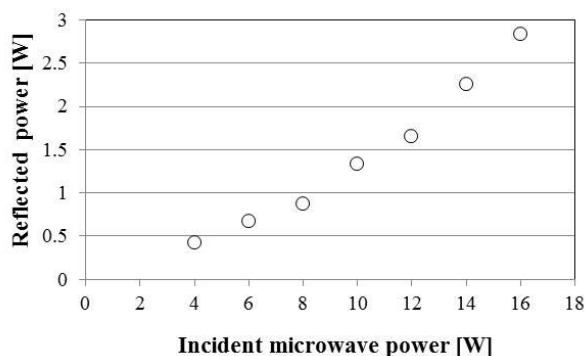


図 7 投入電力に対する反射電力

3.2 推進剤流量依存性

次に、マイクロ波投入電力を 8 W に固定し、推進剤流量を 9.8 $\mu\text{g/s}$, 19.5 $\mu\text{g/s}$, 29.3 $\mu\text{g/s}$, 39.1 $\mu\text{g/s}$ に変化させ、推進剤流量が二価イオン存在比に及ぼす影響を調査した。この時の実験結果を図 10 に示す。図 8 に示されるように、推進剤流量が増加すると二価イオン存在比は減少することが分かった。これは推進剤流量の増加に伴い、放電室内部の圧力は上昇し、平均自由行程が短くなる。今回用いたイオンエ

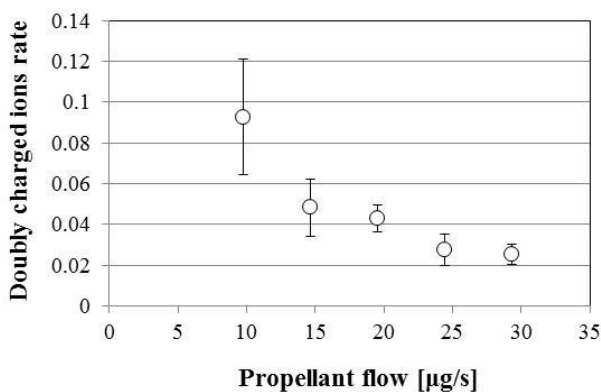


図 8 推進剤流量依存性

ンジンでは、電子は磁力線に沿って動き、磁気ミラー間を何度も往復している。そして、ECR 層を横切るときに効率よくエネルギーをマイクロ波から吸収している。そのため、平均自由行程の減少は衝突間に ECR 層を横切る回数の減少を意味し、結果として電子の得られるエネルギーの減少を意味する。そのため、高エネルギーの電子が減少し、結果として二価イオン存在比が減少したと考えられる。

3.3 イオンの速度測定

今回は磁場印加にコイルを用いており、磁場強度を自由に変更できる。そのため、様々な磁場強度でイオンのピークの位置を計測し、それを一次関数に近似することで速度を求めることができる。コイルに流す電流値は、実験前にガウスメータで磁場強度を計測し、校正を行っている。その結果を図 9 に示す。

まず、一価イオンでの速度計測を行った。磁場強度は 0 mT～80 mT まで 20 mT 間隔で磁場強度と変更した。マイクロ波投入電力は 8 W, 推進剤流量は 20 $\mu\text{g/s}$ で実験を行った。その実験結果を図 10 に示す。本計測法を評価するため、以下に示す式から算出した速度と比較した。 z はイオンの価数, q は電荷素量 [C], ΔV_p はスクリーングリッド電圧 [V], m_i はイオンの質量 [kg] である。

$$v = \sqrt{\frac{2zq\Delta V_p}{m_i}}$$

この式から求めた結果、一価イオンの速度は 38,000 m/s であった。次に、図 10 に示す実験結果を一次関数として近似して速度を求めた。一価イオンの速度は、32,000 m/s であり、計算値との差は 16 % であった。

次に、二価イオンの速度を計測した。実験条件は一価イオンの場合と同じである。その結果を図 11 に示す。一価イオンの場合と同様に比較するため、計算式から二価イオンの速度を算出したところ、54,000 m/s であった。次に、図 11 に示す実験結果を一次関数として近似して速度を求めると 45,000 m/s であり、

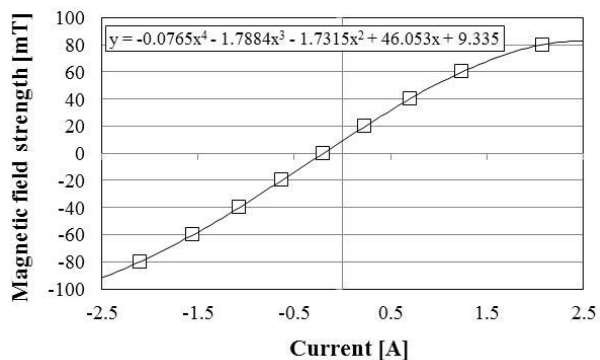


図9 磁場強度校正曲線

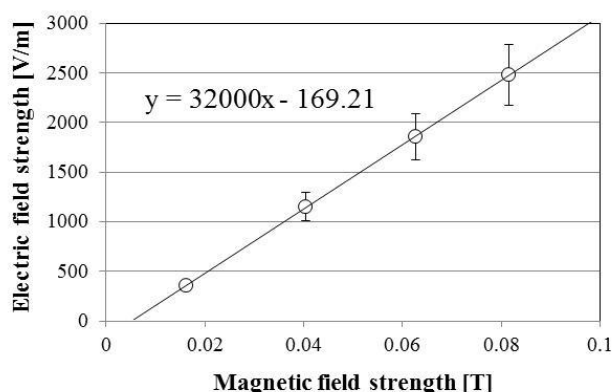


図10 電界強度の磁場強度依存性(一価イオン)

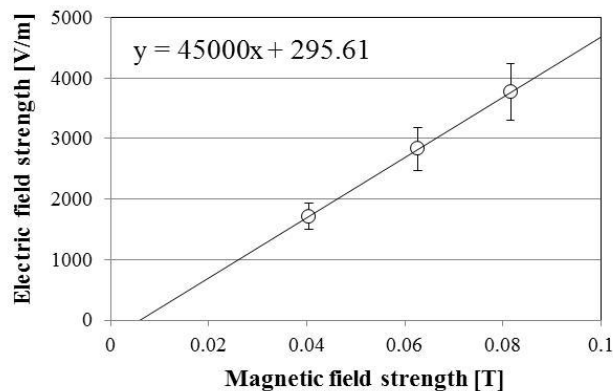


図11 電界強度の磁場強度依存性(二価イオン)

測定値と計算値の差を求めると 17%の誤差であった。

この結果より、様々な速度で測定可能であることが確認できた。

4.結論

今回、磁場印加にコイルを用いた $E \times B$ プローブを製作した。それを用いて、本研究室で開発した小型イオンエンジンの二価イオン存在比を測定した。マ

イクロ波周波数 2.45 GHz, マイクロ波投入電力 8 W, 推進剤はキセノン, 推進剤流量 20 $\mu\text{g/s}$ のとき, 二価イオン存在比は 0.04 であった。この値から推力を再計算すると 0.50 mN であった。さらに, 今回はイオンの速度計測も並行して行った。イオンの速度計測はできたが, 理論値との差は約 15% と大きい。より高精度な測定を行うためには, リアルタイムで磁場強度の計測を行う。そして, $E \times B$ プローブにて誤差 5% 以下の速度計測が可能となれば, これをホールスラスタや他のスラスタにも適用し, これら推進器の性能向上に貢献できる。

謝辞

本研究を遂行するにあたり, JSPS 科研費 23686123 および 23656540 の助成を受けたものです。ここに感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 茂原正道, 鳥山芳夫: “衛星設計入門”, 培風館, 2002
- 2) 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.
- 3) 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
- 4) 近岡貴行, “小型衛星用イオンスラスタの開発”, 九州大学修士論文, 2006
- 5) Casey C.Farnell, Daniel L.Brwn, Garret M.Willis, Richard D.Branam and John D.Williams “Remote Diagnostic Measurements of Hall Thruster Plumes” IEPC Paper 2009-031
- 6) 早川幸男, 北村正治: “キセノンイオンエンジンの地上設備における運転と評価法”, 航空宇宙技術研究所資料 TM-752, 2000