

# イオンエンジンにおける FEC を用いた中和システムの検討

## Investigation of Neutralization System using FEC for Ion Engine

○木下 順平(九大・院)・江川 裕貴(九大・学)・山本 直嗣(九大)・中野 正勝(産技高専)  
 ・大川 恭志(宇宙航空研究開発機構)・船木 一幸(宇宙航空研究開発機構)

○Jumpei Kinoshita(Kyushu University)・Yuki Egawa(Kyushu University)・Naoji Yamamoto(T Kyushu University)  
 Masakatsu Nakano(Tokyo Metropolitan College of Industrial Technology)・Yasushi Ohkawa(JAXA)  
 Ikkoh Funaki(JAXA)

### Abstract (概要)

Field Emission Cathode (FEC) have attracted attention to use as neutralizer for ion engine to realize the high-efficiency, miniaturization and simplify of ion engine system. In this research, the coupling experiment of the 10 mA class ion engine and 50 mm square of FEC was conducted and performance of FEC as a neutralizer was investigated. We focus on the dependence property of cathode floating potential on cathode emitting current. When the ion beam current was 5 mA, the neutralization was enabled with -17 V of cathode floating potential. However, to neutralize the ion beam current 10 mA, -38 V of cathode floating potential was needed, that is, much power was lost. This would be due to the space charge limitation from cathode to the plume.

### 記号の説明

$V_{cg}$ :	カソード浮遊電位	[V]
$I_e$ :	エミッタ電流	[mA]
$I_g$ :	ゲート電流	[mA]
$I_n$ :	中和電流	[mA]
$V_g$ :	ゲート電圧	[V]
$I_b$ :	イオンビーム電流	[mA]
$I_{sc}$ :	スクリーン電流	[mA]
$I_{ac}$ :	アクセル電流	[mA]
$V_{sc}$ :	スクリーン電圧	[V]
$V_{ac}$ :	アクセル電圧	[V]
$V_{ep}$ :	プローブ電圧	[V]
$I_{ep}$ :	プローブ電流	[A]
$V_{epg}$ :	プローブ浮遊電位	[V]
$V_a$ :	空間電位	[V]
$\alpha$ :	真空の誘電率	[F/m]
$e$ :	電気素量	[C]
$m_e$ :	電子質量	[kg]

### 1. 緒言

小惑星探査機「はやぶさ2」に搭載され、世界的にも注目を集めているイオンエンジン<sup>2)</sup>は今後更なる高効率化が期待されている。また、小型人工衛星の姿勢制御や位置制御を目的とした微小推力の需要の高まりから、イオンエンジンの小型簡素化も1つの課題となっている。それらを達成するためには中和器の高効率化・小型簡素化が重要になると考えら

れる。現状、イオンエンジンにおいて中和器は衛星の帯電防止のために必要不可欠ではあるが、システム全体における電力損失の割合が大きく、改善の余地がある。これまでに、高融点金属に電流を流して熱電子を放出するフィラメントカソード<sup>3)</sup>や、作動ガスをプラズマ化し、プラズマ中の電子を放出するホローカソード<sup>4)</sup>、作動ガスのプラズマ化に電子サイクロトロン共鳴を利用するマイクロ波放電式カソード<sup>5)</sup>など、様々なカソードの中和器としての利用が検討されてきた。その中で現在注目されているカソードの1つが電界放出型カソード(Field Emission Cathode: FEC)<sup>6)</sup>である。FECはエミッタ材料と呼ばれる仕事関数の低い材料の表面に高電界を印加することで電子を引き出すものであり、低消費電力でありながら構造が非常に単純で作動ガスも必要としない。カーボンナノチューブをエミッタ材料としたFECは、2017年に行なわれた宇宙空間での導電性テザー技術の実証実験において動作実績も持っている<sup>7)</sup>。また、中和器としての実用性の検討も行われている<sup>8)</sup>。

本研究では10mA級イオンエンジンと50mm角のFECの噛み合わせ実験を行ない、FECの中和性能を検討した。イオンビーム電流 $I_b$ を5mAと10mAにした場合の、FECのエミッタ電流 $I_e$ によるカソード浮遊電位 $V_{cg}$ の変化について報告する。

### 2. イオンエンジンとFECの噛み合わせ実験

**2.1 イオンエンジン** 本実験で使用したイオンエンジンの外観を図1に示す。今回使用したイオンエンジンはマイクロ波放電型であり、2枚グリッドを採用している。グリッド

パラメータを表 1 に示す。スクリーングリッドの孔径は 1.20mm、アクセルグリッドの孔径は 0.70mm であり、孔数は 91 個、グリッド間の間隔は 0.20mm である。スクリーングリッドには 1kV、アクセルグリッドには -150V を印加し、推進剤のキセノンは 0.2sccm で供給した。その時のマイクロ波に対するイオンビーム電流の引き出し性能を図 2 に示す。マイ

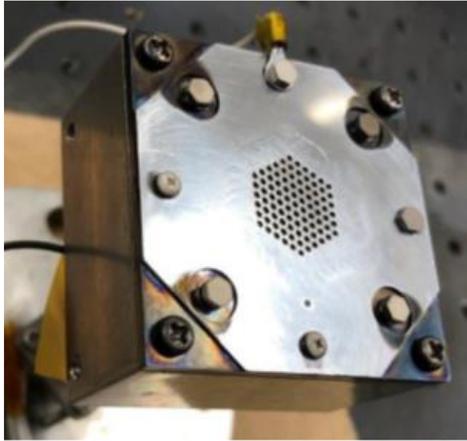


図 1 10mA 級イオンエンジン

表 1 グリッドパラメータ

Parameter	Screen	Acceleration
Hole diameter, mm	1.20	0.70
Potential, V	1000	-150
Thickness, mm		0.30
Hole pitch, mm		1.20
Material	Molybdenum	
Grid gap, mm		0.20
Number of holes	91	

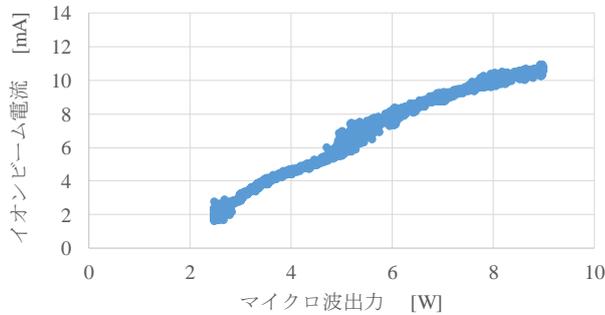


図 2 イオン源性能

クロ波を約 4.5W 投入で 5mA、約 8W 投入で 10mA のイオンビームの引き出しが可能である。

**2.2 Field Emission Cathode** 図 3 に FEC の概要を示す。FEC はゲート電極、エミッタ電極、エミッタ材料からできている。その動作の概要を以下に示す。

- ① ゲート - エミッタ電極間に数百 V を印加。
- ② エミッタ材料の上端部に電界集中が発生し、表面電場が  $10^9 \sim 10^{11} \text{V/m}$  に到達。
- ③ ショットキー効果により電位障壁が薄くなる。
- ④ トンネル効果により電位障壁を透過した電子がゲート電極の電位で加速され、放出される。

このように、FEC は電子放出に作動ガスを必要とせず、ホロ

ーカソードやマイクロ波放電式カソードで問題となっていた作動ガスによる比推力の低下が発生しない。また、消費電力も 2W 程度で他のカソードの 1/2 以下となっている。

図 4 に本実験で使用した FEC の外観を示す。大きさは 50mm×50mm で、エミッタ材料にはカーボンナノチューブを採用している。図 5 にイオンビーム電流非放出時の FEC の性能を示す。ゲート - エミッタ間に印加する電圧であるゲ

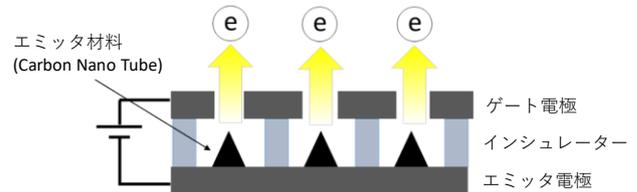


図 3 FEC 概略図

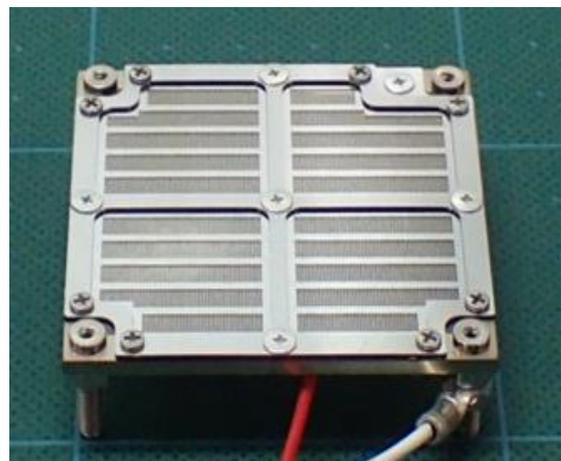


図 4 FEC(□50mm)

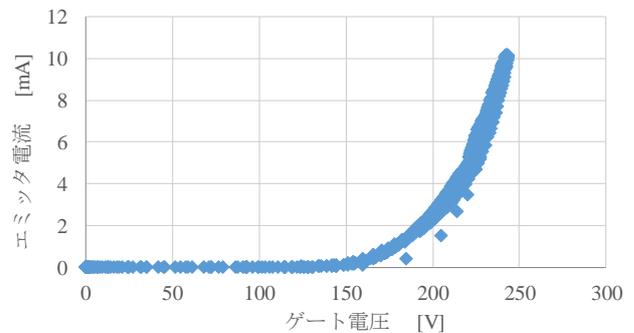


図 5 FEC 性能

ート電圧を約 240V にすると 10mA の電子電流をエミッタから放出することができる。

**2.3 エミッシブプローブ** 図 6 に本実験で空間電位の測定に使用したエミッシブプローブの外観を示す。直径 0.125mm のタングステンを使用しており、測定時はプローブ電流  $I_{ep}$  を 5A 流した。プローブはチャンバー内に設置されている 3 次元トラバースに固定し、実験中もチャンバー外から動かせるようになっている。

**2.4 実験体系** 実験は独立行政法人宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所のスペースサイエンスチャンバにて行なった。真空容器は直径 2.5m、長さ 5m のステンレス製で、2 台のクライオポンプと 1 台のターボ分子ポンプを備えてお

り、実験中の真空到達度は  $1.22 \times 10^{-4}$  Pa であった。

図 6 に実験体系の外観とその回路図を示す。本実験では、高電圧印加部であるグリッドを隠してカソードとのスパッタを防ぐ目的と、放電室内の磁石の磁場が中和を行なう電子

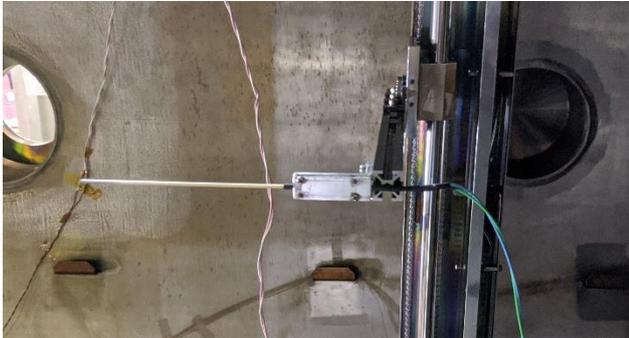
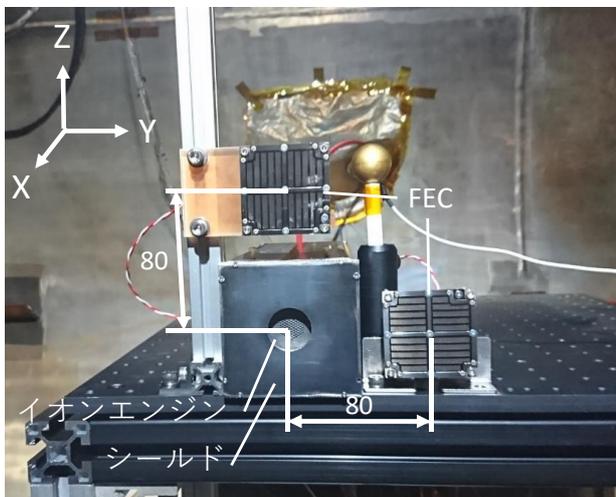
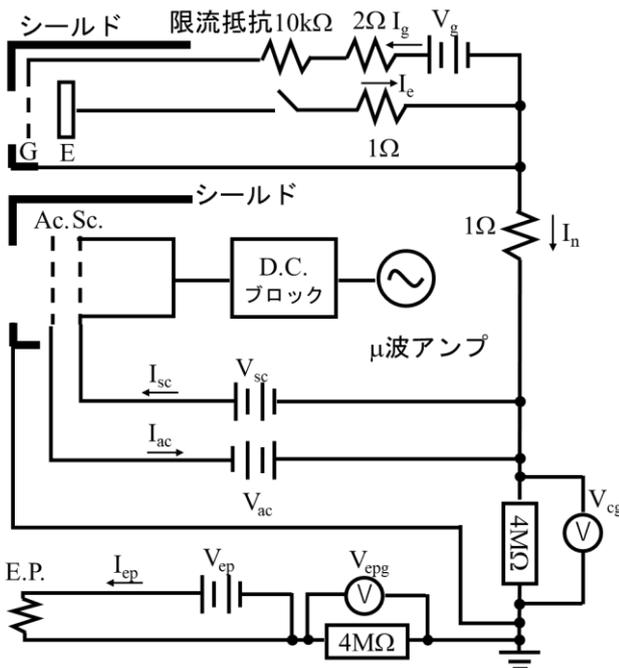


図 6 エミッシブプローブ



(a) 外観



(b) 回路図

図 7 実験体系

の動きに影響を与えることを防ぐ目的で、イオンエンジンを厚さ 3.2mm の鉄製のシールドで囲っている。角パイプと鉄板をネジで組み合わせて囲っているのだが、その継ぎ目から 1.05mT 程度の磁束漏れがあったが、シールドをしなかった場合の 2.35mT と比較すると半分以下には低減させることができています。

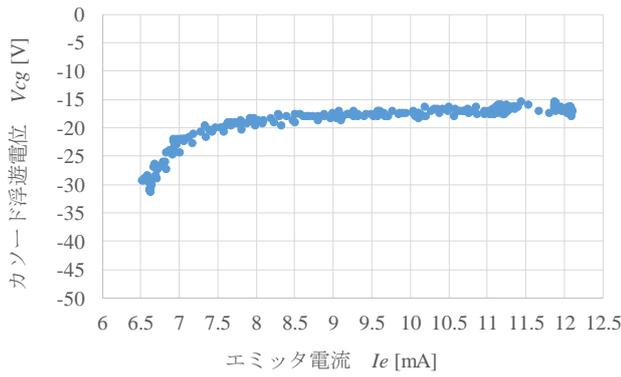
FEC はイオンエンジンと前面を揃え、横 80mm と上 80mm の位置に 1 つずつ設置し、片方ずつ作動させて実験を行なった。図 7(a)において FEC の奥に設置してある金色のシングルプローブは、背景プラズマの測定に用いた。

本実験では図 7(a)左上に記すように、イオンエンジンからイオンビームが放出される方向を X 方向、横の FEC がある方向を Y 方向、上の FEC がある方向を Z 方向とする。

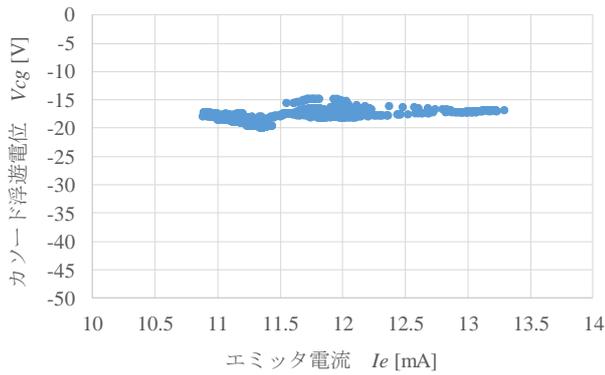
### 3. 実験結果

**3.1 横 80mm の FEC** 図 7 にエミッタ電流  $I_e$  に対するカソード浮遊電位  $V_{cg}$  の依存性を表したグラフを示す。図 7(a) はイオンビーム電流  $I_b = 5\text{mA}$  でイオンエンジンの横 80mm の位置に設置した FEC を作動させた際の結果である。 $I_e$  を大きくするにつれて、すなわちカソードからの電子供給能力をあげるに従い、 $V_{cg}$  は高くなり、 $V_{cg}$  は -17V に到達していることが分かる。このシステムにおいて  $I_e$  は FEC のエミッタから放出される電子電流であり、FEC の電子供給能力を表している。 $V_{cg}$  は電子を供給するための駆動力を表し、 $I_b$  と同量の電子電流をカソードから送り出すために必要な駆動力が得られる電位に自動でバランスする。 $V_{cg}$  が深くなると無限遠に対するイオンエンジン全体のポテンシャルも低くなり、イオンの加速に寄与する電位差が小さくなってしまいうため、エネルギーロスが大きくなってしまいう。また、本実験では 2 枚グリッドのイオンエンジンを用いているが、3 枚グリッドのイオンエンジンを用いた場合、本システムではディセルグリッドが  $V_{cg}$  と同じ電位になるため、 $V_{cg}$  が深いとイオンが高エネルギーでディセルグリッドに衝突してしまいう、寿命が短くなってしまいう。以上のことから、本結果は電子の供給能力を上げることで電子の駆動力が小さくて済むようになり、エネルギーロスを小さくすると同時に、ディセルグリッドの負担を軽減することができることを示している。しかし、 $I_e = 8\text{mA}$  以上では  $I_e$  の増加量に対する  $V_{cg}$  の増加量が小さくなっているため、 $I_e$  を大きくするために  $V_g$  を大きくしたことによってカソードの消費電力が大きくなっていること、それにより FEC が高温になり負担が大きくなってしまいうことを考慮すると、 $V_{cg}$  をどこまで増加させるかとトレードオフになっている。

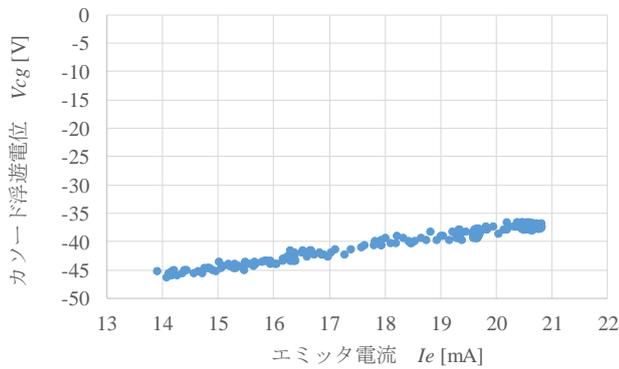
**3.2 上 80mm の FEC** 図 7(b) と図 7(c) はイオンエンジンの上 80mm の位置に設置した FEC を作動させた際の結果である。図 7(b) は  $I_b = 5\text{mA}$  の場合で、 $V_{cg}$  は横 80mm による結果と同様に -17V に到達している。このことからイオンエンジンからの距離と FEC の向きが同じ場合、FEC のイオンエンジンに対する位置は中和に影響を及ぼしていないことが分かる。図 7(c) は  $I_b = 10\text{mA}$  の場合である。 $I_b = 5\text{mA}$  の場合と比較して  $V_{cg}$  が深く沈みこんでおり、 $I_e$  を大きくしても  $V_{cg}$  が



(a) 横 80mm,  $I_b = 5 \text{ mA}$



(b) 上 80mm,  $I_b = 5 \text{ mA}$



(c) 上 80mm,  $I_b = 10 \text{ mA}$

図 8 カソード浮遊電位のエミッタ電流依存性

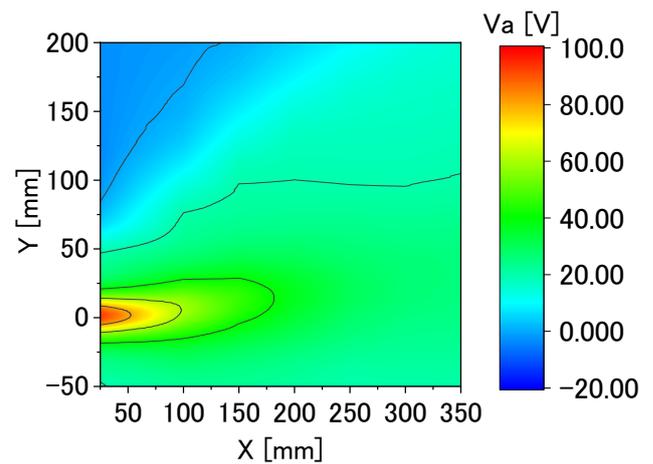
それほど増加しておらず、-38V までしか到達していない。

**3.3 空間電位分布**  $V_{cg}$  が十分高くならない原因を探るべく、イオンエンジン下流の空間電位はエミッシブプローブで測定した。X 方向をイオンビーム噴射方向とし、図 7 の Y 方向を水平方向、Z を垂直方向とすると、 $X=0 \text{ mm}$  がイオンエンジンおよび FEC の前面の位置で、縦軸 (Y または Z) が 0 mm の位置にイオンエンジン、80 mm の位置に FEC が設置されている。イオンエンジン前面から  $X=25, 50, 100, 150, 200, 250, 300 \text{ mm}$  の位置で、Y または Z 方向の -50~200 mm の範囲の 50 mm おきに測定点をとった。図 9 に空間電位分布を示す図 9(a) は横 80mm の位置の FEC で  $I_b=5 \text{ mA}$ ,  $I_e=12 \text{ mA}$ , 図 9(b) は上 80mm の位置の FEC で  $I_b=10 \text{ mA}$ ,  $I_e=20 \text{ mA}$  で動作させた際の空間電位分布である。図 9(a) と図 9(b) のどちらにおいても、イオンエンジンの設置されている  $X=25 \text{ mm}$ , Z

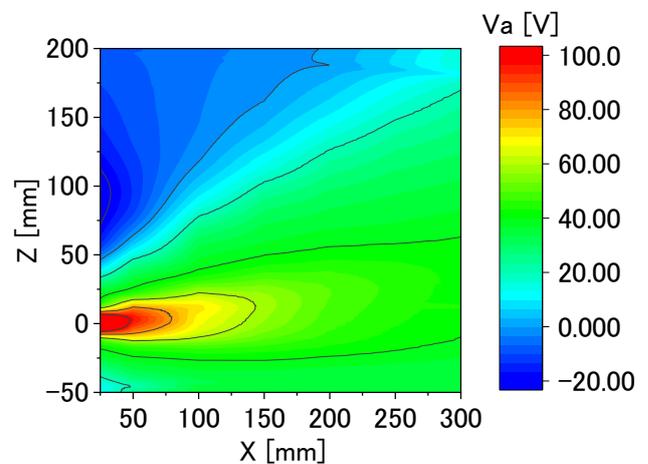
or  $Y=0 \text{ mm}$  付近が高くなっており、 $X=25 \text{ mm}$ , Z or  $Y=80 \text{ mm}$  付近が低くなっている。等高線に注目してみると、プルームが FEC の方に若干偏っていることが分かる。これは FEC の電位に引っ張られたためだと考えられる。また、イオンエンジン付近の空間電位が図 9(a) で 94 V, 図 9(b) で 155 V と非常に高くなっている。これは、FEC がイオンエンジンと並行方向を向いており、電子がプルーム先端の方に回り込むように動いたため、イオンエンジン付近では中和が起きにくく、空間電位が高くなったものと予測される。また、FEC 単体での動作時においては陽極とエミッタ間の電位差は 150 V 程度印可することから、この電位差は FEC からの引き出しに必要であることが示唆される。この現象は、イオンエンジンの方向に FEC を傾けることで解消できると考えられる。

図 8(c) において  $V_{cg}$  が十分高くならない原因としては空間電荷制限電流<sup>9)</sup>が考えられる。空間電荷制限電流とは電位勾配のある空間を流れることのできる電流の最大値を表し、以下の式で算出することができる。

$$j = -\frac{4\epsilon_0}{9x^2} \left(\frac{2e}{m_e}\right)^{\frac{1}{2}} V^{\frac{3}{2}} A$$



(a) 横 80mm,  $I_b = 5 \text{ mA}$



(b) 上 80mm,  $I_b = 10 \text{ mA}$

図 9 空間電位分布図

この式において、 $x$ は電荷の移動距離、 $V$ は空間の電位差、 $A$ は電流の流れる面積であり、それらを設定する必要がある。その設定は図9に示す空間電位分布図を基に行なった。今回の計算ではFECの中心からプルームの表面まで流れる電子電流の空間電荷制限電流を算出した。簡単のため、プルーム表面は空間電位が40Vの位置と仮定し、 $X=25\text{ mm}$ でのFEC中心から空間電位40Vの位置までの距離を $x$ 、 $V_{cg}$ と40Vとの電位差を $V$ 、半径 $x$ の円柱の側面積を $A$ に設定した。円柱の高さは図中の40Vの閉曲線の端部までの長さとし、(b)では測定範囲を超えているため400mmと仮定した。これらの値で計算した結果、(a)では $j=7.82\text{ mA}$ 、(b)では $j=14.3\text{ mA}$ という値が得られた。どちらも $I_b$ より大きな値になっているが、今回の計算の仮定は非常に甘い設定としていることから、 $I_b$ に対して十分余裕があるとは言えない。そのため、空間電荷制限電流によって電子の供給が阻害され、 $V_{cg}$ を低減させることができなかった。この問題を解決する対策案としては、FECを更に近づける、またはFECをプルームの方向に傾けることで、空間電荷制限電流を大きくする、FECを2つに分割してイオンエンジンを挟むように設置することで、1つのFECに要求される電流密度を小さくするなどが挙げられる。

#### 4. 結言

本研究では10mA級イオンエンジンと50mm角のFECの噛み合わせ実験を行ない、FECの中和性能を検討した結果、以下の結論が得られた。

- ・FECのエミッタ電流 $I_e$ を大きくすると、浮遊電位 $V_{cg}$ が高くなる。
- ・イオンエンジンからの距離とFECの向きが同じ場合、FECのイオンエンジンに対する位置は中和に影響を与えない。
- ・イオンビーム電流 $I_b$ が5mAの場合は $V_{cg}$ を-17Vまで増加させることができた。
- ・FECの電位に引っ張られ、プルームが若干FEC側に偏っている。
- ・イオンビーム電流 $I_b$ が10mAの場合は $V_{cg}$ を-38Vまでしか増加できず、その原因としては空間電荷制限電流が考えられる。

空間電荷制限電流による電子供給の阻害を免れるには、FECを近づける、傾ける、2つに分割するなどの対策が有効だと考えられる。

#### 謝辞

本研究は「宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所スペースプラズマ共同利用設備」を利用したものです。本研究はJAXA共同研究令和元年度戦略的開発研究費を受けたものです。ここに謝意を表します。本実験を遂行するにあたり、阿部先生、岩倉様には大変お世話になりました。ここに感謝の意を表します。

#### 参考文献

- 1) 細田 聡史, 國中 均, イオンエンジンによる小惑星探査機

- 「はやぶさ」の帰還運用, プラズマ・核融合学会誌, Vol86, No.5, 2010, pp.282-292
- 2) 荒川義博, 國中均, 中山宜典, 西山和孝: イオンエンジンによる動力飛行, コロナ社, 2006.
- 3) 三輪徹, 山極芳樹, 松井信, 能見公博, 佐野心治, 浅井徳彰, 溝口航, 超小型衛星用導電性テザーシステムにおける電子エミッタの研究開発, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム: 講演集録, STEP-2012-078, 2013
- 4) Goebel, D. M., Chu, E., High-Current Lanthanum Hexaboride Hollow Cathode for High-Power Hall Thrusters, *Journal of Propulsion and Power*, 2014, Vol.30: 35-40.
- 5) 山本 直嗣, 平岡 義章, 中島 秀紀, 小型マイクロ波放電型中和器の性能向上に関する研究, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 62, No. 4, 2014, pp.123-128
- 6) Ohkawa, Y., Matsumoto, K., Kawamoto, S., and Kitamura, S. Performance Improvement of a Carbon Nanotube Field Emission Cathode, 63rd International Astronautical Congress, Naples, Italy, IAC-12-C4.4.11, 2012.
- 7) Ohkawa, Y., Okumura, T., Horikawa, Y., Miura, Y., Kawamoto, S. and Inoue, K., Field Emission Cathodes for an Electrodynamic Tether Experiment on the H-II Transfer Vehicle, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, Vol.16, No. 1, 2018, 63-68
- 8) Yamamoto, N., Morita, T., Ohkawa, Y., Nakano, M., Funaki, I., Ion Thruster Operation with Carbon Nanotube Field Emission Cathode, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 35, No. 2, 2018, pp. 490-493
- 9) Francis F. Chen, *Introduction to Plasma Physics and Controlled Fusion Volume 1: Plasma Physics*, Plenum Press, New York, 1984