

# 電界放出型カソードを用いたイオンエンジンの中和特性

○山本 直嗣, 池田凌, 竹末一平, 森田 太智(九州大学)  
中野 正勝 (東京都立産業技術高等専門学校), 大川 恭志, 船木 一幸 (JAXA)

Emission characteristics of Field Emission Cathode with cBN emitter under ion thruster operations  
Yutaro Kawahara, Naoji Yamamoto, Taichi Morita, (Kyushu University), Masakatsu Nakano (Tokyo Metropolitan College of Industrial Technology), Yasushi Ohkawa and Ikkoh Funaki (JAXA)

Key Words : cBN, Field Emission Cathode, Ion Thruster, Neutralizer

## 1. 背景及び目的

衛星の帯電防止<sup>1, 2)</sup>や、テザーシステム<sup>3, 4)</sup>、電気推進機の中和<sup>5)</sup>のために、電子を宇宙空間に放出する電子源は、宇宙開発の様々な用途に使われている。電子源の甲として、チタンやタングステンなどの高融点金属に電流を流してそのジュール熱を利用して熱電子を放出するフィラメントカソードや作動ガスを用いてプラズマを生成して、プラズマ中の電子を放出するホローカソード<sup>6-8)</sup>、プラズマの生成に電子サイクロトロン共鳴を利用するマイクロ波放電型カソード<sup>9-11)</sup>なや RF カソード<sup>12)</sup>など様々な種類が存在するが、現在注目されているのが電界放出カソード(Field Emission Cathode : FEC)<sup>13-15)</sup>である。

FECは、エミッタ材料と呼ばれる金属や半導体などの材料に高電界を印加することで、材料表面の電子を引き出すものであり、低消費電力で運用でき、作動ガスを必要としないという利点がある。日本の宇宙開発におけるFECの研究開発は、スペースデブリ除去を目指したテザー推進システムの電子源として進められており、JAXAによって開発された、カーボンナノチューブ(CNT)をエミッタ材料として用いたFECは2016年に行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の動作実績を持つ<sup>16)</sup>。海外においても2015年のコロイドスラスタの中和用にカーボンナノチューブの宇宙実証が行われてきた<sup>17)</sup>。

現在研究開発が進んでいるテザー推進システムの電子源として以外にも、電気推進機の中和器などに FEC を用いることができれば、衛星の軽量化や低消費電力化につながると考える。そこで、本研究の目的は、FEC を用いたイオンエンジンの中和特性を評価し、FEC のイオンエンジンの電子源としての可能性を検討することである。

## 2. 実験装置

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スペースプラズマチャンバ施設にて行った。真空容器は直径2.5 m、長さ5 mのステンレス容器に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、到達圧力は $2.7 \times 10^{-5}$  Paであった。真空度はスペースサイエンスチャンバ内に設置した電離真空計二つにより計測している。真空度は電離真空計におけるキセノンの感度を考慮して補正している。

FECとして、HTV搭載導電性テザー実証実験(KITE)で用いられたものと同様に、エミッタ材料はカーボンナノチューブを用いた電界放出型電子源を用いた。電子源の大きさは88 mm × 88 mmであり、20 mAの電流を500V以下のゲート電圧で引き出すことが可能である。今回の実験においてはゲート電圧を設定に合わせて変更した。

イオンスラスタは30 W級マイクロ波放電型イオンスラスタを用いた。3枚のグリッドを用いており、一番上流側のスクリーングリッドの孔径は3 mm、アクセルグリッド及びディセルグリッドの孔径は1.2mmである。孔数は37個で、スクリーングリッドとアクセルグリッドの間隔およびアクセルグリッドとディセルグリッドの間隔はそれぞれ0.8 mmおよび0.5mmである。表1のグリッドのパラメータを示す。イオンスラスタの作動条件としては、キセノンガスの流量を0.1 sccm、スクリーングリッドには1000V、アクセルグリッドは-100V、ディセルグリッド間は0Vである。この時チャンバ内の圧力は $8.74 \times 10^{-5}$  Paであった。

表 1 グリッドパラメータ

	Screen	Acceleration	Deceleration
Hole diameter, mm	1.2	0.70	1.0
Potential, V	1000	-150	0
Thickness, mm		0.30	
Hole pitch, mm		2.50	
Material		Pyrolytic carbon	
Grid gap, mm	0.80		0.50
Number of holes		37	

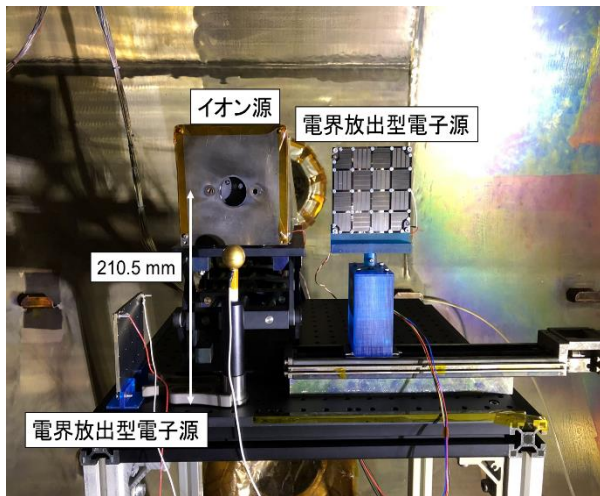


図1 電子源とイオン源の位置関係

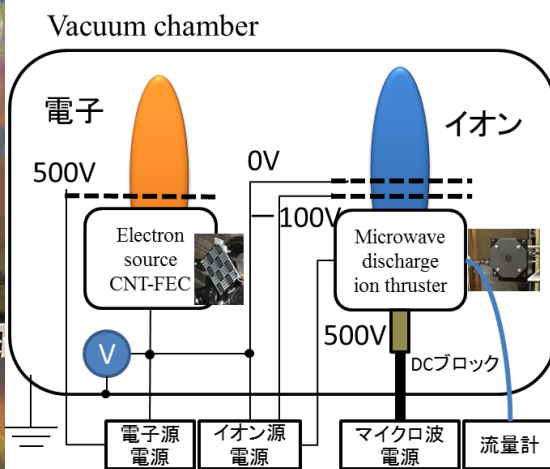


図2 イオンエンジン回路図

図1に示すように、イオン源のまわりを真空容器の電位に落としたシールドで覆い、そのシールドの端面と電界放出型電子源の端面が一致するようにした。電子源の高さとイオン源の高さは一致している。また予備のために、側面に電子源をもう一台設置したが、今回の実験では使わなかった。電子源は1次元移動装置の上に設置されており、イオン源と電源の距離は110mmから300 mmまで移動できるようにしている。さらにイオン源は水平方向に360度回転出来るようにしている。電子源を上から見て、時計方向を正の方向としている。すなわち+90度回したときに電子源はイオン源方向を向くことになる。

中和を見るために、図2のように電子源とイオン源を組み合わせたイオンエンジンシステムは真空容器と絶縁している。このため、放出電荷のバランスが崩れると、システムの電位が変動する。この電位を測定するために、電子源のエミッタにかかる電位と真空容器の電位の差をカソードグランド間電位 $V_{cg}$ として、計測した。イオン源だけ作動させると、負に帯電するためすぐに-150Vの電源の安全装置が働く限界まで $V_{cg}$ は下がることを確認している。計測のために設置した差動電圧プローブのインピーダンスは4M $\Omega$ であり、4M $\Omega$ でグランドとつながっていることになるが、これによる電流はせいぜい $\mu$ Aレベルであるため、今回の計測においては無視できる。

中和を見るもう一つの指標であるビームの発散もISAS/JAXAのスペースサイエンスチャンバ内に設置している3次元移動装置を用いて、イオン源下流500 mmの位置を50 mm間隔でイオンビーム電流密度を計測した。イオンビームプロファイルは同軸型の円盤のイオンコレクタを用いて計測した。円盤の大きさは9 mmのモリブデンで出来ている。二次電子放出による過大評価は小さいとして無視しているが、チャージコレクタ等を用いて、今後検証する必要がある。

### 3. 結果及び考察

図3に、イオン源から出る電流を1.2 mAに固定して、電子源をイオン源から200 mmの位置で回転させたときの $V_{cg}$ （電子源のエミッタにかかる電位と真空チャンバの電位差）を示す。図3に示す通り、10–20度、すなわちイオン源下流に少しだけ向いた時に $V_{cg}$ は最も高く、 $-8.8$  Vを取る。この時に、中和に使うエネルギーが最小となるため、イオン源と電子源を200 mm離して設置した場合は、10度から20度が最適値となる。さらに角度を大きくして、イオン源側に向けると、なだらかに負に落ち込んでいき、80度を越えたあたりから急激に下がっていく。また100度とイオン源上流を向いていても、 $-12.6$  Vと負に沈み込んではいないが、許容範囲内で中和出来ている。このように、角度依存は見られるが、中和可能性とした場合、角度の許容範囲が広いことが分かる。これは電子源の設置場所の選択肢が広がることを意味する。すなわち、衛星において、必ずしもイオン源横に中和器を置く必要がないため、例えば原子状酸素が直接入りにくい場所に設置することも可能であることを示唆する結果である。実験環境下（地磁気の磁場強度下、真空度が $10^{-4}$  Pa以下）では、電子は自由に動けるはずであるが、イオン源から漏れ出る磁場の影響でこのような結果になったと考えられる。今後は模擬陽極をのいた実験との比較実験でこの影響を調査していきたい。

次に、イオンビームプロファイルを図4に示す。イオン源単体で作動させたときのイオンビーム電流プロファイルをF、Hには、電子源とイオン源を同じ筐体させたときのビームプロファイルであり、電子源とイオン源の同時作動かつ電流を2 mAまで増加させたビームプロファイルがGである。電子源を作動させていない場合は、ビーム電流はかなり小さく、ビームが非常に大きく広がっていることが分かる。一方、電子源とイオン源を同時作動させると、中和によりイオン同士の反発が電子の存在によりなくなるため、ビームは広がらず電流密度も大きくなっていることが分かる。電流を増やすことで中心付近の電流密度が上昇していることが分かるが、電流密度が2倍になっておらず、中心部分の電流密度が増えているだけであるため、これは電荷交換衝突の影響であると考えられる。

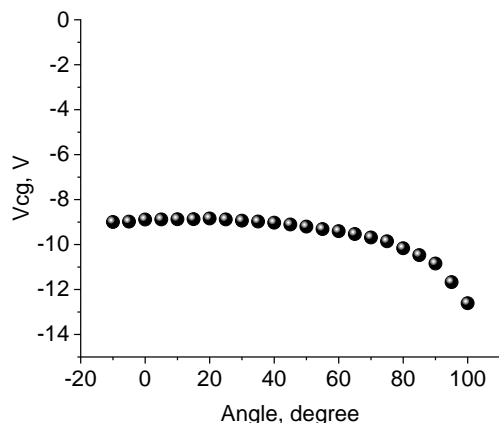


図3 電子源の角度による $V_{cg}$ の変化

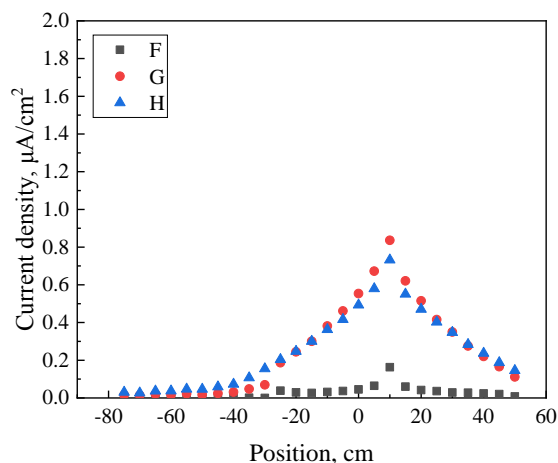


図4 イオンビーム電流プロファイル

### 4. 結論

カーボンナノチューブをエミッタ材料とした電界放出型カソードを用いたイオンエンジンの中和特性を計測した。イオン源と電子源の角度には最適値があり、中和領域を望む角度がもっともよいが、この角度の許容範囲は広く、電子源の設置の自由度が高いことが明らかになった。また、中和の確認のためにイオンビームプロファイルを計測し、中和されていることが確認できた。

### 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。また、本研究はJSPS科研費JP26630444、18H03815およびJAXA共同研究平成30年度戦略的開発研究費を受けたものです。本実験を遂行するにあたり、ISAS/JAXAの阿部先生、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) Makela, J. M., Washeleski, R. L., King, L. B., Regenerable Field Emission Cathode for Spacecraft Neutralization, *Journal of Propulsion and Power*, 2009, Vol.25: 970-975, 10.2514/1.41541
- 2) Khan, A. R., Iwata, M., Toyoda, K., Cho, M., Tomonari, S., Takaki Y., In-Orbit Demonstration of Newly Developed Passive Electron-Emitting Film for Spacecraft-Charging Mitigation, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2013, Vol.50: 853-859, 10.2514/1.A32370
- 3) 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.
- 4) Ohkawa, Y. Kawamoto, S. Higashide, M. et al: Electrodynamic Tether Propulsion for Orbital Debris Deorbit, *The Journal of Space Technology and Science*, Volume 26 (2012) Issue 1 Pages 1\_33-1\_46. doi: [https://doi.org/10.11230/jsts.26.1\\_33](https://doi.org/10.11230/jsts.26.1_33)
- 5) Ohkawa, Y. Izawa, A. Yamagiwa, Y. Kawamoto, S., Nishida S. and Kitamura S.: R&D of Carbon Nanotube Cathodes for Electric Propulsion, 27th ISTS, Tsukuba, ISTS-2009-b-7, 2009
- 6) 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, doi: 10.2514/1.B34870.
- 7) Friedly, V. J., Wilbur, p. J., High current hollow cathode phenomena, *Journal of Propulsion and Power*, 1992, Vol.8: 635-643. doi:10.2514/3.23526
- 8) Becatti, G., Goebel, D. M., Polk J. E. and Guerrero, P., Life Evaluation of a Lanthanum Hexaboride Hollow Cathode for High-Power Hall Thruster *Journal of Propulsion and Power*: 1-8, doi: 10.2514/1.B36659
- 9) Ohmichi, W., Kuninaka, H., Performance Degradation of a Spacecraft Electron Cyclotron Resonance Neutralizer and Its Mitigation, *Journal of Propulsion and Power*, 2014, Vol.30: 1368-1372, doi: 10.2514/1.B35062
- 10) 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  
DOI <https://doi.org/10.2322/jjsass.62.123>
- 11) Yamamoto, N., Maeda, Y., Nakashima, H., Watanabe, H., Funaki, I., Investigation of Erosion and Deposition in a Microwave Discharge Neutralizer, *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES*, Vol.59, No. 2, (2016) pp. 100-103  
DOI <https://doi.org/10.2322/tjsass.59.100>
- 12) Watanabe, H., Takegahara, H. and Aoyagi, J., Dependence of Cathode Configuration on Performance in an Inductively Coupled Plasma Cathode, *Journal of Propulsion and Power*: 1-11, doi:10.2514/1.B36723
- 13) Kungen Teii et al., "Low threshold field emission from high-quality cubic boron nitride films", *JOURNAL OF APPLIED PHYSICS* 111, 093728(2012)
- 14) 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.
- 15) Thomas M. Liu, David P. Morris and J. Zagel: The Use of Boron Nitride for Field Effect Electron Emission, *AIAA 2007-5253*, 43rd Joint Propulsion Conference, July (2007)
- 16) Ohlawa, 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, pp. 63-68, 2018  
doi: 10.2322/tastj.16.63
- 17) Ziemer, J., Marrese-Reading, C., Dunn, C., Romero-Wolf, A., Cutler, C., Javidnia, S., Le, T., Li, I., Franklin, G., Barela, p., Hsu, O., Maghami, P., O'Donnell, J., Slutsky, J., Thorpe, J. I., Demmons N., Hraby, V., and LISA Pathfinder Team, Colloid Microthruster Flight Performance Results from Space Technology 7 Disturbance Reduction System, *The 35th International Electric Propulsion Conference*, IEPC paper 2017-578, Atlanta, GA, October, 2017.
- 18)
- 19)