

自己判断能力を備えた長寿命・高効率ホールスラストシステムの開発

山本直嗣, 川原友太郎, 船木一幸, 大川 恭志

(九大) (九大) (JAXA) (JAXA)

yamamoto@aees.kyushu-u.ac.jp

1. はじめに

近年の加速する宇宙開発により地球軌道には多量のスペースデブリが周回している。デブリ同士の衝突による増加率と減少率が釣り合う臨界密度を越えてデブリが存在すると、それ以上物体を投入しなくてもデブリ数が増加していくことになる。

デブリ除去方法の1つとして有望視されているのがテザー推進システムである。テザー推進システムとは、導電性の紐(テザー)を用いた推進システムである。紐が地球磁場を横切って地球の周りを周回することにより誘導起電力が生じる。そこで、テザーに進入してくる電子を紐の一端から放出することで回路が構成され、テザーに電流が流れる。テザーに電流が流れると、地球磁場との干渉でテザーにローレンツ力が発生する。このローレンツ力は速度方向と逆向きなので、宇宙機の軌道を降下させることが可能である。¹⁾

このシステムにおいて重要なのは、電子を宇宙空間に放出するデバイスであり、高性能なカソードが必要とされる。宇宙用電子源の候補として、IC カソード、²⁾ ホローカソード、³⁾ マイクロ波放電型カソード⁴⁾ など、様々なカソードが開発されてきた。しかしながら、消費電力が大きかったり、電子を放出するために作動ガスが必要だったりするなどの欠点を持っており、小型衛星への搭載は難しかった。これらに変わる電子源として、消費電力が少なく、作動ガスを必要としない電界放出型電子源^{5,6)}が注目を集めている。

宇宙航空研究開発機構の研究開発本部においても、カーボンナノチューブ(CNT)を用いた電界放出型電子源の開発をしており、優れた耐久性と引き出し

能力を示している。⁷⁾しかしながら低軌道のミッションを考えた場合、軌道上には原子状酸素が存在する。原子状酸素はCNTカソードの寿命を短くするため、より酸素耐性の高いエミッタ材料の開発に期待が寄せられている。その候補として、立方晶窒化ホウ素(cBN)がある。

従来 cBN は結晶性が悪いというえ剥離しやすく、cBN 膜を用いたエミッタの電子放出能力は低かった。しかしながら、九州大学の堤井准教授らは、他に類似がない独自の成膜手法を用いることにより、結晶性が向上し、剥離しにくいcBN膜の作製に成功し、電子引き出し実験を行なった結果、0.1 mA/cm² という大電流密度の引き出しに成功した。⁸⁾

このcBN膜は連続体であり、CNTのように細すぎるためジュール熱によって構造が破壊され引き出し性能が劣化するという可能性は低く、CNTよりも長寿命が期待できる。cBNは、窒化ホウ素(BN)が立方晶の結晶構造をしたもので、半導体材料の中で最大のバンドギャップ($E_g=6.25\text{eV}$)を持つ。⁹⁾そのため、伝導体に生起した電子は外部に放出されやすい。また、cBNは原子状酸素に対して高い耐久を持つ。したがって、cBNは低地球軌道で運用される電界放出カソードのエミッタ材料に適しているといえる。

そこでcBNをエミッタ材料に用いた電界放出型電子源を開発した¹⁰⁾。この電子源において印加電圧3.48 kVにて、107 μA の電流を引き出すことに成功した。この電流値を電子放出面の面積で割った電流密度は0.55 mA/cm²であり、テザー推進システムの電子エミッタへ応用するのに必要とされる値は0.50 mA/cm²でを満足している。しかりながら、構造に問題があり、電極間の距離

が電界を印加すると撓んで一定とならず、安定した電流値を引き出すことができず、また、電子の引き出しの際に異常放電が頻繁に発生した。

そこで本研究の目的は新たな電極および電極保持機構を持った電子源に改良し、その性能を評価することである。

2. 実験体系

今回作成した電子源の構造の概略図を図1に示す。cBN 薄膜が製膜されたシリコン基板の上に、マスク電極、ポリイミドで作成した電氣的な絶縁をするためのインシュレータ、ゲート電極、電極固定用の厚さ 1mm のセラミックの板を重ね、ネジで固定する構造となっている。図2に以前の電極と今回設計した電極を示す。電極はどちらもモリブデン製である。以前は電極の端で電極を支えていたのに対して、本研究で作成した電子源では電極をインシュレータの中央部にある4つの穴の縁で電極を支えることができるようにした。それにより支持部の距離が短くなり、撓みにくい構造となった。また、マスク電極の厚さを 20 μm から 50 μm に変更して撓みにくくした。Computer Aided Engineering (Autodesk Inventor, Autodesk, Inc) によって計算したたわみを図3に示す。改良前の最大変位量は 0.13 mm であったのが、改良後は 0.043 mm と約 1/3 になっていることが分かる。

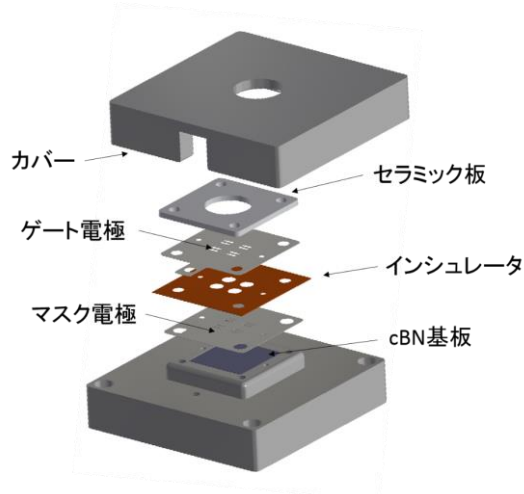


図1 FEC の構造の概略図

ゲート電極とマスク電極の間に挟むインシュレータに関しては、以前は電極間にリング状のマイカを挟むだけであったが、インシュレータも電極と共にネジで固定できるようにした。表1に新旧電極の諸パラメータを示す。これらの変更により、電極の穴部分の面積が小さくなったため引き出せる電流値は下がると予想されるが、電極が撓みにくくなり、異常放電を抑えることができると考えられる。

実験は国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所内のスペースサイエンスチャンバにおいて行った。真空環境としては $1 \times 10^{-5} \text{Pa}$ 以下の真空度で実験を行った。

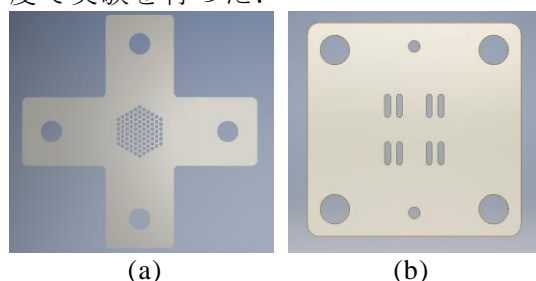


図2 電極形状, (a)以前の電極(b)新しい電極

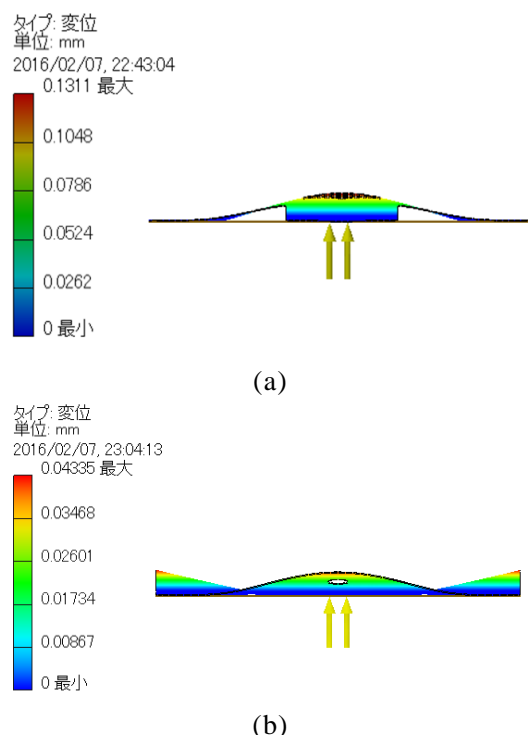


図3 電極の撓み, (a)以前の電極(b)新しい電極

表 1 新旧電極の諸パラメータ

	改良前	改良後
穴の形状	円形	長方形
穴部分の面積 [mm ²]	11.4	7.6
ゲート電極厚さ [μm]	50	50
マスク電極厚さ [μm]	20	50
電極間隔 [μm]	130	150

3. 結果と考察

図 4 に印加電圧を徐々に増加させたときの引き出し電流の時間履歴を示す。200 秒間(印加電圧 2.4 kV から 3.4 kV まで上昇)に起こる異常放電の回数をカウントしたところ、改良前の電子源では異常放電は 84 回あったのに対して、改良後の電子源では、8 回と約 10 分の 1 に抑えることができた。これより異常放電の抑制という当初の目的は達成できた。

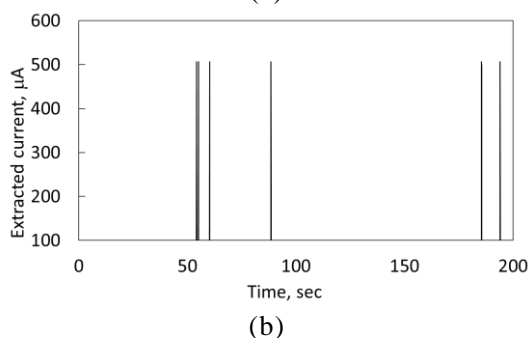
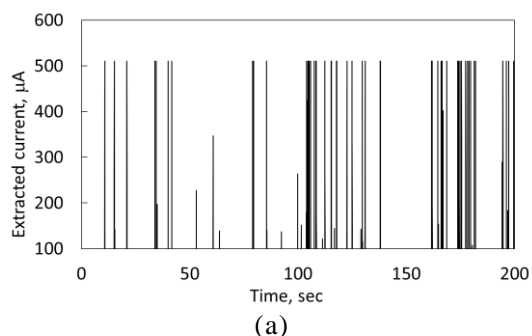


図 4 引き出し電流の時間履歴、(a)改良前の電子源(b)改良後の電子源

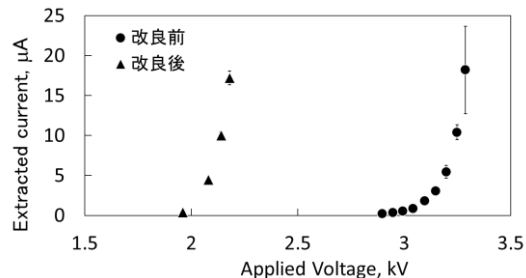


図 5 引き出し電流と印加電圧の関係

図 5 に改良前後での引き出し電流を示す。改良前の電子源では 2.8 kV から引き出されていたが、改良後の電子源では 1.9 kV から引き出されていることが分かる。これは改良前の電極では電極を固定する際にどうしても外側に膨らんでしまい、間隔が設計どおりではなく、距離が離れる側に撓んでしまっていたと考えられている。改良後は電極間の距離はほぼ設計どおりにできているために、引き出し電圧の低下が可能になったと考えられる。改良後の引き出し電流の最大値は 2.18 kV において 22.3 μA となり、電流密度は 2.3 A/m² となった。電界放出型電子源のため電極に電界を増加させればさらに大電流の引き出しが可能であるが、今回の実験において 2.18 kV において異常放電により電極が短絡してしまい、これ以上の電流引き出しができなかった。今後は電極間の絶縁体をポリイミドから異常放電が起きても電極間が短絡しにくいマイカに変更して引き出し電流の増加に取り組無予定である。

謝辞

本研究の一部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。ここに謝意を表します。また、実験遂行に当たりご支援頂いた中園氏に感謝致します。

参考文献

- 1) Ohkawa, Y., Kawamoto, S., Higashide, M., Iki, K., Baba, M., Kitamura, S., Kibe, S., "Electrodynamic Tether Propulsion for Orbital Debris Deorbit," The Journal of Space Technology and Science, Vol. 26 (2012) No. 1 p. 1_33-1_46.
- 2) Wirz, R., Gale, M., Mueller, J., Marrese, C., "Miniature Ion Thrusters for Precision Formation Flying," AIAA paper 2004-4115.
- 3) Ohkawa, Y., Hayakawa, Y., Yoshida, H., Miyazaki, K., Kitamura, S., Kajiwar, K., Hollow Cathode Studies for the Next Generation Ion Engines in JAXA, Transactions of the JSASS, Vol. 7 (2009) No. ists26 (ISTS Special Issue: pp. Pb_23-Pb_28).
- 4) Ohmichi, W. and Kuninaka, H., "Performance Degradation of a Spacecraft Electron Cyclotron Resonance Neutralizer and Its Mitigation" *Journal of Propulsion*

- and Power*, Vol.**30** (2014), pp.1368-1372.
- 5) Yamamoto, A., Nakai, H., Kaneko, N., Nakashizu, T., Ohsawa, S., Sugimura, T., Ikeda, M., “The Research On the Carbon Nano Tube Cathode,” Proceedings of the 2003 Particle Accelerator Conference, pp.3326-3328, 2003.
 - 6) Ohkawa, Y., Kitamura, S., Kawamoto, S., Matsumoto, K., Kibe, S. Matsumoto, T., Murata, F., Matsui M., Yamagiwa, Y. A Carbon Nanotube Field Emission Cathode for Electrodynamic Tether Systems, IEPC paper-2011-213, 2011.
 - 7) 島田 温子, 井本 伸, “原子状酸素照射によるカーボンナノチューブ電界放出カソードへの影響と対策評価” H26 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP paper-2014-058(2014).
 - 8) K. Teii and S. Matsumoto, J. Appl. Phys. 111, 093728 (2012)
 - 9) F. Qianm V. Nagabushnam, and R.K. Singh, Appl. Phys. Lettr. 63,317(1993)
 - 10) 坂井 寿光, 九州大学, H26 年度修士論文, “立方晶窒化ホウ素を用いた電界放出カソードの開発”