

電気推進機における中和現象の解明

○山本 直嗣(九大), 江川 裕貴(九大), 木下 順平(九大), 中野正勝 (東京都立産業技術高等専門学校), 船木 一幸(JAXA), 大川 恭志(JAXA)

Plasma structure at downstream of a Hall thruster

Naoji Yamamoto, Yuki Egawa, Jumpei Kinoshita(Kyushu University) Nakano Masakatsu(Tokyo metropolitan Univ), Ikkoh Funaki and Yasushi Ohkawa (JAXA)

Key Words : Hall Thruster, Neutralizer, downstream, neutralization

1. 背景及び目的

小型人工衛星を用いた事業計画は 100 以上もある今日、小型人工衛星だからといって性能を犠牲にする時代ではなくなった。小型人工衛星にも推進系が要求され、実際に SpaceX の starlink 衛星群にはホールスラスタが搭載されている。小型人工衛星の電力からすると、推進系として小型イオンエンジンが有力な候補となる。小型イオンエンジンにおける性能向上の鍵となるのが中和器であり、我々は世界に先駆けて電界放出型電子源によるイオンビームの実証に成功した¹⁾。また、電子源の位置や角度による中和現象の違いや 2 個同時作動による中和性能の向上を実証するなど、電界放出型電子源を電子源としたイオンエンジンシステムに関する研究開発^{2,4)}において、世界のトップランナーであると自負している。

これまでの研究の積み重ねで、電気推進機における中和現象⁵⁾に関して理解は深まった。しかしながら、中和電圧がどのように決まるのか、まだ未解明である。電子源の供給能力も要因に間違いないが、それ以外の因子の影響も観察されている。そこで、古くから電子源として用いられているフィラメントと電界放出型電子源を用いて、中和性能にどのような差が出るのかをイオンエンジンの下流領域の空間電位構造から比較する事が本研究の目的である。

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 2.7×10^{-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。実験には九州大学で開発した100 μ N級マイクロ波放電しイオンスラスタ⁶⁾を用いた。本イオンスラスタは3枚グリッドを採用しており、マイクロ波を放出するアンテナはモリブデン製の星形を採用している。イオン源は61孔からできており、イオンビームの口径は16 mmである。中和器として、フィラメントカソードと電界放出型電子源を用いて実験を行った。フィラメントカソードは、線材として直径0.125 mm長さ100 mmの1%トリアテッドタングステンを用いた。フィラメントカソードは図1に示すとおり、イオンスラスタの横80mmの位置に設置した。

電界放出型電子源の大きさは50 mm \times 50 mmであり、エミッタ材料としてカーボンナノチューブを採用している。モリブデン製の引出電極には縦3 mm、横0.28 mmの長方形のスリットが整列されている。ゲート電極とエミッタ間に数百Vの電圧を印可することで、エミッタ材料の先端の高アスペクト比部に強い電場が印可され、トンネル効果によりエミッタ材料から電子を引き出している。今回の実験においては0-500 Vの電圧を印加している。イオンスラスタが設置されたシールドの上部に電界放出型電子源を設置している。電界放出型電子源の電子放出面がイオンエンジンのシールドと揃っており、中心距離が80mmとなっている。図2に示すとおり、電子源電位はチャンバグラウンドに対して電氣的に浮いている。しかしながら安全のために、バリスタによって50V以上にならないようにしている。プラズマの計測には直径2 mmのエミッシブプローブを用い、3次元計測を行った。xが水平軸であり、yが垂直軸、zがスラスタ軸方向となるように設定した。

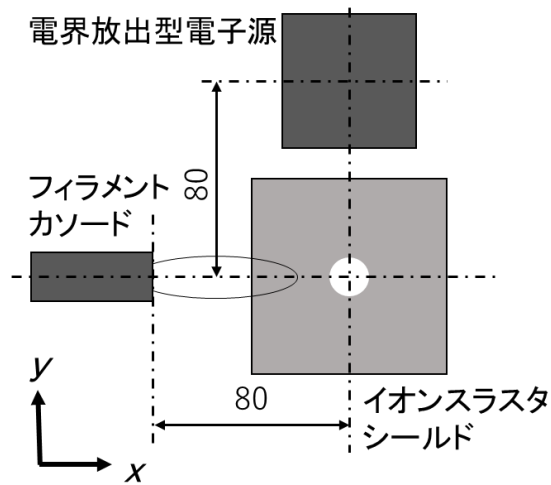


図1 電子源とイオン源の位置関係

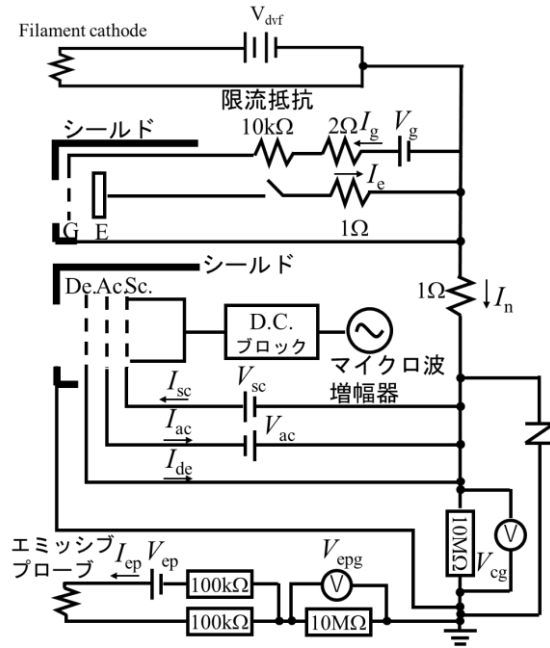


図2 計測セットアップ

3. 結果及び考察

図3にイオンビーム電流 3.5 mA 、電界放出型電子源のエミッタ電流 6 mA の時の空間電位をしめす。このときのゲート電流は 2.5 mA であり、電子源から出る中和電流はイオンビーム電流と釣り合っている。カソード浮遊電位 V_{cg} は -19 V であった。なお、プローブが台にあたる危険性があったため $Z = 50 \text{ mm}$ は $X = 0 \text{ mm}$ でしか測定していない。

等電位面は円錐形状の分布をしているが、軸に対して少し傾いている。これは、イオンエンジンの取り付けに際して、イオン源固定の制約上、スラスト軸を z 軸に一致させて合わせる事が困難であったため z 軸に対して傾いたと考えられる。 z 一定の平面 (xy 平面) で見るとその断面は円ではなく、短軸が鉛直方向のつぶれた楕円になっていることがわかる。

図4に同じくイオンビーム電流 3.5 mA において、フィラメントカソードを用いたときの空間電位分布を示す。フィラメントの長さが短い影響からかフィラメントに流す電流の上限においても、カソード浮遊電位 V_{cg} は -35 V であった。等電位面は図3の電界放出型電子源同様に円錐形状の分布をしており、軸に対して少し傾いている。しかしながら傾きは電界放出型電子源を用いたときと比べて小さい。また、 xy 平面の断面図は楕円と言うよりは円に近い形になっていることがわかる。

どちらの電子源を用いても、電子源側の空間電位が若干低い傾向が見られる。これは距離が中和に影響を与えているためと思われる。一方で、空間電位が高い領域は電界放出型電子源を用いたときよりもフィラメントを用いたときの方が広範囲に分布している。これはカソード浮遊電位にも現れている。これはどちらの条件においても中和電流とイオンビーム電流はバランスしているため中和はできているが、フィラメントの長さ不足等によりフィラメントカソードの電子供給能力が劣っていた結果と考えられる。そのため電荷交換イオンが多く存在する領域を中和するために、その駆動力である空間電位が増えたためと考えられる。一方で、この領域に存在する電荷交換イオンを積極的に電子源付近に運び、電子源周りの空間電荷制限則を緩和するために、この電位分布が形成された可能性も捨てきれず、今後の実験で検討していく。

また、 $x = 80 \text{ mm}$ 付近に四角の凹みがあるが、これは設置してあった故障した FEC の影響だと考えられる。

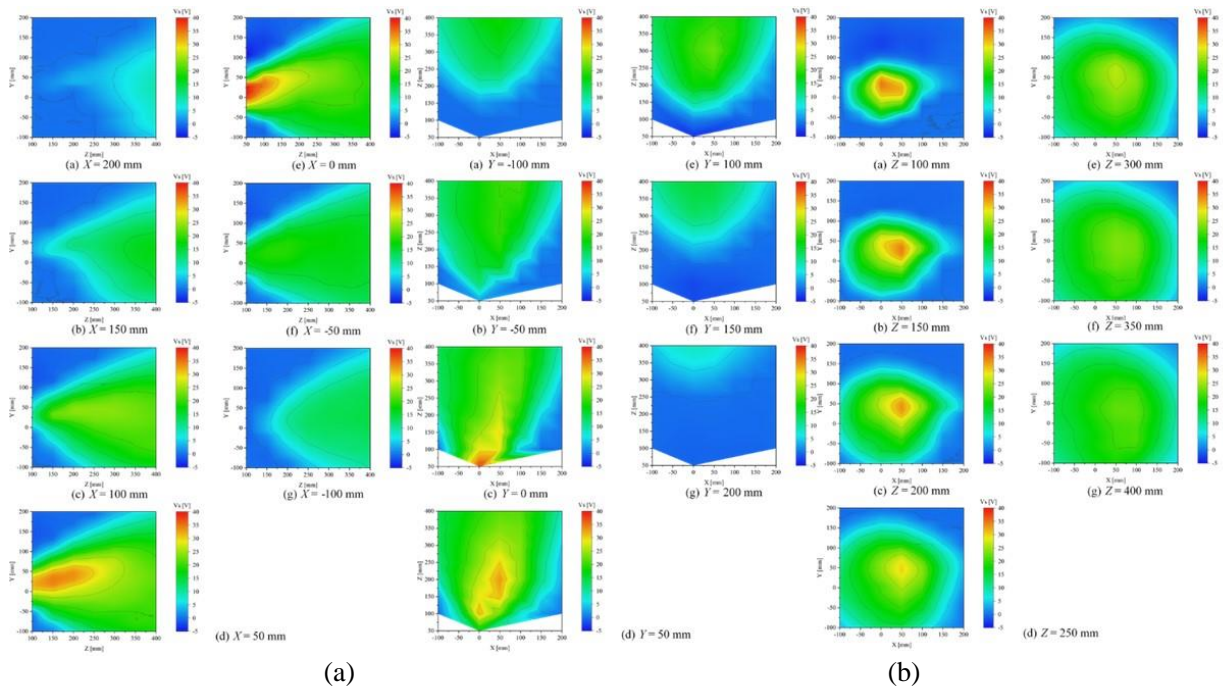


図3 電界放出型電子源を用いたときの空間電位構造, イオンビーム電流 3.5 mA

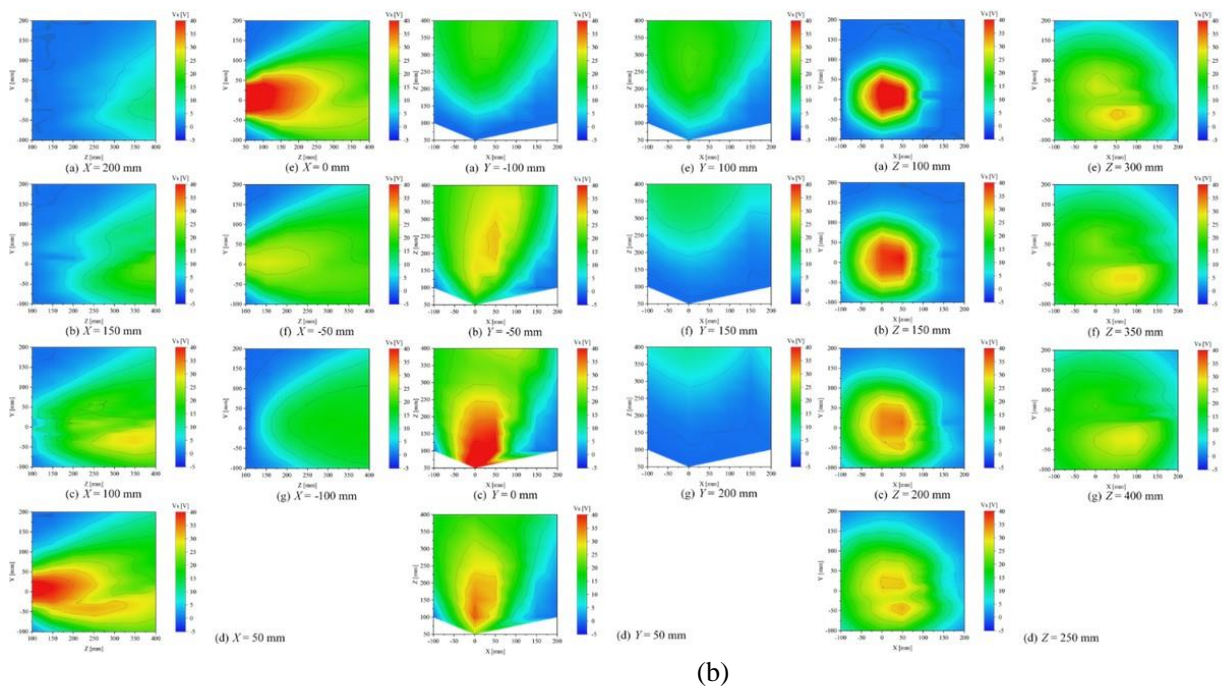


図4 フィラメントカソードを用いたときの空間電位構造, イオンビーム電流 3.5 mA

4. 結論

電気推進機の中和現象の理解のために、フィラメントと電界放出型電子源を用いて、中和性能にどのような差が出るのかをイオンエンジンの下流領域の空間電位構造から比較した。フィラメントカソードと電界放出型電子源の電位構造には明確な差が観察され、電子供給能力により空間電位構造が変化することが確認できた。この差が空間電荷制限則によるものなのかは今後の課題であり、フィラメントの長さや位置を変更して検証していきたい。また高速プローブシステムもしくは小型のプローブを用いてカソード前面部での計測を行い、中和現象の解明を目指す。

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、令和2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) Naoji Yamamoto, Taichi Morita, Yasushi Ohkawa, Masakatsu Nakano and Ikkoh Funaki, Ion Thruster Operation with Carbon Nanotube Field Emission Cathode, *Journal of Propulsion and Power*, 35(2019), pp. 490-493
- 2) Jumpei Kinoshita; Ryo Ikeda; Misaki Adachi; Ryo Shiraki; Taichi Morita; Naoji Yamamoto, Dr. of Eng.; Masakatsu Nakano; Yasushi Ohkawa; Ikkoh Funaki, Position and Attitude Tolerances of Carbon Nanotube Field Emission Cathode as a Neutralizer in an Ion Engine System, *Transactions of JSASS*(accepted)
- 3) 木下順平, 江川裕貴, 山本直嗣, 中野正勝, 大川恭志, 船木一幸, 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, 令和元年度宇宙輸送シンポジウム: 講演集録, STEP-2019-017
- 4) 木下順平, イオンエンジンシステムの推力広範囲化と高効率化に関する検討, ”九州大学, 修士論文, 2020.
- 5) 江川 裕貴, 山本 直嗣, 船木 一幸, ホールスラスト下流のプラズマ特性, 2019年度宇宙科学に関する室内実験シンポジウム