

# 10cm 級マイクロ波放電式イオンスラスタの プラズマプルーム電位計測

○村中崇信, 高須敦也, 吉田拓人, 岩田尚樹, (中京大), 白川遼 (神戸大院), 宮優海 (総研大),  
山下祐介 (東大院), 上野一磨 (中京大), 細田聡史, 西山和孝 (JAXA)

Measurement of Plasma Plume Potential for 10-cm-class Microwave-discharge Ion Thruster  
Takanobu Muranaka, Atsuya Takasu, Hiroto Yoshida, Naoki Iwata (Chukyo Univ.), Ryo Shirakawa (Kobe Univ.), Yukai Miya (SOKENDAI), Yusuke Yamashita (Univ. of Tokyo), Kazuma Ueno (Chukyo Univ.), Satoshi Hosoda, and Kazutaka Nishiyama (JAXA)

Key Words: Backflow ions, Ion thruster, Surface erosion, Thruster plume potential

## Abstract

“Hayabusa2” powered by 10-cm-class ion thrusters has detected the surface erosion around the thrusters during the thruster operation. It is considered that the erosion is caused by the impingement of the backflow ions from the thrusters, mostly by the charge-exchanged (CEX) ions that are produced in the thruster plume. To evaluate the surface erosion, we had performed the laboratory experiments to measure the parameters of the backflow ions from the ion thruster. We had obtained the energy distribution of the backflow ions that determines the sputtering yield with retarding potential analyzer (RPA), and the energy distribution must be obtained by the potential difference between the thruster plume and the spacecraft body. In this study, we had developed an emissive probe and measured the thruster plume potential using the probe to evaluate the energy of the backflow ions. In this paper, we report the measurement system and the obtained results for the plume potential.

## 1. はじめに

現在 JAXA が運用中の小惑星探査機「はやぶさ 2」<sup>1)</sup>は、その主推進器に 10cm 級マイクロ波放電式イオンスラスタ  $\mu 10$  が搭載されている<sup>2)</sup>。およそ 7000 時間の小惑星「リュウグウ」への往路運転において、探査機に搭載された宇宙機表面汚染量計測用水晶振動子式微小天秤 (QCM) センサ<sup>3)</sup>によって最大 0.046 nm/h 程度にのぼる Au センサヘッドの表面損耗が測定されている<sup>4)</sup>。「はやぶさ 2」実機に搭載されたイオンスラスタシステムおよび QCM センサの外観を図 1 に示す。QCM センサは近接するスラスタ中心から 14 cm および遠方のスラスタ中心から 39 cm に設置されている。これらセンサにより測定された表面材料損耗は、イオンスラスタ作動に伴い発生する電荷交換イオンが、スラスタプルームと探査機構体との電位差で逆流した結果、表面材料をスパッタ損耗したと考えられている。

本研究グループでは、この現象を検証するために地上試験によって同型のイオンスラスタ作動に伴う

逆流イオン諸量測定を実施してきた<sup>5)</sup>。逆流イオンのエネルギーを測定することで、表面材料のスパッタ収量が算出され<sup>6)</sup>、またこれにイオンフラックスを乗じることで表面材料のスパッタ率を算出することができる。図 2 に、これまで実施した地上試験で得られた同スラスタの逆流イオンエネルギーの一例を示す<sup>7)</sup>。この実験では、逆電位アナライザ (Retarding Potential Analyzer, RPA) により、イオンスラスタ中心

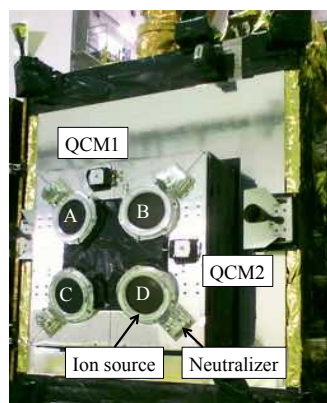


図 1 「はやぶさ 2」イオンスラスタシステムと搭載 QCM センサ

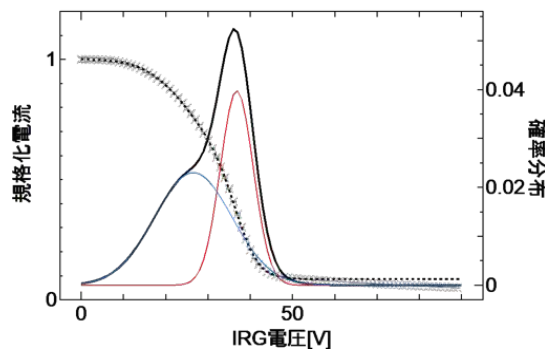


図 2 スラスタ近傍における拡散イオンエネルギー測定結果<sup>7)</sup>

を基準として「はやぶさ2」搭載 QCM センサ位置と同等の場所における逆流イオンエネルギー測定を実施した。図中のグラフは、横軸が RPA のイオン反射グリッド(IRG)印加電圧を、縦軸が規格化されたイオン電流およびそれを微分して得られる確率分布を示している。ここでは、RPA をスラスタ中心から半径方向に 40 cm、下流側 6 cm 位置に設置して測定したビーム軸直交方向に拡散するイオンエネルギー分布を示している。拡散するイオンのうち、宇宙機交代に逆流するイオンのエネルギーは、スラスタブルームと宇宙機構体電位との電位差で決定されると考えられる。加えて、予想される逆流イオンエネルギーは数 10eV 程度であるが、このエネルギー領域ではイオンスパッタ取量に対する感度が大きく、イオンエネルギー測定の妥当性を検証する必要がある。

この検証のために、本研究では「はやぶさ2」搭載と同型の 10cm 級マイクロ波放電式イオンスラスタを地上実験施設で作動させ、スラスタブルーム電位の直接測定を行なった。本測定では、プラズマ電位測定で一般に使用されるエミッシブプローブを作製し<sup>8-10)</sup>、これを使用してスラスタ下流領域におけるブルーム電位の空間分布測定を行なった。本稿では、開発したエミッシブプローブと、これを使用したイオンスラスタブルーム電位測定について報告する。

## 2. エミッシブプローブ

イオンスラスタのブルーム電位測定には、エミッシブプローブを使用した。開発したプローブヘッドの外観を図 3 に示す。プローブヘッドは電子放出用フィラメントと導線部から構成される。導線部は外径 3 mm、長さ 400 mm の耐熱絶縁セラミック管で保護されている。フィラメント材料には、直径 0.2 mm、長さ 60 mm の 1% トリアタングステン線を使用し、導線部材料には直径 0.6 mm、長さ 350 mm のタンクス



図 3 エミッシブプローブの外観

ステン線をそれぞれ使用した。今回のブルーム電位測定ではスラスタ口径が 10cm であるため、空間分解能は 1cm 未満となるようにした。フィラメント部は、暴露部全長は約 10 mm、大きさ 5mm 程度の半ループ形状とした。

## 3. 実験施設およびイオンスラスタ

ブルーム電位測定実験は、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所が所有するスペースサイエンスチェンバにて実施した。チェンバサイズは、直径 2.5 m、長さ 5 m である。主排気装置には N<sub>2</sub> 換算排気量 28,000L/s のクライオポンプ 2 台を有している。実験時の到達真空度は、作動ガスであるキセノンガスを 4.9mg/s 流入時に  $3.58 \times 10^{-4}$  Pa であった。

一方、イオンスラスタは、「はやぶさ2」搭載機と同型の 10 cm 級マイクロ波放電式イオンスラスタ  $\mu 10^3$  実験室モデルを使用した。真空チェンバ内におけるスラスタ配置の模式図を図 4 に示す。ブルーム

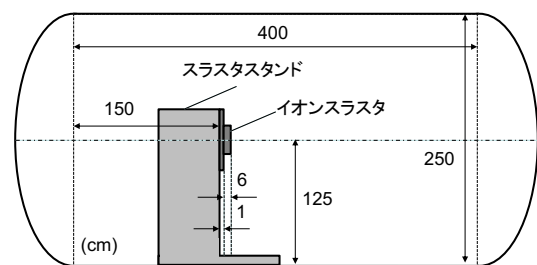


図 4 真空チェンバ内スラスタセットアップ。

表 1 スラスタ作動条件

	イオン源	中和器
Xe ガス流量, sccm	2.39	0.7
スクリーン電位, kV	1.5	-
スクリーン電流, mA	174	-
アクセル電位, V	-350	-
アクセル電流, mA	1.0	-
バイアス電圧, V	-	-35
中和電流, mA	-	177

電位測定を目的とするため、真空チャンバ内におけるスラスタ設置位置は、スラスタ周辺およびブルーム下流領域の空間を十分確保できる位置とした。表 1 に実験におけるスラスタ作動条件を示す。これらの作動条件はスラスタのノミナル運転条件に準ずるものである。

#### 4. プルーム電位測定

これらの実験条件で、開発したエミッシブプローブによるブルーム電位測定を実施した。本測定系の回路図を図 5 に示す。この測定回路では、プローブ先端部を電氣的浮動となるため、分圧用外部抵抗の端子電圧を測定することで、プローブ電位すなわちブルーム電位が求められる<sup>10), 11)</sup>。イオンスラスタとプローブの設置状況を図 6 に示す。プローブヘッドはチャンバ付属 3 軸ステージに搭載し、スラスタ下流領域をトレース可能とした。このとき、ステージおよびプローブ治具とブルーム主流との干渉を抑制するため、プローブヘッドの支持部を治具から 300mm 以上確保した。ブルーム電位測定領域を図 7 に示す。測定領域は、プローブと他の計測器等との干渉を回避するため、スラスタ中心軸に対して下方領域とした。測定領域は、スラスタ中心から下流 2 cm 位置を基準とし、半径方向に 2.5cm 間隔で 30cm まで、軸方向に 5.0cm 間隔で 102cm まで 2 次元平面上の 273 点で測定を行なった。

図 8 にブルーム電位測定結果の等高線図を示す。測定結果から、この領域でのブルーム電位の最大値は、スラスタ軸上 2 cm で 42 V であった。本セットアップでは、イオンスラスタのビーム発散角はおよそ 24 deg と測定されていることを考慮すると、スラスタ近傍のビーム主流領域ではブルーム電位は 15V 以上であり、その周辺領域のブルーム電位は 7V から 15V 程度であった。また、各軸上におけるブルーム電位減少率は、軸方向 (Z 方向) では比較的なだらかであり、半径方向 (R 方向) は急峻であることがわかる。

ここで、ブルーム電位測定結果と、本研究グループでこれまで測定した逆流イオンエネルギー測定結果の比較を行う。図 2 のグラフは、前述の通りスラスタ中心から半径方向 40 cm、軸方向 6 cm 位置における、ビーム垂直方向に拡散するイオンエネルギー分布測定結果である。この結果から、拡散イオンエネルギーの高エネルギー側ピークはおよそ 40 eV であり、ビーム軸上 2 cm 位置でのブルーム電位の最大値 42 V と良い一致を示している。以上から、プルー

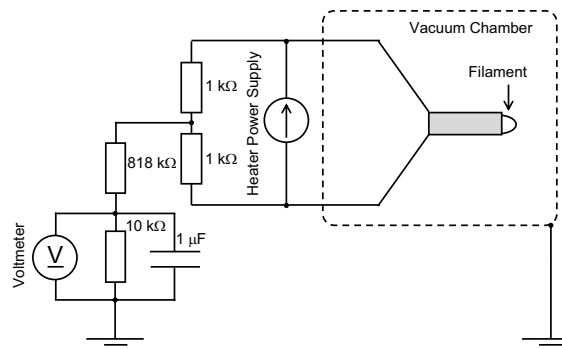


図 5 プルーム電位測定時の測定系電気回路図

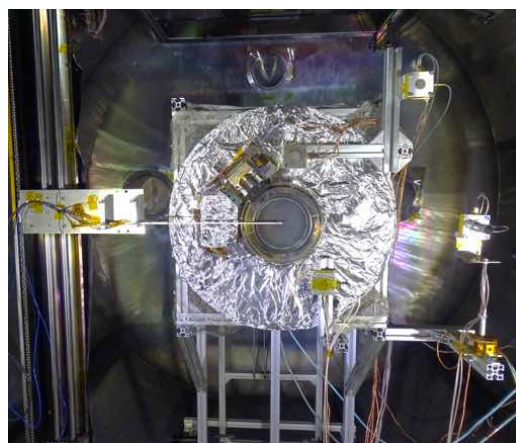


図 6 スラスタとプローブの設置状況。



図 7 プルーム電位測定点 (格子点). R および Z 方向測定点間隔はそれぞれ 2.5cm および 5.0cm.

ム電位測定結果と、これまで実施した拡散イオンエネルギー測定結果は、互いに妥当性を裏付ける結果となったものと考えている。

#### 5. まとめと今後の予定

本研究では、これまで本研究グループが実施してきた 10cm 級マイクロ波放電式イオンスラスタ  $\mu 10$  の逆流イオンエネルギー測定結果を検証するために、エミッシブプローブによる同スラスタブルーム電位の直接測定を行なった。今回の測定では、目標とした空間解像度 1cm 未満でビーム主流およびその周辺電位の直接測定に成功し、測定された電位の最大値はスラスタ中心軸上 2 cm においておよそ 42 V であった。この測定結果は、これまでの実験で得られている、ブルーム領域を拡散するイオンエネルギーの

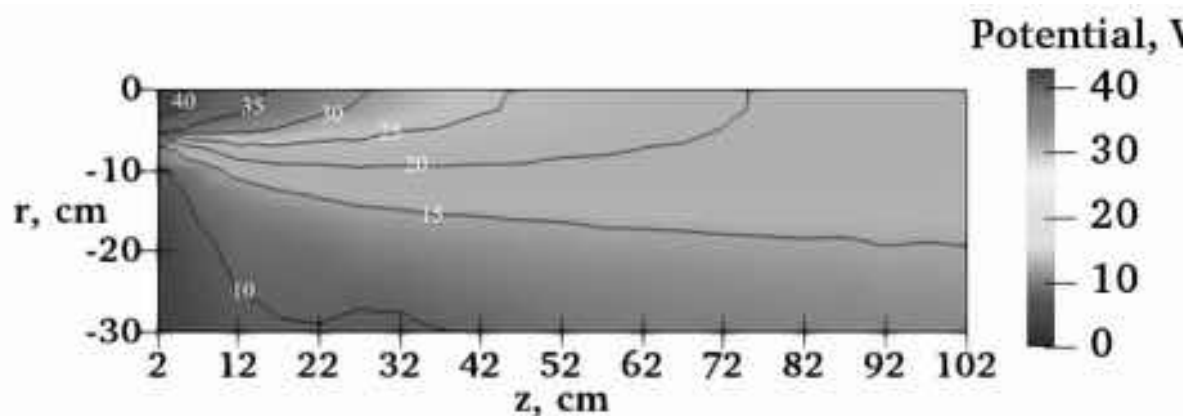


図 8 プルーム電位測定結果

高エネルギー側ピーク値 40 eV と同程度であり、プルーム電位と拡散イオンエネルギーは互いに整合する結果となった。

#### 謝辞

本研究の遂行にあたりご助言を頂いた JAXA 宇宙探査イノベーションハブ研究員の神田大樹氏に謝意を表す。本実験は、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所スペースサイエンスチェンバ共同利用研究によって実施した。

#### 6. 参考文献

- 1) Yoshikawa, M., Watanabe, S., Tsuda, Y., Kuninaka, H., and Hayabusa2 Project Team: Hayabusa2 - The Next Asteroid Sample Return Mission of Japan, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, 12, ists29 (2014), pp. Tk\_29-Tk\_33.
- 2) Nishiyama, K., Hosoda, S., Ueno, K., Tsukizaki, R., and Kuninaka, H.: Development and Testing of the Hayabusa2 Ion Engine System, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, 14, ists30 (2016), pp. Pb\_131-Pb\_140.
- 3) Nishiyama, K., and Kuninaka, H.: Development and Flight Experiment of a Space QCM in Small Demonstration Satellite-4, 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Japan, 2013-r-29, 2013.
- 4) Nishiyama, K., Hosoda, S., Tsukizaki, R., Kuninaka, H.: In-flight Operation of the Hayabusa2 Ion Engine System on Its Way to Rendezvous with Asteroid 162173 Ryugu, 69th International Astronautical Congress, Bremen, Germany, 2018.
- 5) Hattori, R., Nagai, H., Ueno, K., Hosoda, S., Nishiyama, K., Muranaka, T.: Energy Measurements of Backflow Ions from Ion Thruster for Estimation of Erosion Rate on HAYABUSA2 Surface Material, 15th Spacecraft Charging Technology Conference, Kobe, Japan, 2018.
- 6) Yamamura, Y. and Tawara, H.: Energy Dependence of ion-Induced Sputtering Yields from Monoatomic Solids at Normal Incidence, *Atomic Data and Nuclear Data Tables*, 62 (1996), pp. 149-253.
- 7) 服部 凌大, 永井 宏樹, 上野 一磨, 細田 聡史, 西山 和孝, 村中 崇信: 逆電位アナライザーを用いたイオンスラストの逆流イオンによる宇宙機表面材料損耗評価, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会予稿, 論文番号 P23, 2018.
- 8) Conde, L., Tierno, S.P., Domenech-Garret, J.L., Donoso, J.M., Castillo, M. A., Eiriz, I, and Saez de Ocariz, I.: Diagnostic of plasma streams from ion thrusters for space propulsion using emissive probes, *Journal of Physics: Conference Series*, pp2-6, 2016.
- 9) Tierno, S.P., Domenech-Garret, J.L., Donoso, J.M., Jennewein, D., Herdrich, G., Fasoulas, S., and Conde, L.: Emissive Langmuir Probes in the Strong Emission Regime for the Determination of the Plasma Properties, *IEEE Trans. Plasma Sci.* Vol. 41, No. 4, pp1-3, 2013.
- 10) Sheehan, J. P., Raitses, Y., Hershkowitz, N., Kaganovich, I., and Fisch, N. J.: A comparison of emissive probe techniques for electric potential measurements in a complex plasma, *Physics of Plasmas*, 18, 073501, 2011.
- 11) Hershkowitz, N., in *Plasma Diagnostics*, edited by Auciello, O. and Flamm, D. L., (Academic, New York, 1989), Vol. 1, pp. 113-183.