「はやぶさ2」表面材料損耗解析に向けた イオンスラスタの逆流イオンのエネルギー計測

# Energy Measurements of Backflow Ions from Ion Thruster for Estimation of Erosion Rate on HAYABUSA2 Surface Material

○服部 凌大・永井 宏樹(中京大・院)鈴木 良典・山下 晴己(中京大・学)上野 一磨(中京大)・ 細田 聡史・西 山 和孝(JAXA)・村中 崇信(中京大)

○Ryota Hattori • Hiroki Nagai • Ryosuke Suzuki • Harumi Yamashita • Kazuma Ueno (Chukyo University) • Satoshi Hosoda • Kazutaka Nishiyama (JAXA) • Takanobu Muranaka (Chukyo University)

### Abstract

"Hayabusa2", a Japanese asteroid explorer powered by " $\mu$ 10" ion thrusters, is now traveling in deep space to the asteroid "Ryugu". During the thruster operation, the surface erosion around the ion thrusters has been detected by the surface contamination sensors onboard Hayabusa2. The erosion is considered due to the sputtering by the backflow ions from the thrusters, mostly the charge-exchanged (CEX) ions that are generated in the thruster plume. To estimate the amount of the erosion analytically, measurements of both the energy and the flux of the backflow ions are required. In this paper, we introduce the ground test performed by our group to measure the incident energy of the backflow from the ion thruster  $\mu$ 10 that was the same type of the thruster mounted on Hayabusa2. The experiment results with Retarding Potential Analyzer (RPA) are shown, and also the possibility of the surface erosion around the ion thruster is discussed by comparing analytical estimation from the experiment data.

# 記号の説明

- Ito エネルギー制限をしないときのイオン電流
- Vc: コレクタバイアス電位
- VERG: 電子反射グリッド電位
- V<sub>FG</sub>: フローティンググリッド電位
- V<sub>IRG</sub>: イオン反射グリッド電位
  - *θ*: バックフローイオンの μ 10 設置面への入射角

1.背 景

現在,探査機や人工衛星の動力航行や姿勢制御のために, 従来の化学推進に替わりイオンスラスタやホールスラスタ などの電気推進が多く使用されている.電気推進は化学推進 と比較して,低推進力ながら約 10 倍程度の比推力を持つた め,宇宙空間での長期運用に適することがその理由である. 電気推進の一種であるイオンエンジンを搭載し長期運用に 成功した例として,2003 年 5 月に打ち上げられ,30 億 km 離れた小惑星イトカワから地質サンプルを採取し2010 年 6 月に帰還した小惑星探査機「はやぶさ」は,広く知られてい る<sup>1)</sup>.現在は,後継機にあたる「はやぶさ2」が打ち上げ, 運用されており,搭載された4機のイオンエンジンは,合計 運転時間10000時間を越え,順調に稼働している<sup>2)</sup>.

一方で, 軌道上の「はやぶさ2」において, 宇宙機表面汚



図1 イオンスラスタと QCM センサの配置(左) とポリイミドコーティングタイプの QCM1(右)<sup>3)</sup>

染量計測用に搭載された水晶振動子式微小天秤 QCM センサ は、イオンスラスタのバックフローによると思われるスパッ タリング損耗を計測している.図1にイオンエンジンプレー ト上の QCM センサ設置位置とセンサの外観を示す.QCM センサは、表面処理の異なる2つのセンサ、QCM1(ポリイ ミド)と QCM2(金)が搭載されておりどちらも質量減を観 測している<sup>3)</sup>.図2にそれぞれが観測した損耗レートとその 時稼働していたスラスタの関係を示す.このグラフからも読 み取れるようにスタスタに近いところでは最大 200[ng/cm<sup>2</sup>/h]の損耗が観測されていることが分かる.これは 厚さに換算すると1Å程度であるが14000時間の宇宙作動<sup>4)</sup> が要求されるイオンエンジンにとっては大きな損耗量とな る.はやぶさ2には、イオンエンジンの周囲に熱制御を行う ための熱制御材が取り付けられている.そのため、はやぶさ



2では、周辺熱制御材の損耗が懸念されており、探査機開発 において、バックフローによる損耗のメカニズムの解明とと もに定量評価手法の確立が急務となる.

また,この損耗を引き起こすバックフローの主成分は, イオンエンジンの吹き出すガスに含まれる電荷的な偏りの ない中性分子と加速されたイオンが電荷交換を行うことで 発生する電荷交換イオン(CEX イオン)である.この CEX イオンは,非加速であり,加速されたイオンよりはるかに遅 い動きをしているため,プルームと宇宙機の電位差で加速さ れバックフローとなる.図3にこのバックフローの概念図を 示す.



2. 目 的

前述の背景から,本研究では,地上実験によりイオンスラ スタの推進剤のバックフローによるスラスタ近傍材料の損 耗メカニズムの解明とともに定量評価手法の確立を最終目 標としている.

この損耗はスパッタリング損耗と予想され,Yamamuraの 半実験式<sup>6),7)</sup>を使用することで見積もりが可能である.この 式はスパッタリング率(入射イオンに対するスパッタリング される原子個数)を計算でき,これに入射イオン数を掛けれ ば定量評価が可能である.Yamamuraの半実験式において,ス パッタリング率は,速度エネルギーが入力値となり求められ るため,入射イオンの速度エネルギーの計測が必要となる. そこで,スパッタリング率算出を目的に「はやぶさ2」に搭 載されたイオンエンジンと同型のイオンエンジンµ10を 用い,そのバックフローイオンの速度エネルギーの角度分布 を計測した.本稿では,この実験の結果を報告する.

# 3. 実験方法

本研究では、はやぶさ2に搭載されたイオンエンジンと同型のµ10を使用して、地上試験によるイオンスラスタのバックフローのエネルギー計測を行った.

3.1 実験施設 本稿の実験は、すべて宇宙航空研究開発 機構宇宙科学研究所(相模原キャンパス)のイオンエンジン 耐久試験用の真空チャンバを使用して行った.図4にこの真 空チャンバの外観を示す. この真空チャンバは, 400W 級の マイクロ波放電式イオンエンジンの推進性能と耐久性能評 価のために 1995 年に建設された直径 2m,長さ 5m の主真空 タンクと直径 80 cmの2つの補助真空タンク(エアロック)を 持っている<sup>5</sup>. 主タンクには, 排気系としてロータリーポン プ,メカニカルブースターポンプ,ターボ分子ポンプで粗引 きされた後,主タンクに直付けされた直径 80cm のクライオ ポンプULVAC CRYO-U30H 4台にて排気される<sup>5</sup>. クライ オポンプ内部には液体ヘリウムを循環させており.クライオ パネルは 20K 以下の低温に保たれ,このパネル上にガス吸 着させることで無負荷時であれば 1.3×10<sup>-4</sup>Pa 以下,Xe 流量 8sccm にて 4×10<sup>-4</sup>Pa 以下の真空度を維持できる. 今回の実 験は、背圧が 4.6×10<sup>-4</sup>Pa 程度として行った.



図4 耐久試験チャンバ外観

3.1 スラスタ 本稿の実験は、はやぶさ2実機に搭載されたものと同型でマイクロ波放電式イオンエンジンμ 10(Lavatory Model)を使用した. μ10は、JAXA 宇宙科学研 究所の電気推進工学部門にて研究開発され、そして世界で唯 一の実用化された ECR 放電型イオンエンジンである<sup>8)</sup>.こ のイオンエンジンを真空チャンバ内へ設置して実験を行った.設置方法の詳細は次章で述べる.実験時のμ10の作動条 件を表1に示す.

表 1 μ 10 の作動条件

	イオンスラスタ	中和機
流量[sccm]	2.61	0.94
ケーブル端電力[W]	26.9	8.42
進行波[W]	47.6	10.5
反射波[W]	2.4	0.7
スクリーン電圧[V]	1500	
スクリーン電流[mA]	180	
アクセル電圧[V]	-350	
アクセル電流[mA]	1	
バイアス電圧[V]		36
電流[mA]		181

3.1 エネルギーアナライザ エネルギーアナライザは, 様々な種類のものが存在するが,本研究では積分型アナライ ザに分類される電界反射型アナライザ <sup>9</sup> (以下 RPA)を使用 した.この装置の原理は, RPA内部に入ってくるイオンビー ムに対してグリッド (IRG) に正電位を印加し,そのエネル ギーに満たない低エネルギーイオンを遮断することによっ てグリッドに印加した電位以上のエネルギーをもつイオン のみを捕集することでエネルギー分解を行う.図5に本研究 で用いた RPA の外観図と簡潔な回路図を示す.この図から も分かるように RPA は3種のグリッドと1つのコレクタか ら構成されている.各グリッドの役割についてについて以下 に箇条書きで示す.

#### (A) FG (Floating Grid)

RPA 内の電界漏洩を防止してプラズマへの擾乱を防ぐ. 浮動電位としている.

# (B) ERG (Electron Retarding Grid)

電子の RPA 内部への侵入を阻止する. プラズマ電位より 負電位を印加する.

# (C) IRG (Ion Retarding Grid)

エネルギーに応じた挿引電圧を印加し, RPA 内部に侵入 したイオンにフィルタをかけ,エネルギー分解をする.

#### (D) Collector

コレクタは IRG の挿引電圧によるフィルタを透過した イオンを捕集する. コレクタでイオンを捕集するために, 負電圧を印加する.

次に図6に、これらのグリッドの位置関係と、グリッドおよびコレクタに印加した実際の電圧を示す.ここでの ERG の電位 V<sub>ERG</sub>は、中和機のバイアス電圧を上回り、十分に電子を反射しきる電圧に決定した.イオンの捕集性能を高めるコレクタ電圧 Vc は電流計の都合上でバイアスできる最大電圧を使用した.また、これらのグリッドには、SUS 製のメッシュ 250 を用いてプルーム中のデバイ長以下







の線間距離となるように、線間距離が 0.062 mmものを使用し てグリッド孔の中の電位が等しくなるよう設計した.

**RPA**は **IRG** の電圧を可変させながら、このときコレクタ に流入するイオン電流を計測し、電流電圧特性を取得する. これは、**IRG**に印可された特定の電圧を超えることが出来る エネルギーを持つイオン全てを捕集していることとなり、計 測されるイオン電流はエネルギーが無限大から **IRG** 印可電 圧までのエネルギーを持つ全イオンの積分値をとっている ことになる.よって計測された電流をエネルギーで微分する ことで、イオンのエネルギー分布が計算できる.具体的には 式(1)を使用して計測することができ、*I*<sub>i</sub>はコレクタ電流、*V<sub>RG</sub>* は **IRG** の電圧, *I*<sub>lo</sub>は、エネルギー制限をしないときのイオ ン電流である.

$$f(E) = -\frac{1}{I_{io}} \frac{dI_i}{dV_{SWEEP}}$$
(1)

## 4. イオンの速度エネルギー分布計測

**4.1 実験セットアップ**本研究では,前述したとおり直径 2m,長さ 5mの円筒状の真空チャンバ内にイオンエンジンμ10を設置して実験を行った.図7にイオンエンジン設置位置について示す.今回の実験ではスラストスタンドの台に固定しているがスラストを測るためではなくあくまで固定に使用している.

また, RPA の設置位置については, 「はやぶさ2」に搭載 された QCM センサの位置を参考に, スラスタ中心から 15cm の位置に設置して実験を行った. 図8にイオンエンジンプレ ートへの設置位置, 図9にセットアップの写真を示す. また, ビーム軸方向の取付け位置は, RPA の開口部とビーム出口 面が同一面となるように設置している.





図8 イオンエンジンプレートへの RPA 設置位置



図9 RPA 設置の写真

4.2 実験結果 RPA でエネルギー分布計測を行う際に, IRG の各電圧で電流計測を5回行い,これを3セット繰り返 した.図10に RPA の計測した電流とそこから導いたイオン 速度エネルギーの分布のグラフを示す.このグラフでは,計 測電流値の平均を IRG 電圧が 0V の時の電流ですべて規格 化(除算)し灰色の×印で示し,エラーバーには標準偏差を表 示した.さらに,この計測結果を Generalized Reduced Gradient (GRG)非線形で探索の行うことで行最小二乗法により2重 のガウス型累積確率分布に近似した.これは,グラフ中では 灰色の点線で表されており,これを微分したものが黒の実線 となる.この黒の実線はイオン速度エネルギーの確率密度に なっており,そのほかの2色の実線は確率密度分布をそれぞ れに分けた結果である.表2に電流の規格化に使用した電流 量と最小二乗法による近似結果を示す.



表 2	近化	「結果とき	規格化	電流	
_			``	Land Mile	<u> </u>

	確率	平均エネル	標準偏差	規格化
	ピーク	ギー[eV]	[eV]	電流[A]
低エネルギー側	0.0601	6.56	4.21	776E 00
高エネルギー側	0.0247	21.5	5.57	7.70E-09

4.3 考察 図 10 のグラフや表 2 からも分かるようにあ きらかに 5eV と 20eV 付近にピークを持つエネルギー分布が 計測されていることが分かる.また, RPA の開口角(イオン の最大入射角)は、50°程度ある.このことから、このダブ ルピークをなすそれぞれのイオンは、プラズマプルーム中の 異なる電位(方向)から来たことが推測される.また、予想 されているプルーム電位はさらに高いため、50°以上の入射 角で侵入するイオンはかなり開口部で遮断されているとわ かる.高エネルギーは高角度の侵入が予想され、実際の熱制 御材での損耗を想定したとき、エネルギーの角度依存性が深 くかかわっているといえる.この角度依存性の詳細は、次章 で改めて述べる.

#### 5. イオン速度エネルギー分布の角度依存計測

5.1 実験セットアップ 角度依存計測では RPA の角度 分解能が重要であるが 4 章で扱った RPA は,視野角が片側 50°と大変広いため,視野角制限フードを設けて 14.7°まで 分解能を向上させて角度依存を計測することとした.図 11 に,RPA の視野角制限フードの外観の写真および視野角制 限フードによる視野角変化の図を示す.

このように角度分解能を向上させた RPA にステッピング モーターを取り付け, 計測器に対するバックフローイオンの 入射角を変化させた. 図 12 にイオンエンジンプレートへの RPA 設置位置を, 図 13 に RPA 設置の様子と回転機構の写 真をそれぞれ示す. 4.1 章の実験セットアップと異なり, 図 12 のように設置した RPA は, 回転機構設置の都合上 RPA 取 付けフード先端面が 6 cmビーム出口面よりビーム放出方向 に突出している.

これらのセットアップで, RPA へのイオン入射角度 θを スラスタ中心軸へ向くほど正として表現して-90°,-60°,-30°, 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90°と角度を変化させたと



図11 視野角制限フードによる視野角変化(上)と外観(下)

きのイオンの速度エネルギー分布を計測した. 図 13 にこの 時の RPA から計測されうる領域のイメージ図とビーム軸上 の位置を示す.



図 12 イオンエンジンプレートへの RPA 設置位置



図 13 RPA 設置の様子(左)と回転機構(右)



図 14 各角度におけるビーム軸上の位置(上)と RPA の視野領域(下)

**5.2 実験結果** イオン速度エネルギー分布の角度依存計 測では, RPA を回転させ, 計測するイオンの入射角を変化さ せて行った. 基本的な計測方法やグラフの表現の仕方や近似 に関して 5.1 章と同様に行った. 今回は, 入射角(RPA 角度) を-90°, -60°, -30°, 0°, 15°, 30°, 45°, 60°, 75°, 90°と 変化させたときのエネルギー分布の計測を行ったが, -90°, -60°はノイズにより計測できなかった. 図 15 の(a)と(b)に- 90°, -60°のときのそれぞれの実電流計測結果を示す.また, 図 16 の(a)~(f)に正常に計測できた-30°,0°,15°,30°, 45°,60°,75°,90°の結果を示す.今回も、2重のガウス型 累積確率分布に近似したが2重の分布がどちらも同じ分布 に近似されたときは、通常のガウス型累積確率分布に近似した.さらにこれらの近似結果を表4にまとめて示す.



*¤∣ 	45	0.0104	2.29	9.76	7 27E 00	
75		0.0772	29.4	4.11	/.3/E-09	
似	60	0.005	2.01	4.47	3 55E 08	
度)		0.0818	38.5	4.59	5.55E-06	
ع'	75	0.0973	41.9	4.05	1.03E-07	
°,	90	0.117	43.2	3.23	1.49E-07	
に-						

20.4

0.0833

1.77E-09

2.71



図 16 イオン入射角-30°から 90°における RPA の規格化電流とイオンの速度エネルギー分布

5.3 考察 図 16 と表 3 を見ると入射角度増加に伴いイ オン速度エネルギーが大きくなっていることと角度増加に 伴いイオンの量も増加していることが分かる.図17と図18 に入射角に対するイオン速度エネルギーの関係とイオン電 流量の関係についてそれぞれまとめたグラフを示す. 図 17 のイオン速度エネルギーに関しては、-30°では 7.05eV で あったが 90°では 43.2eV まで単調増加していることがわか る.これは、プルーム電位がスラスタ直下においてもっと電 位が高くなることに起因しており、90°の時に観測した 43.2eV に関しては、プルームの最大電位であることが予想 される.また、図18のイオン電流量に関しては、10-10[A]台 から 10<sup>-7</sup>[A] 台まで指数関数的に増加していることが分か る. スラスタはイオンを噴射しイオンは拡散していくため, プルーム中においてイオン密度がもっと濃いスラスタ直下 であり、電荷交換イオンが発生しやすい. 高入射角にすると 電荷イオンの発生量が多い方向を見ていくため, イオンの量 が3桁も増えたと考えられる.

本稿では,詳しく扱っていないが,Yamamuraの半実験式 を用いてキセノンイオンによる金のスパッタリング損耗を 評価するとイオンの入射エネルギー20eV がスパッタリング 損耗の閾値であり,30eV を超える入射エネルギーに対して スパッタリングイールドは0.01 程度である.また,30eV の ときスパッタリングイールドが最大となるイオンの入射角 は40°であり,70°以上の入射角ではスパッタリングイー ルドは0とみなせる.



表3の入射角45°と60°のイオン速度エネルギーをまとめるとおよそ30eVであり,Yamamuraの半実験式が示す理論と比較すると,実験で測定された入射イオンによる表面材料のスパッタリング損耗は十分起こりうるといえる.

# 6. ま と め

イオンエンジンµ10を用いて RPA でバックフローのイオ ン速度エネルギー分布について計測行った.これによりイオ ン速度エネルギーやイオンの量は、プルーム電位や電荷交換 イオンの発生量に起因するビームに沿う方向に明らかな角 度分布をもつことがわかった.具体的には、最上流から入射 するバックフローのエネルギーと電流は大で入射角が 90°のとき 45eV および 150nA であり、最下流から入射す るバックフローのエネルギーと電流は最も小で入射角が 0°のとき 9.4eV および 0.64nA であった.さらに、Yamamura の実験式からスパッタリング率が大きくなるのは入射角が 45~60°のとき 30~40eV であり、スパッタリングイールド はおよそ 0.01 となり、この時の入射イオンによる表面材料 のスパッタリング損耗が起こりうることが分かった.

### 謝辞 辞

本研究にあたり,協力してくださった國中・西山研究室 の皆様に感謝を申し上げます.また,耐久試験チャンバな どの実験環境を使用させていただいた宇宙航空研究開発機 構宇宙科学研究所に感謝を申し上げます.



- K. Nishiyama, S. Hosoda, K Ueno, R. Tsukizaki, H. Kuninaka: Development Status of Hayabusa2 Ion Engine System, Proceedings of Space Transportation Symposium FY2013, 2014-01, STEP-2013-023
- 2) S. Hosoda, K. Nishiyama, K Ueno, H. Kuninaka: Development Status of Hayabusa2 Ion Engine System, Proceedings of Space Transportation Symposium FY2012, 2013-01, STEP-2012-067
- 3) K. Nishiyama, S. Hosoda, R. Tsukizaki, H. Kuninaka: Operation Status of Ion Engines of Asteroid Explorer Hayabusa2, Proceedings of Space Transportation Symposium FY2016., 2017-01, STEP-2016-058.
- 4) Y Arakawa, H Kuninaka, Y nakayama, K Nishiyama : イオン エンジンによる動力航行, コロナ社, 2006 年 12 月
- 5) I. Funaki, H. Kuninaka, K. Toki, Y. Shimizu, S, satori: Development of an Endurance Test Facility for Microwave Discharge Ion Engine System., Journal of the japan society for aeronautical and space sciences, 47 (1999), pp.411-418.
- Y. Yamamura and Y. Mizuno, IIPJ-AM-40, Inst. Plasma Physics, Nagoya Univ., 1985.
- 7) Y. Yamamura and H. Tawara, Atomic data and Nuclear data Tables 62, 149 (1996).
- S. Hosoda, H. Kuninaka : The Homeward Journey of Asteroid Explorer "Hayabusa" Powered by the Ion Engines, J. Plasma Fusion Res. Vol.86, No.5 (2010), pp282–292.
- 9) S Minami: 逆電位アナライザ(RPA)の寸法,電極バイアス 電位の設定基準について,電気学会論文誌 A 基礎・材 料・共通部門誌 102(6), 1982-06, p327-334,