

マイクロ波放電型イオンエンジン  $\mu 10$  の軌道上性能劣化の原因究明及び模擬実験

## Investigation and experimental simulation of in-space performance degradation of microwave discharge ion engine

○白川 遼(神戸大)・山下 裕介・清水 裕介(東大)・神田 大樹・細田 聡  
 ・月崎 竜童(宇宙航空研究開発機構)・田川 雅人(神戸大)・西山 和孝(宇宙航空研究開発機構)

○Ryo Shirakawa (Kobe University)・Yusuke Yamashita・Yusuke Shimizu (The University of Tokyo)・Daiki Koda  
 ・Satoshi Hosoda・Ryudo Tsukizaki (JAXA)・Masahito Tagawa (Kobe University)・Kazutaka Nishiyama (JAXA)

## Abstract (概要)

In the space operation of microwave discharge ion thruster  $\mu 10$  on asteroid explorers “Hayabusa” and “Hayabusa 2”, the mass utilization efficiency was deteriorated over time. Moreover, this deterioration did not occur in endurance tests. In this study, space operation environment where grid-derived carbon contamination exists was experimentally simulated. From the results, the main cause was confirmed to be carbon contamination on the waveguide. By comparing experiment and space operation, it was indicated that experimental simulation can estimate future thruster performance.

## 記号の説明

$I_s$ : スクリーン電流  
 $\dot{m}_{Aeq}$ : 推進剤流量 (電流換算値)  
 $\eta_u$ : 推進剤利用効率

## 1. 背景

比推力が高い電気推進機は、現在地球周回衛星や探査機など、世界中で活発に利用されている。今後、更なる深宇宙の探査や超低高度領域での大気抵抗補償など、電気推進機の需要は更に高まっている。電気推進機の1つであるマイクロ波放電型イオンスラスタ  $\mu 10$  は探査機「はやぶさ」、現在運用中の「はやぶさ 2」を経て、将来ミッションである探査機「Destiny+」<sup>1)</sup>やソーラー電力セイル探査機「Okeanos」<sup>2)</sup>においても搭載が予定されている。この  $\mu 10$  のような電気推進機では、化学推進機と比べて推力が小さいため、長期的な宇宙運用における性能を保証する必要がある、様々な耐久試験が行われている<sup>3,4)</sup>。しかし、耐久試験には多くの金銭的、時間的なコストが必要である。更に現在、真空試験設備と実際の宇宙環境との違いによる影響も注目されてきている<sup>5)</sup>。この  $\mu 10$  においても、耐久試験と宇宙運用で推力の時間的な劣化に差異が確認された。例として、「はやぶさ」「はやぶさ 2」の  $\mu 10$  宇宙運用における推進剤流量—スクリーン電流値の時間履歴を図 1 (a), (b)に示す。 $\mu 10$  のイオンの加速部には静電加速を採用していることから、電圧が印加される 3 枚の加速グリッドのうち、最上流部のスクリーングリッド: 1500 V における電流値 (スクリーン電流) が推力とほぼ等価である。(他の 2 枚は上流から順に、アクセルグリッド: -350 V,

ディセルグリッド: 衛星グラウンド電位。)「はやぶさ」と「はやぶさ 2」の  $\mu 10$  宇宙運用では時間変化に伴い、スクリーン電流の極大値 (以下、最高スクリーン電流) を発生する最適作動流量 (以下、最適流量) が高流量側にシフトしていることが分かる。これは、推進剤有効利用の指標である「推進剤利用効率」の劣化を示しており、比推力の低下やミッション期間の制限要因となってしまう。推進剤利用効率の定義には、式 (1)が一般的に利用される。

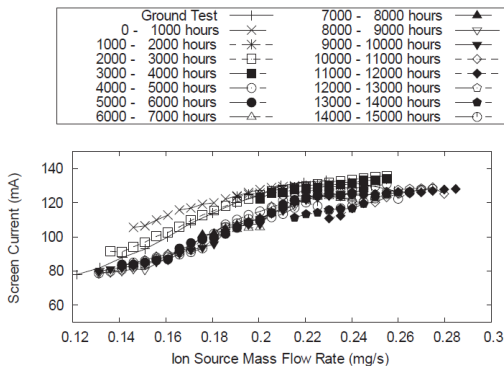
$$\eta_u = \frac{I_s}{\dot{m}_{Aeq}} \quad (1)$$

式から宇宙運用における、最適流量点での推進剤利用効率の変化を計算すると、それぞれ、「はやぶさ」では 10,000 時間以降で-12.0%、「はやぶさ 2」では 5,000 時間以降で-16.3%であった。一方、耐久試験におけるスクリーン電流の時間履歴を図 2 に示す。これより見積もった推進剤利用効率の変化は 18,000 時間で-2.3%であった。この結果から、耐久試験では推進剤利用効率の劣化を最大で約 15 %過小評価してしまう可能性が示された。

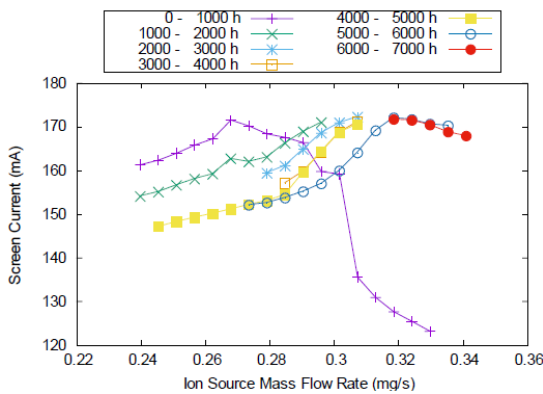
そこで、推進剤利用効率の低下について、考えられる原因は以下の 4 つである。

- (i) タンクからの推進剤ガス漏出
  - (ii) マイクロ波電力の供給ライン上の損失増加
  - (iii) アクセルグリッドの穴径拡大による  
中性粒子閉じ込め悪化
  - (iv) グリッド由来カーボンによる内部汚染
- まず、(i)の推進剤ガスの漏出について、タンクの圧力計の

異常は報告されておらず、その故障でない限り可能性は低い。また、圧力計の故障が「はやぶさ」「はやぶさ2」で2度も発生するという事は考えにくい。



(a) 「はやぶさ」搭載イオンスラスト D における平均スクリーン電流 vs 流量<sup>7)</sup>



(b) 「はやぶさ2」搭載イオンスラスト D における平均スクリーン電流 vs 流量<sup>6)</sup>

図1 宇宙運用における性能劣化

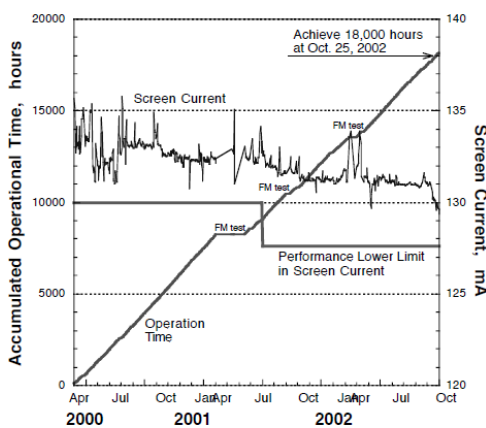


図2 PM 耐久試験<sup>4)</sup>

(ii) のマイクロ波電力の損失増加についても、通信衛星などにおいて高周波供給系の明らかな劣化は報告されていない。更に、 $\mu 10$  ではマイクロ波電力が減少した場合、最適流量はほぼ変化せず、最高スクリーン電流が減少する傾向が見

られる<sup>8)</sup>。「はやぶさ」での運用においては3mA程度の最高スクリーン電流の減少が見られ、その原因であった可能性は残る一方、「はやぶさ」「はやぶさ2」で共通で発生している最適流量の高流量シフト(推進剤利用効率の低下)とは異なった傾向であり、その原因ではないと考えられる。よって、この原因の可能性も低いと考えられる。

次に、(iii)のアクセルグリッド穴径拡大について考える。Acグリッドの穴径拡大は主に電荷交換衝突・弾性散乱衝突によって発生したイオンや中性粒子が衝突することで引き起こされる。このとき、中性粒子閉じ込めが低下し、推進剤利用効率が低下すると考えられる。そこで、Ac孔拡大による推進剤利用効率の低下量を見積もった。PM耐久試験では、2万時間経過後、最も影響が大きい場所でAc穴の直径は6%、開口面積にして11%の拡大であった<sup>9)</sup>。宇宙でも耐久試験と同レートで開口面積が拡大すると仮定し、推進剤利用効率の低下率を見積もった。変化前を $\eta_{u,1}$ 、変化後を $\eta_{u,2}$ とした場合の推進剤利用効率の変化率( $\Delta\eta_u = \eta_{u,2}/\eta_{u,1} - 1$ )を実験の結果と見積もりを比較したものを表1に示す。耐久試験では、ほぼ一致する結果が得られた。一方で、「はやぶさ」「はやぶさ2」の宇宙運用では、1オーダー程度異なる結果となった。この見積もりの結果から、推進剤利用効率の低下について、耐久試験における微小変化は説明できるが、宇宙運用における変化と比べると無視できるほど小さく、これだけでは説明できないということが確認された。また、宇宙運用と地上試験での違いの説明も困難である。

表1 Deterioration in mass utilization efficiency.

	Hayabusa	Hayabusa2	Endurance Test
Time	10,000 h -	5,000 h -	18,000 h -
$\Delta\eta_u$ in space	- 12.0 %	- 16.3 %	- 2.2 %
$\Delta\eta_u$ by enlarged Ac	- 1.0 %	- 0.5 %	- 2.3 %

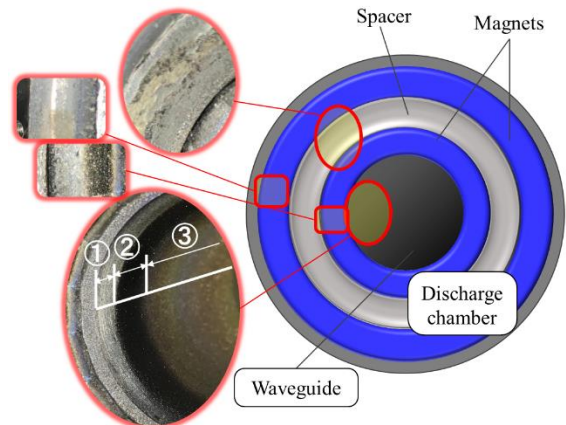


図3  $\mu 10$ PMの耐久試験後の様子

そこで、(iv)のカーボン内部汚染について考慮を行った。 $\mu 10$ の模式図とPM耐久試験で使用されたものの写真を図3に示す。写真は、グリッドを取り外した状態で下流部から $\mu 10$ を見たものである。この図から放電室のスペーサー部分

や磁石部分、導波管が大きく汚染されていることがわかる。PM 耐久試験にはビームターゲットとしてチタンが使用された。放電室スペーサー部を走査性電子顕微鏡 (SEM) で表面分析を行った結果、カーボン、チタン、クロム、鉄などの存在が検出された。カーボンについては、グリッドの材料が3枚ともカーボン複合材 (C/C 材)<sup>10)</sup> であることから、(iii)でも述べたように中性粒子やイオンの衝突によりスパッタされ、 $\mu 10$  内部に流入した可能性が高い。一方、チタン、クロム、鉄などの金属類は、加速された高エネルギーイオンがチタンのビームターゲット、及び SUS 製のチャンバに衝突し、スパッタされた金属原子が内部に流入したと考えられる。この結果から、耐久試験と宇宙運用で違いが生じた原因の1つに、チャンバ由来の金属原子類がカーボンによる性能劣化を抑制していた可能性が考えられる。そこで、本研究ではカーボンによる汚染に着目し、模擬実験を行うことで、性能劣化要因の解明や、宇宙運用の模擬、将来発生する可能性のある性能劣化予測を行った。

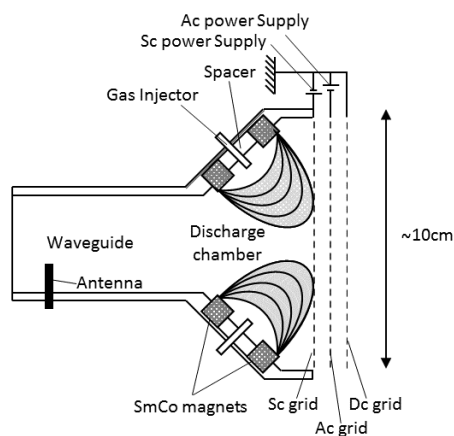


図4 Schematics of  $\mu 10$  thruster.

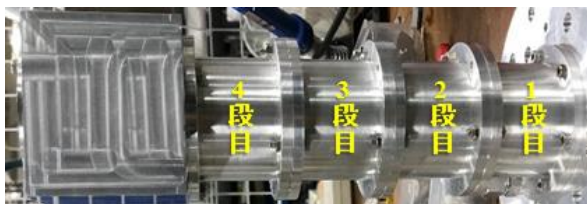


図5 Waveguide for experiment.

## 2. 実験設備・実験内容

**2.1. マイクロ波放電型イオンスラスタ  $\mu 10$**  図4に今回実験を行った  $\mu 10$  の模式図を示す。 $\mu 10$  の推力は大きく分けて、プラズマ生成・加速・中和の3つのフェーズを通して獲得される。まず、同軸ケーブルから電力が供給され、アンテナからマイクロ波が発振される。その後、マイクロ波は導波管を通して放電室へと伝搬する。放電室ではリング状の2列の SmCo 磁石による弓形ミラー磁場が形成されている。マイクロ波と磁場により電子は閉じ込められながら連続的に ECR: Electron Cyclotron Resonance により加熱される。電子は放電室へと供給された推進剤の中性粒子 (Xe) と衝突し、プラズ

マが生成される。生成されたプラズマは放電室下流部に取り付けられた、スクリーングリッド (1500 V)、アクセラグリッド (-350 V)、ディセルグリッド (グラウンド電位) の3枚のグリッドによりイオンは静電的に加速される。最後に、宇宙機全体が負に電荷し、イオンビームの逆流を防ぐため、イオン源近傍に置かれた中和器 (電子源) から電子が付与されイオンビームは中和される。

表2 Operational parameter.

Component	Value
Microwave Frequency [GHz]	4.25
Microwave Power [W]	34
Screen grid bias Voltage [V]	1500
Accelerator grid voltage [V]	-350

表3 Grids configuration.

	Screen grid	Accelerator grid
Thickness [mm]	0.8	1
Grid diameter [mm]	114	114
Apertures diameter [mm]	3.05	1.2
Number of apertures	855	855
Open area diameter [mm]	108	108
Open area fraction [%]	68.2	10.6

**2.2. 実験条件** 図4に従い実験を行った。本実験では、中和器を使用せずイオン源のみで試験を行った。また、Sc グリッド、Ac グリッドの2枚のみを使用した。「はやぶさ2」の動作条件と合わせることを目的に、イオン源の動作条件を表2、グリッド諸元を表3のようにした。マイクロ波電力は進行波電力が 34 W で固定となるよう調整を行った。推進剤はマスフローコントローラ (MFC) により制御し、放電室より導入を行った。放電室は、磁場配置が「はやぶさ2」と同様のものを使用した。今回の実験で使用した導波管を図5に示す。この導波管は実験に便利なよう分解可能となっている。円筒形の各パーツは長さが 45 mm で、マイクロ波の管内波長の 1/4 の 45 mm である。実験設備は JAXA 相模原キャンパス内にあるイオンスラスタ実験用真空チャンバにおいて実施した。この真空チャンバは直径 0.8 m、全長 1.8 m である。ロータリーポンプとターボ分子ポンプにより粗引きの後、排気速度が 5,000 L/s のクライオポンプ2台により最大でも  $5.0 \times 10^{-3}$  Pa 以下に保たれている。

**2.3. 導波管汚染量の見積及びカーボン付着法** 宇宙運用に近い状態で模擬実験を行うためには事前にカーボンの堆積量を推定しておくことが重要である。また、軸方向に長い形状をしている  $\mu 10$  では特に堆積量の勾配の影響もあることが考えられる。今回の見積もりは、放電室部、及び導波管部を対象とした。カーボンの内部流入に最も寄与しているのは、アクセラグリッド由来のカーボンであると考えられる。 $\mu 10$  EM (Engineering Model) を使用した耐久試験では、アクセラグリッドの質量は時間経過に伴いほぼ線形に減少してい

た<sup>12)</sup>。そこで、18,000時間までの計6点のグリッド質量測定結果のデータから近似直線を求め、運転5,000時間後における質量減少量を見積もると、約0.17gであった。耐久試験中は、スパッタ以外にも他のグリッドから発生するカーボンが再堆積され、質量増加も同時に発生すると考えられるため、0.17gがスパッタ量であると考え、実際よりも過小評価してしまう可能性が挙げられる。JIEDI (JAXA's Ion Engine Development Initiative) ツールによる計算結果では、再堆積の考慮を行わない場合、スパッタ量を平均して約69%も過小評価してしまうことが示唆されている<sup>11)</sup>。よって、スパッタ量を補正し、その半分の0.26gに、スクリーングリッド開口率をかけたものが内部に流入すると考えた。その質量がスクリーングリッド面に面密度 $\sigma$ で一様に分布しており、そこからカーボンが等方的に拡散するとした場合の導波管壁面への堆積量 $m_{dep}$ は式(2)で表される。

$$m_{dep} = \iint_{S_2} \iint_{S_1} \frac{\sigma}{4\pi l^2} dS_1 dS_2 \quad (2)$$

$\sigma$ : 面密度,  $dS_1$ : グリッド面上の微小面積,  $dS_2$ : 導波管面上の微小面積,  $l$ :  $dS_1$ と $dS_2$ の距離

この式から、宇宙運用におけるカーボン堆積レートと5,000時間後の堆積量を見積もると、放電室部における堆積量は177mg、堆積レートにして9.25Å/hであった。導波管部の見積もり結果は図6である。図中の1st-4thは図5の導波管パーツの放電室側から数えて1-4段目の位置と対応させている。堆積量は0.97-9.90mg、堆積レートにして0.14-1.41Å/hとなった。

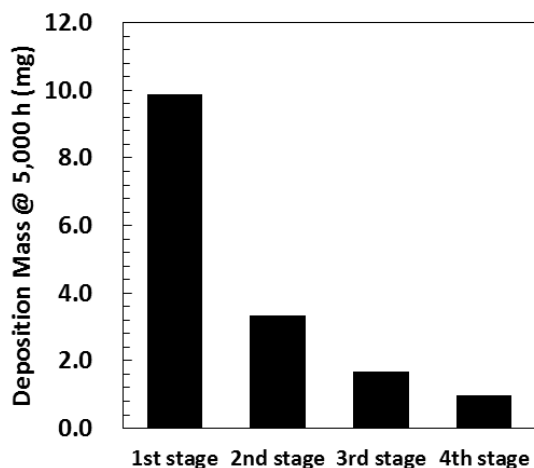


図6 宇宙運用におけるカーボン堆積レートと5,000時間後の堆積量の見積もり

本研究では内部汚染を簡易的に模擬し、実験を行うことを目的に、グラファイトスプレーを使用して放電室部、導波管部へのカーボンの付着を行っている。放電室部の汚染実験を行う際は、図4の磁石、スペーサー等を含む放電室の内部全

体に付着させた。また、導波管部の汚染実験を行う際は、図5の導波管パーツは45mmの部品間で付着量を変化させることはあるが、各部品の内表面中では均一とした。スプレーに含まれる有機溶剤がデータに影響を及ぼす可能性があるため、十分なベーキングを行ったり、2ヶ月程度の期間を空けてデータ再取得を行ったりすることで再現性を確保した。カーボン付着量は、付着前後の質量を電子天秤により測定し質量増加量から求めた。

### 3. 内部汚染模擬実験の結果と考察

**3.1. 放電室汚染実験** 放電室はプラズマに暴露されているため、カーボンの堆積とスパッタリングが同時に起こっていると考えられ、正確な汚染量の見積もりは困難である。そこで、まずは全体にカーボンを付着させ、定性的な性能変化に注目した。マイクロ波電力を通常の34Wに固定した状態での流量-スクリーン電流特性の結果を図7に示す。これより、最適流量はシフトせず、最高スクリーン電流が11mA減少するという傾向が見られた。これは、意図的にマイクロ波の供給電力を絞った場合に発生する傾向と近い<sup>8)</sup>。そこで、汚染なしの状態のマイクロ波電力が29Wの場合と比較したものを図7の白丸の緑線に示す。その結果、ほぼ同じ流量-スクリーン電流特性が得られることが確認された。これらの結果から、放電室部のカーボンが5W (= 34W - 29W) 分のマイクロ波電力を吸収している可能性が高いと考えられる。このカーボン電力吸収は直流で発生するオーム損失と同等の現象である。今回の実験で汚染した放電室部は、プラズマが生成を担う部分であることから、電力吸収の影響が性能に直接的に反映されたと考えられる。

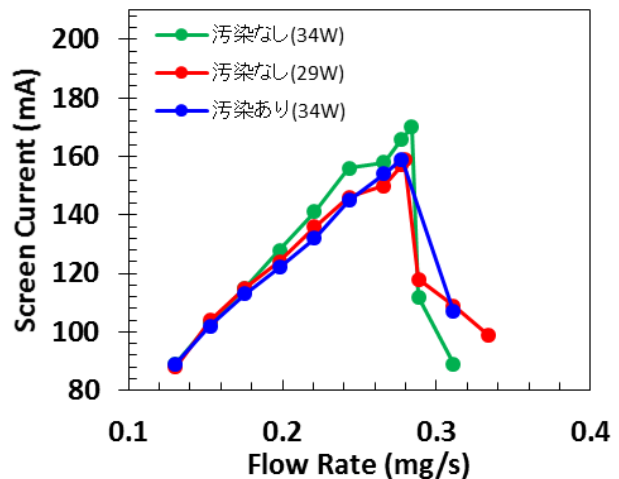


図7 放電室汚染実験における性能曲線

宇宙運用の結果と比較すると、最高スクリーン電流の変化に関して、図1(a)の「はやぶさ」では10,000時間で7mA程度の減少が見られていたが、今回模擬した図1(b)の「はやぶさ2」では変化していない。そこで、実験前後での放電室部の状態を確認したところ、特に磁石部ではプラズマスパッタの影響で付着させたカーボンが一部剥がれ落ちていた。図3

の  $\mu 10\text{PM}$  では磁石部とスペーサー部にプラズマスパッタの痕跡が見られ同傾向が見られた。「はやぶさ2」における宇宙運用や、耐久試験では今回のようにカーボンが一気には付着せず、堆積と同時にスパッタが起こると考えられる。そのため、カーボン汚染の影響が緩和されていたと予想される。今回の実験とは別に100時間運転し、性能の回復を確認したところ、最高スクリーン電流は9mA上昇し、汚染のない状態との差は2mAとなり、ほぼ元の性能まで回復した。この結果から、実運用において放電室のカーボン汚染は主要な問題とならないことが示唆された。また、この実験で発生した性能変化は最高スクリーン電流の低下であり、図1(a),(b)で発生していた最適流量点の高流量側シフトとは異なる傾向であった。そこで、次に導波管部におけるカーボン汚染の模擬実験を実施した。

**3.2. 導波管汚染実験及び汚染箇所の依存性** 次に、導波管部に対してカーボンの付着を行う。この実験では、導波管パーツの1つのみにカーボンを付着させ、その位置を放電室側から1-4段目に変更し、それぞれで流量-スクリーン電流特性を取得した。実験に使用した導波管パーツのカーボン付着量は8.3mgである。実験結果を図8に示す。放電室側から1-3段目に汚染パーツがある場合では最高スクリーン電流はほぼ変化しなかったが、最適流量は高流量側にシフトした。この傾向は、図1の宇宙運用で見られた変化に近いといえる。その中でも、最も敏感な変化を示したのは2段目であった。一方で、4段目に関しては最高スクリーン電流、最適流量ともにほとんど変化は現れなかった。

この結果をもとに、宇宙運用と耐久試験で差異が生じた原因を考察する。金属原子の堆積レートを、EM耐久試験において $\mu 10$ 下流のQCM(Quartz Crystal Microbalance)で測定した堆積レート<sup>3)</sup>にアクセルグリッド開口率をかけて見積ると約 $0.4 \text{ \AA/h}$ となり、図6の導波管部と比較するとカーボンと同s程度になっている。次に、再び図3の $\mu 10\text{PM}$ の導波管部に注目する。導波管内部には色の勾配が観察される。導波管と放電室の境界を0mmとして0-10mmの範囲(図中①)では明るい金属色となっており、表面が清浄に保たれている。これはシースで加速されるプラズマ中のイオンによってスパッタされ、導波管部品の本来の金属色が見えていると考えられる。10mm-25mmまでの範囲(図中②)は黒く、なめらかな表面となっている。色から判断するとカーボンの付着が予想される。そして25mmより奥の範囲(図中③)は暗めの金属色かつ少し粗い表面となっている。これはチャンパー由来の金属原子が堆積されていると予想される。この範囲ではカーボンは存在するものの、金属原子の堆積量が上回り、コーティングされている可能性がある。カーボンの方が放電室側で多く堆積される理由には、カーボンはグリッド面上で拡散する一方、金属原子は3枚のグリッドでコリメートされ、発散角が小さいことが関係していると考えられる。模擬実験で、最もカーボン汚染に対して敏感であったのは2段目で、③の範囲にあたる。よって、耐久試験ではその部分のカーボンは金属原子に覆われてしまっていたことが予想さ

れる。これらの考察から、地上試験にて推進剤利用効率の低下が発生しなかった理由は、金属原子のコーティングによるものである可能性が高いと考えられる。

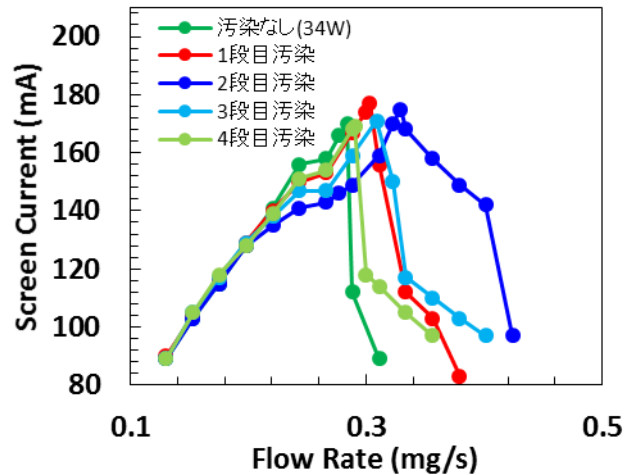


図8 導波管部の汚染時の流量-スクリーン電流特性及び汚染箇所の依存性

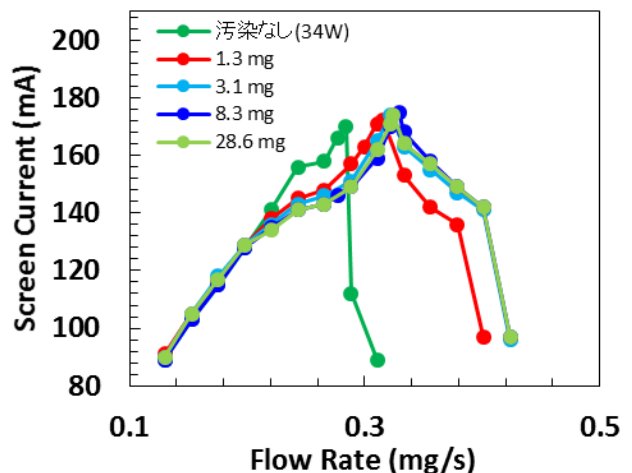


図9 導波管部の汚染時の流量-スクリーン電流特性及び汚染量の依存性

**3.3. 導波管汚染実験及び汚染量の依存性** 引き続き、カーボン汚染に対して最も影響が顕著であった放電室から2段目の導波管部品に対して、カーボンの付着量を0.0, 1.3, 3.1, 8.3, 28.6 mgと変更しながらデータ取得を行った。流量-スクリーン電流特性の結果を図9に示す。その結果、付着量に対する感度はほぼ無く、3.1 mg以上のカーボン付着量ではそれ以上の最適流量の高流量シフトは見られなくなった。この結果から、カーボン汚染によって起こる変化には上限が存在するということが分かった。更に、この上限が存在するという事実からもこの高流量シフトは単なるカーボンの電力吸収で起きるものではないと考えられる。2節でも述べたように、放電室内で電子は上流側と下流側の2列のSmCo磁石によるミラー磁場で閉じ込められ、連続的にECR共鳴条件を満たす領域(ECR領域)を通過することで加熱され、プラズマの生成に寄与する。一方、導波管内部においても、上流磁

石から分岐する磁力線が伸びており、導波管表面のシースとの間で電子が閉じ込められ、プラズマ生成が行われていると考えられている。カーボンの存在により性能劣化が引き起こされる原因としては、カーボンが持つ抵抗値によって、付着部の表面電位が、プラズマ電位と同程度まで上昇し、電子の閉じ込めが悪化、後にプラズマ生成量が減少することで引き起こされていると考えている。詳細については更に今後明らかにしていく必要がある。

**3.4. はやぶさ 2 運用の模擬実験** 導波管汚染による性能変化が宇宙運用で見られる性能劣化の傾向と近い事が分かったため、次に「はやぶさ 2」の宇宙運用をより忠実に再現した。放電室の汚染の模擬に関しては、3.1 節で述べたように実際の運用には影響がないと考えられることから、導波管の汚染のみ模擬を行った。3.3 節でカーボンの影響が現れた放電室側から 1,2,3 段目に、3.3 節の実験で使用した 8.3,3.1, 1.3 mg のカーボンが付着させたパーツをそれぞれ設置した。この付着量 (Exp. 1 とする) と図 6 で見積もった堆積レートから算出した運用 5,000 時間のカーボン汚染量 (Est. 5,000 h とする) の比較を図 10 に示す。これを見ると、今回の実験のカーボン付着量はほぼ運用 5,000 時間を模擬したものとなっている。その導波管を使用して流量-スクリーン電流特性を取得した結果を図 11 の Exp. 1 に示す。2 段目のみを汚染した場合と比較して更に高流量側にシフトした。この流量シフトにより発生した推進剤利用効率低下は 16.0% であった。表 1 のように、「はやぶさ 2」における 5,000 時間以降の推進剤利用効率低下は 16.3% でありほぼ一致する結果となった。この結果は、図 8 の 1 段目のみにカーボンが付着させた結果とは異なるため、少なくとも放電室から 2 段目までのカーボンの付着は性能変化に影響を及ぼしていると考えられる。一方で、3 段目が影響を及ぼしているかはそのままでは不明である。よって確認のため、3 段目へのカーボン付着パーツ使用の有無を変更して比較した。その結果、変化は現れず、5,000 時間模擬の状態では、1, 2 段目のみの影響が発生していたと考えられる。

図 9 ではカーボンの付着量による性能劣化には上限があることか分かったため、1-3 段目を全て汚染した場合には、「はやぶさ 2」における最大の性能劣化が確認できると予想される。また、先程の Exp. 1 の実験結果からは、放電室から 3 段目のパーツは性能劣化に影響を及ぼしていないことが示唆された。このことから、1,2,3 段目にカーボン付着量の多い、28.6, 8.3, 3.1 mg のパーツをそれぞれ設置した (全て 3.3 節の実験で使用したもの)。Exp. 1 と同様に図 10 にその付着量 (Exp. 2 とする) と運用 14,000 時間の見積もり量 (Est. 14,000 h とする) と並べて示すと、今回の実験のカーボン付着量はほぼ運用 14,000 時間を模擬したものとなっている。その導波管を使用して流量-スクリーン電流特性を取得した結果を

図 11 の Exp. 2 に示す。Exp. 1 よりも更に高流量側にシフトし、これによる推進剤利用効率の低下は 20.8% であった。この結果から、これが「はやぶさ 2」における最終的な推進

剤利用効率の減少量となることが予想される。

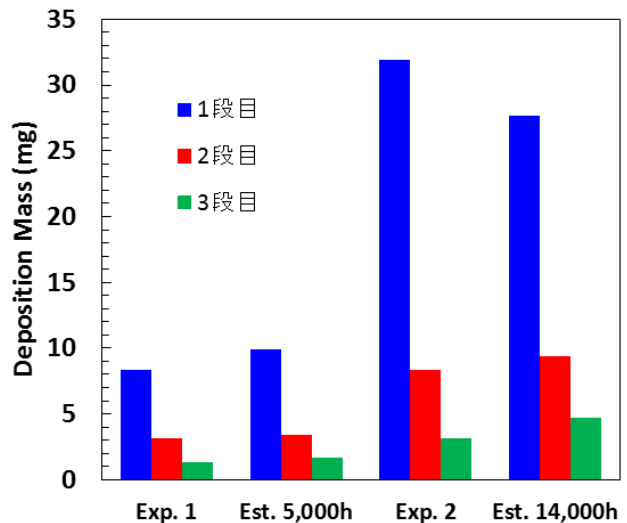


図 10 実験条件とカーボン堆積見積もり量

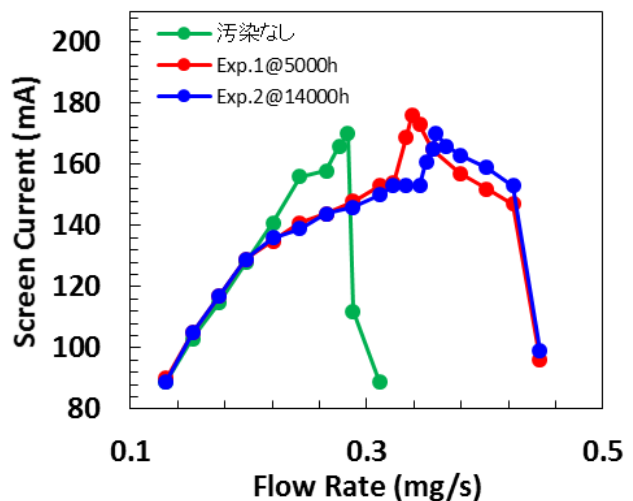


図 11 「はやぶさ 2」運用模擬実験との比

**3.5. 将来ミッションにおける性能変化予測** 次期ミッションである「Destiny+」<sup>1)</sup>では、推力増強の要求から新型磁気回路の使用が現在提案されている。図 4 に示した「はやぶさ 2」用の磁気回路では全ての磁石が  $\mu 10$  の中心軸に対して  $45^\circ$  の傾きとなっていたのに対し、新型磁気回路では全ての磁石が  $\mu 10$  の中心軸に平行方向となっている<sup>13)</sup>。この新型磁気回路では、現状最高性能の 200 mA 級が達成可能である。この磁気回路を使用した状態で、3.4 節の「はやぶさ 2」と同様、図 10 に示す導波管付着量における実験 (Exp. 1: 5,000 時間, Exp. 2: 14,000 時間後の最終劣化状態) を行った。実験セッティングは、表 2、表 3 と基本的に同様であり、磁気回路には新型、スクリーングリッドには厚さが 0.5 mm のものを使用した。取得した流量-スクリーン電流特性を図 12 に示す。この結果から、5,000 時間後における推進剤利用効率低下は 12.5%、14,000 時間後では、14.8% であった。「はやぶさ 2」

用磁気回路の模擬実験との比較を表 4 に示す。「はやぶさ 2」用では最大で 20.8 % の推進剤利用効率の減少が生じることが示唆されたが、新型では最大でも 14.8 % の減少となり、カーボン汚染に対して耐性が高いという結果が得られた。新型磁気回路では、磁石の向きが  $\mu 10$  の中心軸に平行であることで性能劣化の要因と考えられる上流側の磁石から波管内に侵入する磁力線の本数が減少し、結果として性能劣化が緩和されたと考えられる。従って、新型磁気回路は推力・汚染耐性の両方の観点において、「はやぶさ 2」用の磁気回路に対する優位性が示された。

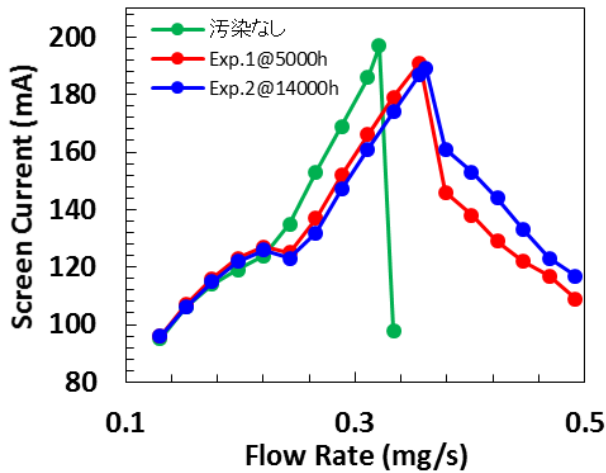


図 12 新型磁気回路による将来運用模擬実験

表 4 Comparison of Mass utilization efficiency changes by carbon contamination.

	5000h	14000h (final)
“Hayabusa2” model	- 16.0 %	- 20.8 %
New model	- 12.5 %	- 14.8 %

#### 4. 結 論

本研究では、マイクロ波放電式イオンスラスタ  $\mu 10$  の「はやぶさ」及び「はやぶさ 2」における宇宙運用で発生した時間変化に伴う推進剤利用効率の低下について、その原因究明を目的に模擬実験を実施した。その結果、運用で見られている最適流量の高流量側への平行移動、またそれによる推進剤利用効率の低下は、導波管部がカーボンで汚染されることで引き起こされることが確認された。よって、実運用でもグリッド由来のカーボンが影響を及ぼしている可能性が高いと考えられる。また、耐久試験にて性能劣化が緩和されていた原因に、チャンバ由来の金属原子がカーボンと同時に堆積されていることが考えられる。「はやぶさ 2」の実運用を模擬した実験では、推進剤利用効率の劣化量が運用とほぼ一致した。これより、模擬実験により将来引き起こされる性能劣化を推定できることが示唆された。

#### 4. 参 考 文 献

1) Nishiyama, K., Kawakatsu, Y., Toyota, H., Funase, R., Arai, T., DESTINY+: A Mission Proposal for Technology Demonstration and Exploration of Asteroid 3200 Phaethon,

31st International Symposium on Space Technology and Science (2017).  
 2) Okada, T., Kebukawa, Y., Aoki, J., Matsumoto, J., Yano, H., Iwata, T., Mori, O., Bibring, J.-P., S., Ulamec, Jaumann, R.: Science exploration and instrumentation of the OKEANOS mission to a Jupiter Trojan asteroid using the solar power sail, *Planetary and Space Science*. 161 (2018), pp. 99–106.  
 3) 西山和孝, 船木一幸, 國中均, 都木恭一郎: MUSES-C/IES/EM 耐久試験におけるコンタミ計測, 平成 11 年度宇宙輸送シンポジウム講演集  
 4) Kuninaka, H., Nishiyama, K., Shimizu Y., Toki, K.: Flight Status of Cathode-Less Microwave Discharge Ion Engines Onboard HAYABUSA Asteroid Explorer, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.  
 5) Nakayama, Y.: Three-dimensional Vector Measurement of EP Propellant Flow within a Vacuum Chamber, IEPC-2019-374  
 6) 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, *Acta Astronautica*. 166 (2020) pp. 69–77.  
 7) Nishiyama, K., Kuninaka, H.: Discussion on Performance History and Operations of Hayabusa Ion Engines, *AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*. 10 (2012) Tb\_1-Tb\_8.  
 8) R. Tsukizaki, H. Koizumi, S. Hosoda, K. Nishiyama, H. Kuninaka, Improvement of the Thrust Force of the ECR Ion Thruster  $\mu 10$ , *AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*. 8 (2010) Pb\_67-Pb\_72.  
 9) Nishiyama, K., Kuninaka, H.: Discussion on Performance History and Operations of Hayabusa Ion Engines, *AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*. 10 (2012) Tb\_1-Tb\_8.  
 10) Funaki, I., Kuninaka, H., Toki, K., Shimizu, Y., and Nishiyama, K.: Verification Tests of Carbon-Carbon Composite Grids for Microwave Discharge Ion Thruster, *J. Propul. Power*, 18 (2002), pp. 169–177.  
 11) JIEDI Tool: Numerical Life Qualification Tool for Ion Engine Optics  
 12) Nakano, Y. Kajimura, I. Funaki, JIEDI Tool: Numerical Life Qualification Tool for Ion Engine Optics, *AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*. 10 (2012) Pb\_85-Pb\_90.  
 13) I. Funaki, M. Nakano, Y. Kajimura, T. Miyasaka, Y. Nakayama, T. Hyakutake, M. Wada, T. Kenmotsu, T. Muramoto, H. Kuninaka, I. Shinohara, A Numerical Tool for Lifetime Evaluation of Ion Thruster’s Ion Optics, in: 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, San Diego, California, 2011.  
 14) Y. Yamashita, Y. Tani, R. Tsukizaki, K. Daiki, K. Nishiyama, H. Kuninaka, Numerical study of microwave discharge ion thruster  $\mu 10$ , *Th International Electric Propulsion Conference*. (2019) 6.