

推力向上型マイクロ波放電型イオンエンジン $\mu 10$ における 軌道上性能劣化の模擬実験方法の検討

Experimental simulation of performance deterioration during space operation for thrust-enhanced microwave discharge ion thruster

○服部 華奈, 山下 裕介 (東大・院), 白川 遼 (神戸大・院)
細田 聡史, 月崎 竜童, 西山 和孝 (宇宙航空研究開発機構)

○Kana Hattori · Yusuke Yamashita (The University of Tokyo) · Ryo Shirakawa (Kobe University)
Satoshi Hosoda · Ryudo Tsukizaki · Kazutaka Nishiyama (JAXA)

Abstract (概要)

In space operation of the microwave discharge ion thruster $\mu 10$ on Japanese asteroid explorers Hayabusa and Hayabusa2, the performance degradation was observed. This is suggested to be due to the grid-derived internal carbon contamination. Similar deterioration is expected in the thrust-enhanced type for the Phaethon fly-by mission DESTINY⁺. To predict the performance degradation, simulated experiment of carbon contamination is demonstrated on the ground test. However, the enhanced type exhibits hysteresis of ion beam current in the sweep direction of the propellant flow rate. When a high voltage breakdown occurs, the ion beam current cannot return to the normal state due to the hysteresis. This paper reports the present status of the simulated experiment including a new ground support equipment for enhanced model.

1. はじめに

長時間作動を特徴としている、マイクロ波放電型イオンエンジン $\mu 10$ では、はやぶさ・はやぶさ2宇宙運用において、時間経過に伴う推進剤利用率低下が確認されている¹⁾²⁾。これは、白川らにより、アクセルグリッドにイオンが衝突することによるカーボンの内部汚染が原因だと示唆された³⁾。白川らははやぶさ2の汚染傾向を元に、カーボンスプレーを用いて導波管の汚染状況を簡易的に模擬した。しかし、カーボンスプレーにはカーボン以外にもバインダー等の成分が含まれており、軌道上で発生するグリッド由来の汚染物質とは成分が異なること、また汚染物質の付着位置の差の理由により、汚染傾向と性能劣化を正確に評価するにはより軌道上の汚染状態に近い詳細な模擬実験が必要である。さらに、同様の現象がDESTINY⁺に向けた推力向上型でも予想されるため、推力向上型でも汚染模擬実験を実施することを検討している。しかし推力向上型は、推進剤流量の掃引方向に推力のヒステリシスが存在するため、高圧絶縁破壊発生後に高圧を再印可するだけでは正常な加速状態に復帰できない。本稿では、ヒステリシス対応の復帰機能の地上試験装置への追加を含む汚染模擬実験の準備状況について報告する。

2. 推力向上型 $\mu 10$ の汚染模擬実験

2.1 初期性能取得実験及び結果

まず、初期性能を取得する目的で、汚染されていない推力向上型 $\mu 10$ を真空チャンバ内でビーム加速運転を行った。推力向上型 $\mu 10$ は、谷らによって考案された、放電室内磁石配置とグリッドシステムを変更したモデル⁴⁾である。図1に推力向上型 $\mu 10$ の概略図を示す。従来型では、放電室内の磁石の磁化方向は中心軸に対して 45° の角度に向けられているが、推力向上型では、下流側磁石の磁化方向が中心軸に対し平行に配置される。また、推力向上型では、アクセルグリッドの外周部孔径が従来型より小さくなっている。推力向上型 $\mu 10$ はこれらの変更に伴うプラズマ生成領域の拡大により最大ビーム電流値が向上し、中性粒子の閉じ込めを良くし、要求された比推力約3000 sを達成した。

本実験では、さらにフライトに向け微修正を行ったモデルを用いた。アクセルグリッドは損耗の無いものを使用した。グリッドの諸元を表1に示す。また、スラスタ構成部品は全て汚染の無い状態で行った。

このスラスタを用いて、推進剤流量を変化させながらビーム加速運転させ、Sc電流とAc電流の変化を記録した。得られた性能曲線を図2に示す。

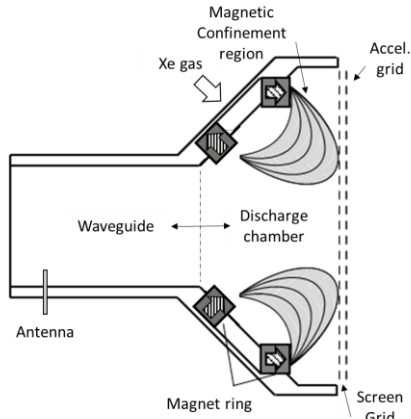


図1 推力向上型 $\mu 10$ 概略図

表1 グリッドシステム諸元

	Sc	Ac
厚さ, mm	0.5	1.0
孔径, Mm	3.05	1.2
		1.4
孔数	855	218($\Phi 1.2$)
		637($\Phi 1.4$)

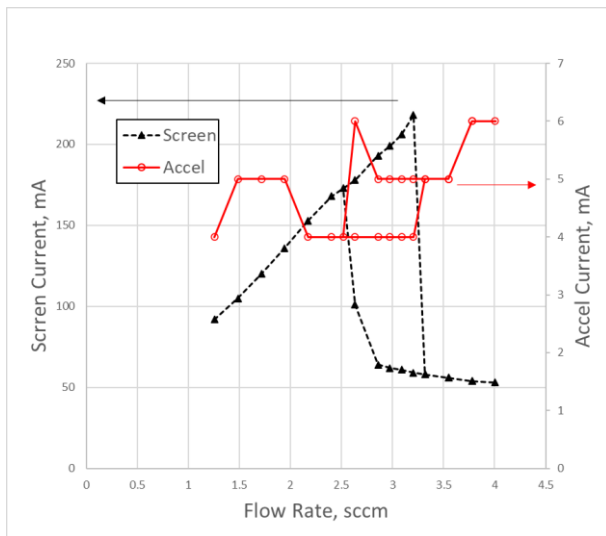


図2 推力向上型 $\mu 10$ 初期性能

図2より、最高 Sc 電流は 200 mA を超えた。従来型は 180 mA 級であったため、比較すると約 20mA Sc 電流値が向上していることがわかった。また、最適流量近傍の Ac 電流は 4~5mA となった。通常アクセルグリッド長時間使用後の値は 1~2mA であり、比較すると大きい値となった。これはアクセルグリッド長時間使用後の損耗による差だと言える。

2.2 ヒステリシスに対応した地上試験装置 (GSE)

推力向上型 $\mu 10$ では、ビーム加速運転中、高電圧破壊及び最適流量のシフトが起こると低電流モードへ遷移してしまうことがわかっている(図3)。

フライト前には、主流ビームイオンによるアクセルグリッド損耗を軽減させるため、グリッドのエージング作業を行う。エージングは最適流量近傍で 100 時間級の長時間連続運転をするため、低電流モードへ遷移してしまった場合、高電流モードへ回復させる必要がある。したがって、100 時間級の運転を行うにはこのビーム電流ヒステリシス回復に対応した地上試験装置が必要である。現在自動的なヒステリシス回復方法について考案している。

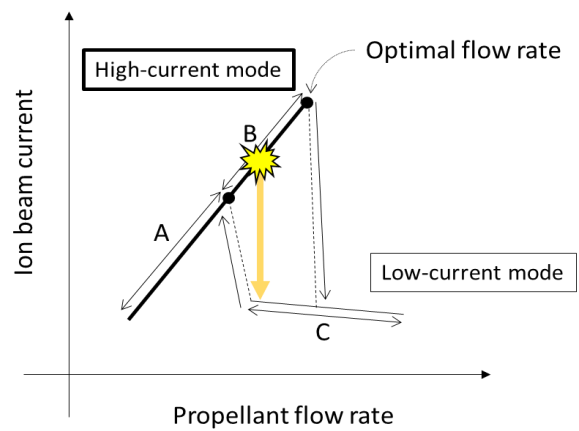


図3 推力向上型 $\mu 10$ 性能曲線概形

2.3 軌道上グリッド損耗再現実験

軌道での損耗を地上で精密に評価するには、損耗の原因となる弾性散乱イオン及び電荷交換 (CEX)イオンによるグリッド損耗を再現する必要がある。長時間運転後には主流ビームイオンによる直撃が低減し、弾性散乱イオン及び CEX イオンによる損耗が顕著になるので、地上では短時間で、軌道上で起こる汚染状態を模擬させることが必要になる。アクセルグリッドの損耗を加速させる実験は簡易的に佐鳥ら⁵⁾によって行われているが、本研究では、損耗が実際にどの程度損耗加速できるのか検証した。

スラスタにはアクセルグリッドのみ取り付け、ビーム加速状態と近いプラズマ環境に晒し、Ac 電流を計測した。通常運転時、Ac 電圧は-350V である。運用中、アクセルグリッドのパレル部に衝突する電荷交換イオンを想定し、本実験でも Ac 電圧を-350V とした。また、衝突するイオンのイオンエネルギーのばらつきを考慮し、Ac 電圧-300V、-400V でも実験を行った。図4に計測した Ac 電流の値を示す。

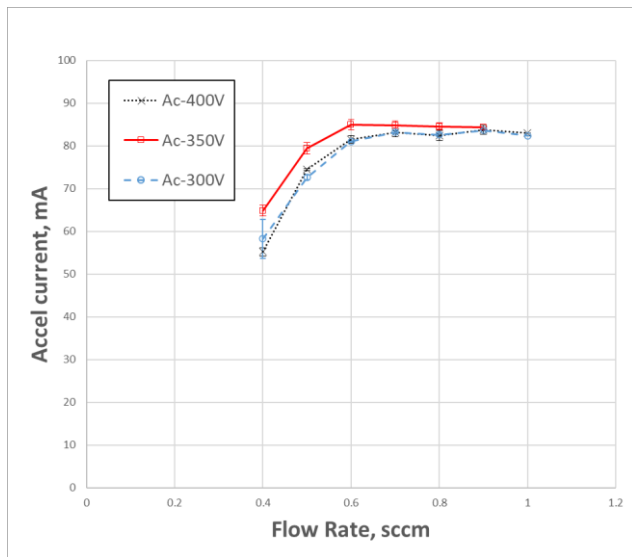


図4 アクセル電流(縦軸)vs 推進剤流量(横軸)

図4より、非加速時における最適流量を見積もった値である0.6~0.8 sccmで最高Ac電流が約85mAとなった。これより損耗加速倍率は約40倍となり、これは文献値より小さい結果となったが、数千~数万時間から100時間級への運転時間短縮は可能であると言える。

また、Ac電圧を変えても、最高Ac電流値に大きな変化は見られなかった。これより、衝突イオンエネルギーのばらつきが損耗加速倍率に与える影響は小さいとわかった。衝突イオンエネルギーの正確な評価はイオンエンジングリッド損耗解析ツールJIEDIを用いて今後詳しく検討していく。

3. 結論と今後の展望

推力向上型 $\mu 10$ の詳細な性能取得において、軌道上汚染の詳細な模擬は必要である。本稿では、まず推力向上型 $\mu 10$ の初期性能を示した。そして、推力向上型には推力のヒステリシスが存在し、長時間連続運転にはヒステリシス復帰機能を搭載した地上試験装置が必要である。また、軌道上汚染の地上試験方法としてグリッド損耗加速実験方法を提案し、実現可能性が高いことを示した。今後の展望としては、ヒステリシス復帰機能を追加した地上試験装置を実装し、エージング作業を実施することと、実際にグリッド損耗加速実験を行い、内部汚染の詳細な調査を行う。

4. 謝辞

本研究は、宇宙航空研究開発機構(JAXA)の先端加工技術グループの技術支援を頂くことで、進めることができます。この場をお借りして感謝申し上げますとともに今後ともご支援お願いいたします。

参考文献

- 1) K. Nishiyama, S. Hosoda, R. Tsukizaki, H. Kuninaka, In-flight operation of the Hayabusa2 ion engine system on its way to rendezvous with asteroid 162173 Ryugu, Acta Astronautica. 166 (2020) 69–77.
- 2) K. Nishiyama, H. Kuninaka: Discussion on Performance History and Operations of Hayabusa Ion Engines, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN. 10 (2012) Tb1 – Tb8.
- 3) R. Shirakawa, Y. Yamashita, D. Koda, R. Tsukizaki, Y. Shimizu, M. Tagawa, and K. Nishiyama, Acta 32 Astronaut. 174, 367 (2020).
- 4) Y. Tani, R. Tsukizaki, D. Koda, K. Nishiyama, and H. Kuninaka, Performance improvement of the $\mu 10$ microwave discharge ion thruster by expansion of the plasma production volume Acta Astronaut. 157, 425 (2019).
- 5) 佐鳥新, 國中均: カーボングリッドを用いたイオンエンジン放電室内汚染(コンタミネーション), 日本航空宇宙学会誌, 46, 538 (1998)