

マイクロ波放電式中和器の電流制御に関する研究

Study on Current Control of Microwave Discharge Neutralizer

○濃野歩・森下貴都(東大)・細田聡史・月崎竜童・西山和孝(宇宙航空研究開発機構)

○Ayumu Nono・Takato Morishita(The University of Tokyo)・Satoshi Hosoda・Ryudo Tsukizaki・Kazutaka Nishiyama (JAXA)

Abstract (概要)

The ion engine onboard Hayabusa2, launched on December 3, 2014, consists of an ion source that emits ions and a neutralizer that emits electrons. During the development of Hayabusa, long-endurance tests of 18,000 hours (EM thruster) and 20,000 hours (PM thruster) were conducted by combining the two components, and the endurance test of the neutralizer alone is still ongoing after more than 72,600 hours. However, it is considered that these long-duration ground tests cannot fully reproduce the aging of the neutralizer voltage and accel current observed in the orbit of Hayabusa and Hayabusa2. In this paper, we report on the results of the coupling test with the ion source, in which the ground test system of the thruster is set as floating potential, and the conductive surface distribution is changed assuming the sputtering loss of the surface around the thruster.

可能性を視野にいれ、今まで十分に行われてこなかった、イオン源と中和器を同時に作動させるカップリング試験を行った。

1. 背景

2014年12月に打ち上げられたはやぶさ2に搭載されているマイクロ波放電式イオンエンジンは、大きく分けてイオン源と中和器の2つの機構から構成されている。イオン源は、電子サイクロトロン共鳴 ECR によって励起された電子が中性ガスに衝突することによって生成されたイオンを高速噴射する機構であり、中和器は電子を放出することでイオン放出に伴う宇宙機の帯電を防ぐための機構である。はやぶさ初号機・はやぶさ2では適切に電子が放出されるように、中和器は宇宙機に対して電氣的に負にバイアスされており、そのバイアスに必要な電圧値は中和器の性能を定量評価するための重要な指標として用いられることが多い^{[1][2]}。

これまで、中和器に関する種々の実験および測定が多数行われ、また、はやぶさ初号機とはやぶさ2において宇宙空間での実運用による知見も併せて得られており、中和器に関するプラズマ現象の解明が進んでいる^{[3][4]}。一方で、はやぶさ2の実機運用にて得られた未解明な現象として、中和器バイアス電源(以下、中和器電源)の急激な電圧上昇が報告されている^[5]。地上での耐久試験では中和器は6万時間を超えて正常に動作している一方で、この電圧上昇現象は6600時間程度で確認されていることから、中和器の経年劣化によるものとは考えにくい。本研究では、軌道上で見られた急激な中和器電源電圧上昇を地上試験にて再現し、現象の説明を試みることを目的とする。特に、中和器単体の問題ではなく、中和器電流制御方式を含めた系全体が関与している

2. 手法

2.1 軌道上での電流制御

はやぶさ2の中和器電流はイオン電流よりも3mA大きく放出するように中和器にバイアスされる電圧が制御されている。この余剰3mAは衛星機体に回収されることで電流収支状況は適切に維持されている。そのため、機体には導電性を担保するためにITOと呼ばれる導電性被膜がスラスト近傍に貼付されている。

イオンエンジンの作動時には電荷交換反応によって生じたCEXイオンによるスパッタリング現象が起こる^[6]。本研究では導電性被膜ITOがスパッタリングによって劣化することで機体の導電性を担保できなくなることが、中和器電圧上昇に影響している可能性を想定した。

2.2 地上試験

機体の導電性の有無、つまり、余剰電流の回収の可否が中和器電圧上昇に影響していることを調査するために地上試験を行った。系全体はチャンバに対して浮遊している状態と接地している状態の両方が可能である(図1)。さらに、IESプレートおよび上部シールドにはコレクタと呼ばれる導電性テープを貼り付けそれらを系から付け外しすることで、実機における導電性被膜ITOが機能している状態と劣化して導電性を担保できなくなった状態をそれぞれ再現した。コレクタは全部で18枚貼り付け、IESプレートに6枚、上部シールドに12枚をそれぞれ中和器からの距離が異なる場所

に貼り付けた(図 2). 測定項目は中和器電位および、プラズマ電位である。プラズマ電位はエミッシブプローブにて、イオン源中心軸上ディセルグリッド下流距離 15cm にて空間電位を測定した。

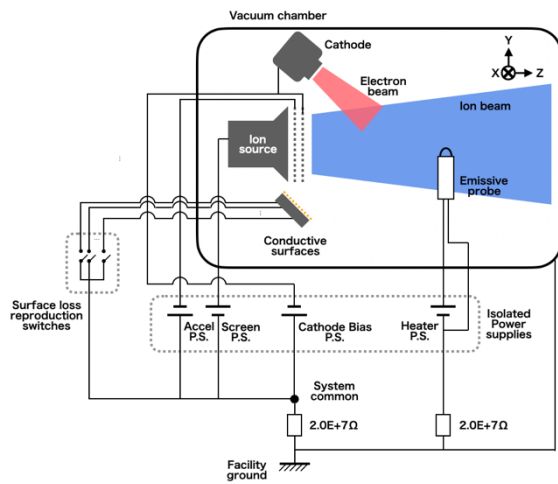


図 1 回路図

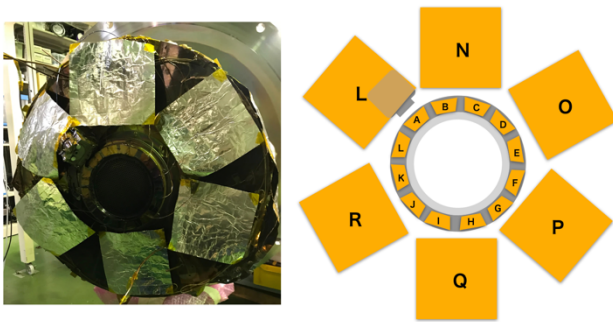


図 2 スラスタ正面図

3. 結果・考察

図 3 に導電面喪失の進行を模擬したパッチの組み合わせを示す。橙色が系と導通しているパッチ、灰色が系から絶縁されているパッチを表している。今回の実験では中和器近傍から損耗領域が拡大していく場合を想定した。導電面喪失の進行を模擬した場合の各種電位の変化を、図 4 に示す。導電面の損耗が進行するにつれて、(a)プラズマ電位と(b)中和器電位は降下し、本条件において損耗が最小の場合と最大の場合を比較すると、降下量はプラズマ電位と中和器電位ともに 10V 以上である。両者の減少量はほぼ同量であり、(c)カップリング電圧、すなわちプラズマ-中和器間電位差はほとんど変化しない。したがって、損耗によって系の状態が変化した時、中和器電位の下降を認知できるが、それによって中和器の損耗(中和器の劣化)が加速するようなことはないということが言える。

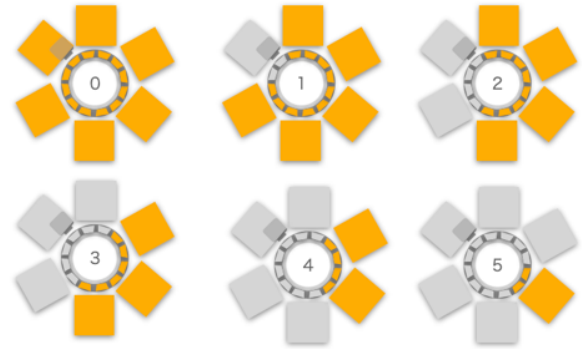


図 3 導電面損耗の進行を再現した場合の模式図

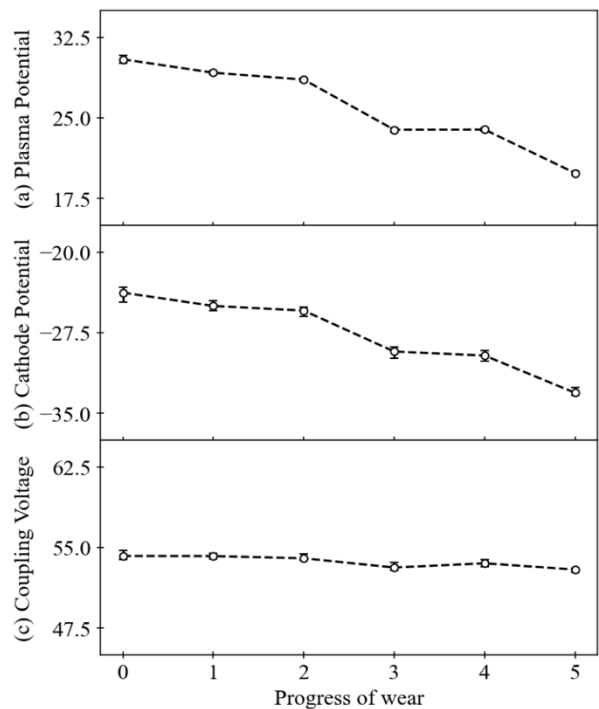


図 4 損耗の進行を模擬した場合の各種電位の変化

4. 結論

本研究では、軌道上で見られた急激な中和器電源の電圧上昇現象を地上試験にて再現した。中和器だけでなくイオン源も同時に作動させるカップリング試験にてスラスタ系全体を再現し、中和器の余剰電流が系に与える影響を調査した。余剰電流が適切に系に回収されていないと中和器電圧が上昇するという結果が得られたことから、中和器電源電圧上昇は中和器単体の劣化ではなく、スラスタ周辺表面の導電性や中和器電流制御方式を含む系全体の問題の可能性があることが地上試験環境でも確認された。

参考文献

- [1] T. Morishita, R. Tsukizaki, S. Morita, D. Koda, K. Nishiyama, and H. Kuninaka "Effect of nozzle magnetic field on microwave discharge cathode performance," Acta Astronautica, 2019.

- [2] Wataru Ohmichi and Kuninaka Hitoshi, “Performance Degradation of a Spacecraft Electron Cyclotron Resonance Neutralizer and Its Mitigation,” *Journal of Propulsion and Power*, 2014.
- [3] Morishita, T., Koda, D., Hosoda, S., Mogami, T., Minemura, K., Nomura, N., Kuninaka, H., “Study on charge neutralization effect by electron cyclotron resonance plasma source in high vacuum,” *Journal of Physics*, 2019.
- [4] Kuninaka, H., and Molina-Morales, P., “Spacecraft Charging due to Lack of Neutralization on Ion Thrusters,” *Acta Astronautica*, 2004.
- [5] 西山和孝, 細田聡史, 月崎竜童, 今井駿, “イオンエンジンによる「はやぶさ 2」の地球帰還,” *宇宙輸送シンポジウム*, 2020.
- [6] 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 by Measurement of Backflow Ions from 10-cm-class Ion Thruster”, 36th International Electric Propulsion Conference, 2019