

小惑星探査機「はやぶさ」におけるイオンエンジン中和不良時の宇宙機帯電解析

○村中崇信（中京大），星賢人，小嶋浩嗣，山川宏（京大生存圏），細田聡史，西山和孝（JAXA）

Charging Simulation for HAYABUSA Spacecraft under Lack of Neutralization on Ion Thrusters
Takanobu Muranaka (Chukyo Univ.), Kento Hoshi, Hirotsugu Kojima, Hiroshi Yamakawa (RISH, Kyoto Univ.), Satoshi Hosoda, and Kazutaka Nishiyama (JAXA)

Key Words: Charging Simulation, Spacecraft Contamination, Ion Engine, HAYABUSA spacecraft

Abstract

We had observed rapid increase of spacecraft contamination on HAYABUSA spacecraft at the time when lack of neutralization on its ion thrusters had occurred. It is considered that spacecraft charging at that time had attracted the charged particles and had enhanced the surface contamination. A numerical code for charging analysis has been developing to estimate the return currents as a function of the spacecraft potential in ion thruster operation for HAYABUSA. The estimation will clarify the contributions of charged and neutral particles to the contamination data obtained by the spacecraft. In this paper, we introduce the present status of the development of the code and preliminary charging analysis for HAYABUSA with ion beam emission by using the code.

1. はじめに

宇宙機表面への粒子付着による汚染（以後、宇宙機汚染）は宇宙空間に暴露する宇宙機材料の劣化や、電子機器等の性能低下をもたらす可能性があるため、その評価は宇宙機設計において重要である。特に電気推進機を搭載した宇宙機では、太陽電池パネルの汚染による発電電力低下や、放熱パネルの汚染による放熱量低下などが予想され、推進機システムに複合的に影響を及ぼすことが懸念される。

宇宙機汚染の汚染源は、真空中に暴露された表面材料からのアウトガスがひとつの汚染源となるが、電気推進機では放出されるプラズマに起因する荷電粒子もその汚染源となる。例えば定常作動中のイオンエンジンでは、イオンビームと中和器電子から成る排気プラズマが形成されるが¹⁾、この排気プラズマ中では、イオンビームと漏れ出た推進材ガスとの電荷交換により、低エネルギーの電荷交換イオンが生成される。この電荷交換イオンは熱的に拡散するため、宇宙機構体側に拡散する電荷交換イオンは宇宙機表面を汚染することになる。これまでに、イオンエンジン定常作動時における排気プラズマ中の電荷交換イオン生成とこれによる汚染量評価は数値シミュレーションにより実施されている²⁻³⁾。

ところで、小惑星探査機「はやぶさ」の推進機にはイオンエンジン「 $\mu 10$ 」4式から構成されるイオンエンジンシステム（IES）が搭載された。「はやぶさ」IES 定常作動時の排気プラズマ中の電荷交換イオン生成は、打上げ前に数値シミュレーションで評価されていたが⁴⁾、打上げ後の運用では、搭載された汚染量モニタによる汚染量計測が実施された⁵⁾。この測定により、「はやぶさ」IES 運用中の汚染量データが評価されているが、運用期間中に発生したイオンエンジン1式の中和不良時には、汚染の急激な亢進が確認されている。後述する様に、このとき見られた汚染の亢進は「はやぶさ」に発生した宇宙機帯電により宇宙機に引きつけられた荷電粒子による表面汚染量の増加であると考えられている。

本研究では、ここで見られた宇宙機汚染量の亢進に着目し、測定された汚染量データから電氣的に中性な粒子と荷電粒子による表面汚染それぞれを区別する評価手法を開発することを目標にする。そのために、数値シミュレーションによりイオンエンジンの中和不良時における宇宙機帯電解析を行い、宇宙機帯電状態における荷電粒子による宇宙機汚染量評価手法を検討する。宇宙機汚染量計測は、「はやぶさ」後継機の「はやぶさ2」運用においてもQCMセンサーによる計測⁶⁾が実施予定であり、本研究で得られた知見は今後の「はやぶさ2」運用で取得される汚染

量データの評価にも貢献するものとする。以降では、はじめに、「はやぶさ」運用における宇宙機汚染計測と取得されたデータについて述べる。次に、イオンエンジン中和不良発生時の宇宙機帯電について説明した後、数値シミュレーションツールの開発状況とイオンビーム放出における帯電解析結果を報告する。

2. 「はやぶさ」における宇宙機汚染量測定

「はやぶさ」は「 $\mu 10$ 」イオンエンジンを4式搭載しており、通常これらのうち3式が同時運転された。イオンエンジン運転中の宇宙機表面汚染量を測定するために、太陽電池式汚染量センサー2式が図1に示すようにスラスタ出口近傍に搭載され、「はやぶさ」運用中の汚染量が測定された。これらは太陽指向方向に設置された大きさ3.5 cm x 7.0 cmの太陽電池であり、センサー表面の汚染量は、初期状態に対するセンサーの発電電力の変化量から相対的に算出することができる⁵⁾。図2にこの方法で算出した、

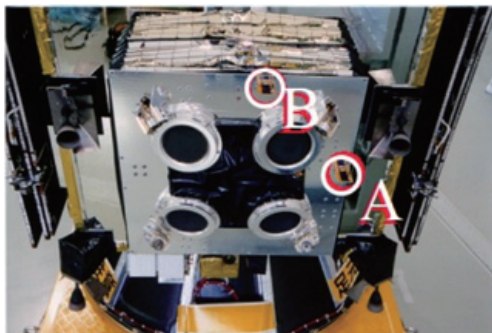


図1：「はやぶさ」イオンエンジンシステムと搭載された汚染量センサー（図中AおよびB）。

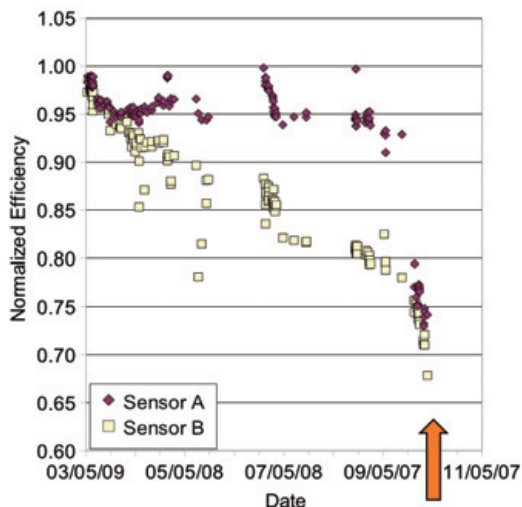


図2：汚染量センサー測定データ抜粋⁵⁾。IES 中和不良発生時をブロック矢印で示す。

「はやぶさ」運用中における汚染量の時間履歴を示す。ここで、図中縦軸は初期状態に対する太陽電池センサーの発電効率を示しているが、この低下がすなわち汚染量の増大を示している。図2から、以下の事実が確認出来る⁵⁾。

- 1) センサーA, Bで汚染量に有為な差がある
- 2) 図中矢印付近の日時以降、汚染量が大幅に増加
 - 1) はセンサー設置場所起因の問題、すなわち設置場所周辺材料から放出されたアウトガスによる汚染の多寡が要因であると考えられている。
 - 2) は宇宙機電位の変動に伴う荷電粒子による汚染の充進と考えられている。図中矢印で示す日時では、運転中のイオンエンジン1式にイオンビームを中和する電子源の不具合が発生しており、「はやぶさ」構体からのイオンビーム放出過剰となった。この結果、宇宙機帯電により「はやぶさ」構体電位が大きく負に帯電したと考えられている⁷⁾。これに伴い、宇宙環境プラズマや排気プラズマ中で生成される電荷交換イオンなどの、宇宙機周辺に存在する正イオンによる汚染が急激に充進したと考えられるが、完全帯電状態では放出されたイオンビーム自体も宇宙機への戻り電流となるため⁸⁾、汚染に大きく寄与したものと考えられる。「はやぶさ」運用で得られた、中和不良発生時のIES各コンポーネントの電流瞬時値から算出すると、過剰放出された正味電流値は18 mAとなった。ここでは、スクリーン電流 85.6493 mA, アクセル電流 23.305 mA, 中和器電流 44.0115 mAを使用した。

3. イオンエンジン中和不良時の宇宙機帯電

これまで述べたように、「はやぶさ」に搭載された汚染量センサーによって、IES 定常運転時と中和不良時の宇宙機汚染量が汚染量センサーの初期状態に対する相対値として評価されている。この測定では汚染量の絶対値は得られないものの、汚染量の相対値と宇宙機電位との相関から荷電粒子による宇宙機汚染への寄与分が求まれば、その結果、それ以外の中性ガスによる汚染の寄与分を判定可能であると考えられる。この解析のためには、IES 運用中の宇宙機電位値が必要となるが、「はやぶさ」運用では宇宙機電位の直接測定は実施されていない。

ここで、宇宙プラズマ中においてIES 作動中の宇宙機表面への流入電流のバランスを考えてみる。簡単のため、背景プラズマ電流と光電子およびイオンビームと中和器電子による電流バランスを考えると、宇宙機への正味電流は次のように表される。

$$I_{net}(V_s) = I_e(V_s) + I_B - \{I_i(V_s) + I_{ph}(V_s) + I_{NE} + I_{CEX}(V_s)\} \quad (1)$$

ここで、 V_s : 宇宙機電位、以下は各電流成分でありそれぞれ、 I_{net} : 宇宙機への正味電流、 I_e : 背景電子、 I_i : 背景イオン、 I_{ph} : 光電子、 I_B : イオンビーム、 I_{NE} : 中和電子、 I_{CEX} : 電荷交換イオンである。式(1)において電流の符号は陽に示されている。

中和不良時の IES においては、イオンビームの過剰放出により宇宙機構体電位が負に帯電するが、中和器作動がない完全帯電状態では、宇宙機電位の絶対値はイオン源電位相当の 1000 V 程度であると予想される⁸⁾。宇宙環境プラズマとして、温度 10 eV、密度 10^6 m^{-3} の熱プラズマを仮定すると、完全帯電状態では、宇宙機への背景プラズマ電流は軌道運動制限理論から次のように求められる⁹⁾。

$$I_{net}(V_s) = A \cdot j_{0e} \exp(-e|V_s|/kT_e) + I_B - \{A \cdot j_{0i}(1 + e|V_s|/kT_e) + I_{ph0} + I_{NE} + I_{CEX}(V_s)\} \quad (2)$$

ここで、 A : 宇宙機表面積、 A_{ph} : 日照面面積、 T : プラズマ温度、 j_{ph0} : 電位 0 における光電子電流密度であり、 I_{NE} は中和不良時の中和電子電流を示す。また、粒子種を k として、 $j_{0,k} = q_k n_k (kT_k/2\pi m_k)^{1/2}$ である。例えば -1000V に帯電した表面積 10 m^2 の導体球を宇宙機モデルと考えると、式(2)の各電流項の大きさはそれぞれ、 $I_e \sim 0 \text{ mA}$ 、 $I_i \sim 2.0 \times 10^{-3} \text{ mA}$ 、 $I_{ph} \sim 0.1 \text{ mA}$ となる。前述の「はやぶさ」運用データから、 $I_B \sim 18 \text{ mA}$ 、 $I_{NE} \sim 0 \text{ mA}$ であるので、 I_{CEX} を除けば I_B が宇宙環境由来の各電流値と比較して極めて大であることが分かる。 I_{CEX} は数値シミュレーションで解析されているが、通常運転時におけるイオンエンジン近傍への流入電流はおおよそ 0.1 mA 程度である³⁾。

4. 「はやぶさ」中和不良時の帯電解析

これまで述べたように、IES 中和不良により宇宙機帯電が発生するとき、宇宙機構体に流入する主たる電流成分は、 I_B および I_{CEX} であるが、これらはまた汚染源そのものであると考えられる。これまで IES 定常運転時の宇宙機汚染量評価のために電荷交換イオンの生成および拡散プロセスは数値シミュレーションで解析されているが、IES 中和不良時の汚染量評価を実現するためには、イオンビーム放出による宇宙機電位の変動とイオンビームおよび電荷交換イオンの挙動を同時に解析する必要がある。そこで、本研究では、JAXA 情報・計算工学センターで開発された宇宙機帯電解析コード HiPIC¹⁰⁾の機能拡張を行い、IES 中和不良時のイオンビーム放出を再現し、この時

の帯電解析を行い荷電粒子による汚染量解析を実施する。まずその端緒として、イオンビーム放出のみによる宇宙機帯電解析を実施した。

HiPIC は宇宙機帯電解析のために開発された、3次元完全粒子静電コードであり、Particle-In-Cell (PIC) 法を用いて電子およびイオンそれぞれの代表粒子の軌道を追跡し、これらによる静電場を自己無撞着に解く。宇宙機電位は宇宙機が収集する電荷量から、Capacity Matrix 法¹¹⁾で求める。HiPIC による帯電解析では、対象とする全ての荷電粒子の挙動と宇宙機電位を含むそれらによる静電場の厳密解を求めることが出来る。本研究を実施するにあたり、新たにイオンビームと電荷交換イオンの解析機能が必要となるが、現在までに、イオンビーム放出機能の基本機能の開発と HiPIC ソルバー本体への統合が完了している¹²⁾。

今回の解析では、イオンビーム放出のみを考慮した帯電解析を行ったが、これは、「はやぶさ」IES において中和器電子が完全に喪失した場合に発生し得る“完全帯電”⁷⁾の再現である。解析モデルと条件は次の通りである。イオンビーム放出モデルは放出角内にビームが等方分布となる Point Source モデル¹³⁾を採用した。このモデルにおいてスラスト加速グリッドは放出中心からスラスト半径 r_T を見込む放出角 α 内に定義される凸面と考え、その曲率 R_c は式(3)で求められる。

$$R_c = \frac{r_T}{\alpha \cos(\alpha/2)} \quad (3)$$

また、放出イオンビームの速度 v_B はビーム加速電位を V_a として、式(4)から求められる。

$$v_B = (2q_i V_a / m_i)^{1/2} \quad (4)$$

ここで、実機 IES では、イオン源が宇宙機構体に接地されているため、宇宙機構体がビーム加速電位程度負に帯電する場合、スラスト出口に“仮想アノード”が発生し宇宙空間へ放出されるイオンビーム電

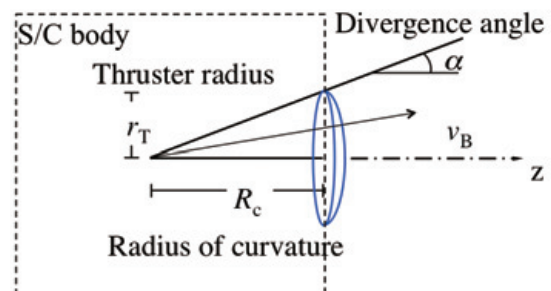


図3: イオンビーム放出モデルに適用した Point Source モデルの幾何学的概念図。

流が抑制されることが知られている⁸⁾。本解析ではこの条件におけるイオンビーム放出を再現するため、仮想アノードを考慮したイオンビーム放出モデルも構築した。このモデルでは印可するビーム加速電位に宇宙機構体電位をフィードバックし、実質的なビーム加速電位を両者の差で再定義した。このときのイオンビーム放出速度 v_B は式(5)から得られる。

$$v_B = \left\{ (2q_i / m_i) (V_a - |V_s|) \right\}^{1/2} \quad (5)$$

数値シミュレーションでは、ビームイオン種は一種のキセノンイオンとし、宇宙機構体電位 0 V におけるビーム電流は 10 mA、ビーム発散角は 20 度、ビーム加速電位は 900 V とした。宇宙機モデルは、簡単のために「はやぶさ」構体を模した一辺 1.0 m の立方体導体とした。表 1 に、この解析で使用した計算パラメータを、図 4 に計算体系をそれぞれ示す。

図 5 上段と下段に、この帯電シミュレーションで得られた宇宙機電位の時間履歴と正味の放出イオンビーム電流の時間履歴をそれぞれ示す。図中実線の赤は放出イオンビーム電流一定での帯電解析結果を、

表 1 帯電シミュレーションにおけるパラメータ

Ion Beam	
Ion	Xe ⁺
Thruster radius, m	0.05
Accelerating potential, V	900
Initial Beam current, mA	10
Divergence angle, deg.	20
Numerical Condition	
Time step, ns	10
Grid size, m	0.05
Domain size (X*Y*Z)	128*128*128
Spacecraft size (X*Y*Z)	20*20*20
Magnetic field, T	0

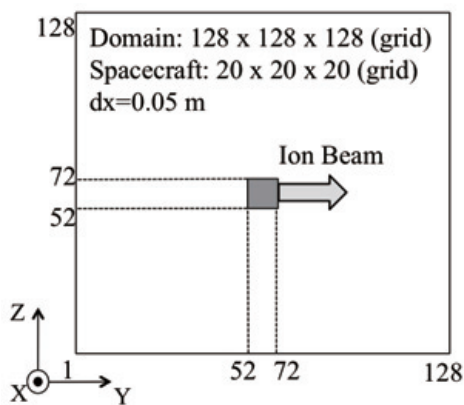


図 4 : 計算体系。

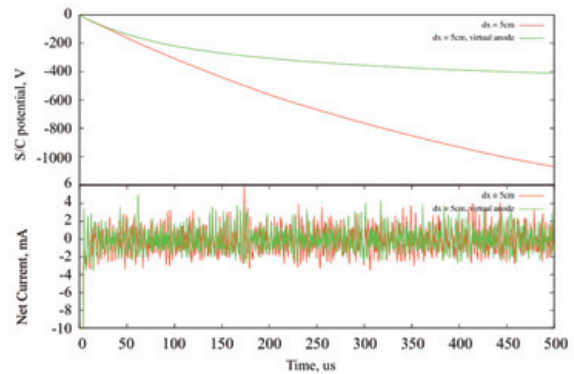


図 5 : 宇宙機から放出される宇宙機電位の時間履歴 (上) および正味イオンビーム電流 (下)。グラフ中の赤の実線は放出イオンビーム電流一定値、緑の実線は仮想アノードを再現したイオンビーム放出。

緑は仮想アノードを再現したイオンビーム放出条件での帯電解析結果をそれぞれ示す。ここで得られた宇宙機電位は放出ビーム電流の空間電荷効果を含んだものである。放出イオンビーム電流一定条件では、500 μ s 経過後の宇宙機電位はビーム加速電位を超える -1000 V 程度の帯電が認められる。一方、仮想アノードを再現したイオンビーム放出条件では、同経過時間後の宇宙機電位は -400V でほぼ飽和しており前者の結果と大きく異なる。一方、正味放出イオンビーム電流はイオンビーム放出モデルにおける仮想アノード再現の有無によらず、-4 mA から +4 mA の範囲で変動している。ここでの符号は放出電流が負、戻り電流が正である。イオンビーム電流による宇宙機汚染量評価は、戻り電流の時間積分値で評価可能であると考えられる。

5. まとめと今後の予定

本研究では、小惑星探査機「はやぶさ」運用で測定された宇宙機汚染量データの検証を目的とし、イオンエンジン中和不良時における宇宙機電位と荷電粒子による汚染量を数値シミュレーションにより解析している。ここでは、宇宙機帯電解析コード HiPIC にイオンビーム放出機能を新たに統合し、中和電子の完全喪失時に相当するイオンビーム放出による宇宙機帯電解析を行った。宇宙機構体が大きく負に帯電した状態で発生するイオンビーム放出の抑制効果 (仮想アノード効果) を考慮したイオンビーム放出モデルを構築し、実機イオンビーム放出を再現した帯電解析によって「はやぶさ」構体の宇宙機構体電位と正味イオンビーム電流の時間履歴を得た。今後は中和電子を追加した同解析を行い、さらに排気プ

ラズマ中で生成される電荷交換イオン生成のモデル化とコードへの実装を行い、中和電子および電荷交換イオンを考慮した帯電解析を実施する。

謝辞

本研究で実施した数値シミュレーションの一部は、JAXA スーパーコンピュータシステム(JSS)大学共同利用のもとに行われた。

参考文献

- 1) 國中均, 中山宜典, 西山和孝, 「イオンエンジンによる動力航行」, 宇宙工学シリーズ 8, コロナ社, 東京, 2006.
- 2) Wang, J., Brinza, D., and Young, M., “Three-Dimensional Particle Simulations of Ion Propulsion Plasma Environment for Deep Space 1,” *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 38, No.3, pp433-440, 2001.
- 3) Muranaka, T., Ueda, H.O., Hatta, S., Kim, J., Hosoda, S., Cho, M., Koga, K., Goka, T., Usui, H., and Shinohara, I., “Development of Numerical Plasma Plume Analysis Module for Spacecraft Environment Simulator,” *Proc. 30th International Electric Propulsion Conference*, Paper No.197, Florence, Italy, September, 2007.
- 4) Hyakutake, T., Nishida, M., Kuninaka, H. and Toki, K., “DSMC-PIC Analysis of a Plume from MUSES-C Ion Engines,” *Trans. Japan Soc. Aero. Space. Sci.* vol. 46, No. 151, pp.24-30, 2003.
- 5) K. Nishiyama, and H. Kuninaka, “Development of Spacecraft Surface Contamination Senses,” *Proc. 60th International Aeronautical Congress*, Daejeon, Republic of Korea, October, 2009.
- 6) K. Nishiyama and H. Kuninaka, “Development and Flight Experiment of a Space QCM in Small Demonstration Satellite-4”, *Proc. 29th International Symposium on Space Technology and Science*, Nagoya, Japan, June, 2013. 2013-r-29.
- 7) 細田聡史, 國中均, 「イオンエンジンによる小惑星探査機『はやぶさ』の帰還運用」, *J. Plasma Fusion Res.* Vol.86, No.5, 2010, pp.282-292.
- 8) Kuninaka, H., and Molina-Morales, P., “Spacecraft Charging due to Lack of Neutralization on Ion Thrusters,” *Acta Astronautica* 55, 2004, pp27-38.
- 9) Hastings, D., and Garrett, H., *Spacecraft-Environment Interactions*, Cambridge Atmospheric and Space Science Series, Cambridge University Press, UK, 1996.
- 10) Muranaka, T., Shinohara, I., Funaki, I., Kajimura, Y., Nakano, M., and Takaki, R., “Research and Development of Plasma Simulation Tools in JEDI/JAXA,” *Journal of Space Technology and Science*, vol. 25, No. 2, 2011, pp. 1-18.
- 11) Hockney, R. W. and Eastwood, J. W., *Computer Simulation Using Particles*, Adam Hilger, New York, 1988.
- 12) K. Hoshi, T. Muranaka, H. Kojima, H. Yamakawa, H. Usui and I. Shinohara, “Numerical Simulation of Satellite Charging Control for Propellantless Orbital Control,” *Proc. 13th Spacecraft Charging Technology Conference*, Pasadena, 2014. Paper No. 195.
- 13) Samanta Roy, R. I., Hastings, D. E., and Gatsonis, N. A., “Ion-Thruster Plume Modeling for Backflow Contamination,” *J. Spacecraft and Rockets*, vol. 33, no. 4, pp525-534, 1996.