

イオンスラスタにおける電荷中和過程の数値解析

Numerical Analysis of Charge Neutralization Process in Ion Thruster

○永井 宏樹(中京大・院)・星 賢人・小嶋 浩嗣・山川 宏(京大生存圏)・村中 崇信(中京大)

○Hiroki Nagai (Chukyo University) ・ Kento Hoshi ・ Hirotsugu Kojima ・ Hiroshi Yamakawa (RISH, Kyoto University) ・ Takanobu Muranaka (Chukyo University)

Abstract

The neutralization of ion thruster is controlled by the equivalent currents from the ion thruster of fast ion beam from the ion source and of thermal electron from the neutralizer. In normal operation of ion thruster, i.e., complete neutralization of ion thruster, the spacecraft potential is maintained at approximately 0 V due to the balance of the currents emitting from the spacecraft, and the plasma plume with positive potential is formed downstream of the thruster. The difference of potentials between the spacecraft and the plume will accelerate the thermal propellant ions in the plume toward the spacecraft, and the backflow of the ions can cause surface erosion of the spacecraft mostly around the ion thruster due to the impingement of the ions. The energy of the backflow ions is determined by the difference of the two potentials. Therefore, the correlation between the spacecraft potential and the plume potential should be evaluated. In this paper, by using a three-dimensional full Particle-In-Cell code, we numerically reproduce complete neutralization of a virtual small ion thruster to evaluate physical process of the neutralization, and estimation of the spacecraft potential and the plume potential is also performed.

記号の説明

B :	磁場
E :	電場
R_c :	曲率
V_a :	イオンビーム加速電位
m :	質量
m_j :	荷電粒子 j の質量
q_i :	イオン電荷
q_j :	荷電粒子 j の電荷
r_r :	スラスタ半径
t :	時間
v_B :	イオンビーム速度
v_j :	荷電粒子 j の速度
x_j :	荷電粒子 j の位置
α :	放出角
ϵ_0 :	真空の誘電率
ρ :	電荷密度
ϕ :	静電位

1. 研究背景および目的

近年、イオンスラスタ等の電気推進はその高比推力性能から、動力航行による深宇宙探査や大型商用衛星の姿勢制御・軌道上昇等にも使用され、その用途はさらに拡大しつつある。一方で、質量数 10kg 以内、開発コスト数億円以内の超小型衛星が大学を中心に研究・開発され、実用的なレベルに達しつつあるとともに、超小型衛星による宇宙科学・宇宙探査ミッションなど、超小型衛星でも本格的に推進系を必要とする高度なミッションが増えつつある¹⁾。そのため超小型衛星搭載用推進器として超小型イオンスラスタの研究開発も進められている。イオンスラスタの定常作動時、すなわちイオンスラスタ完全中和においては、イオン源から高速イオンビーム電流と電子源である中和器から熱的電子電流を同量放出しており、宇宙空間に電氣的に浮動である宇宙機電位がおおよそ 0V に維持される。しかし、イオンビーム電流と電子電流のバランスが保持されない場合、宇宙機電位は空間電位に対して過渡的に変動する²⁾。放出したイオンビーム電流に対して等しい電子電流が得られない中和不良時においては、宇宙機電位はイオンビーム加速電位相当の負電位まで帯電する³⁾。図 1 にイオンスラスタの作動状態と宇宙機電位の相関を示す。図 1 から見てわかるように中和不良時においては、イオンビーム引き出しが不可能となる。したがって、イオンスラスタにおいて安定したビーム引き出しを行うには、イオンビームおよび中和電子放出のバランス維持が必須となる。そのため、ビ

ームイオン電流に対する中和電子電流をパラメータとしたイオンスラストにおける中和解析を行う必要がある。

さらに、イオンスラストの定常作動時においては、スラスト下流にプラズマブルームが形成され、例えば「はやぶさ」ではおよそ 30V のブルームポテンシャルを持つ。宇宙機電位とブルームポテンシャルの電位差によって、プラズマブルーム内の熱的低速イオンが宇宙機構体に向かって加速し、宇宙機構体に衝突する。この衝突により、イオンスラスト周辺の宇宙機表面損耗を引き起こす可能性がある。実際に、小惑星探査機「はやぶさ 2」では、最大 200[ng/cm²/h] の損耗が観測されている⁴⁾。この宇宙機表面材料損耗を定量的に評価するためには、イオンスラスト作動時における宇宙機電位とブルーム電位の関係が必要となる。中和解析やブルーム電位解析には、これまで多数の数値シミュレーション研究が実施されている^{5), 6)}。しかし、先行研究の多くは宇宙機帯電解析と中和解析・ブルーム解析を個別に実施しており、例えば、ブルーム解析では、宇宙機電位を 0V 固定としている事例が多い。しかし「はやぶさ」では、中和不良による宇宙機電位変動が観測されている²⁾。そのため、宇宙機帯電解析と中和解析・ブルーム形成過程の解析を同時に行う必要があると考えられる。そこで、本研究では、これまで本研究グループが開発した、プラズマ数値シミュレータコードを使用し、宇宙機電位変動を含む完全中和・中和不良解析を行い、イオンスラストにおける中和過程の評価、さらに、完全中和時の宇宙機電位とブルーム電位およびブルーム形成過程における諸量を解析することを目的とする。本稿では、イオンスラスト作動時における完全中和および中和不良状態を再現し、このときの宇宙機電位およびブルーム電位解析について報告する。

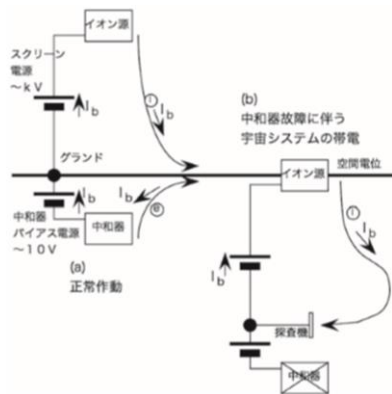


図1 イオンエンジンの作動状態と宇宙機電位の相関 (左図：通常の状態、右図：中和不良時の状態)²⁾

2. 計算手法と計算モデル

本研究では、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を使用する⁷⁾。3次元完全粒子静電コードは、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。荷電粒子の運動方程式は、

$$\frac{d^2 \vec{x}_j}{dt^2} = \frac{q_j}{m_j} (\vec{E} + \vec{v}_j \times \vec{B}) \quad (1)$$

$$\frac{d\vec{x}_j}{dt} = \vec{v}_j \quad (2)$$

である。空間電位は、ポアソン方程式

$$-\epsilon_0 \nabla^2 \phi = \rho \quad (3)$$

をFFT (Fast Fourier Transform) により求めている。宇宙機電位は宇宙機が収集する電荷量から、Capacity Matrix 法⁸⁾で求める。3次元完全粒子静電コード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。

今回の解析では、イオンビーム放出と中和電子放出のみ(電荷交換イオンが存在しない無衝突プラズマ)の帯電解析を行う。これは、イオンビーム電流量と中和電子電流量が等しい場合、イオンスラスト定常作動時の完全中和状態の再現であり、イオンビーム電流に対して等しい電子電流が得られない場合、中和器故障時の中和不良状態の再現となる。計算体系と解析モデルは次の通りである。

計算体系を図4に示す。計算領域は128 cm×128 cm×128 cmの3次元立方体とし、計算領域左端から47.5 cmの位置に宇宙機を模した大きさ10 cm×10 cm×10 cmの立方体導体を配置する。イオンビームの放出口と熱的電子の放出口は宇宙機x軸方向下流側、宇宙機表面中央に設定している(図5)。放出口は同じ位置に配置し、大きさは直径5 cmである。

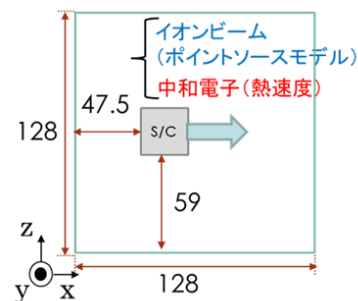


図4 計算体系 (単位: cm)

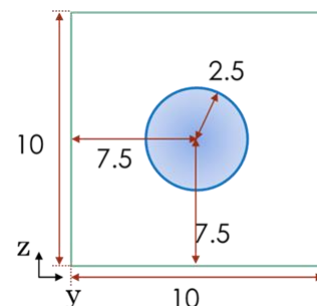


図5 イオンビーム・熱的電子の放出口拡大図 (単位: cm)

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⁹⁾を採用した。図 6 に Point Source モデルの幾何学的概念図を示す。このモデルにおいてスラスタ加速グリッドは放出中心からスラスタ半径 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(4)で求められる。

$$R_c = \frac{r_T}{a \cos(\alpha/2)} \quad (4)$$

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(5)から求められる。

$$v_B = (2q_i V_a / m_i)^{1/2} \quad (5)$$

放出イオンの初期分布はスラスタ出口面に一様とし、初期速度 v_B はイオン電荷 q_i 、質量 m_i 、ビーム加速電位を V_a として、 $v_B = (2q_i V_a / m_i)^{1/2}$ により算出し一意的に与えた。中和電子は、マクスウェル・ボルツマン分布から算出される熱速度でそのまま放出している。

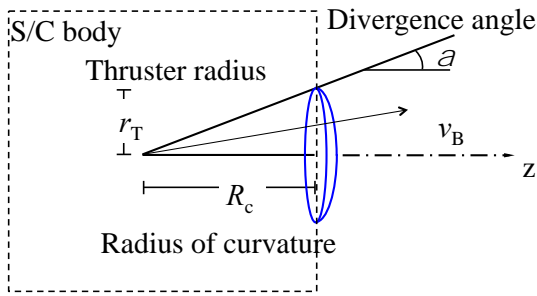


図 6 イオンビーム放出モデルに適用した Point Source モデルの幾何学的概念図。

3. イオンスラスタ完全中和解析

イオンスラスタの定常作動時は、イオン源から高速イオンビーム電流と電子源である中和器から熱的電子電流が同量放出される。そのため完全中和解析は、イオンビーム電流と中和電子電流を同量放出させる必要がある。しかし、プラズマ粒子シミュレーションにおいて、計算の安定性が求められる。グリッド幅 dx とデバイ長 λ_D について、計算安定性が保証されるのは、

$$dx \leq \frac{\lambda_D}{0.3} \quad (6)$$

である¹⁰⁾。式(6)を満たさず完全中和解析を行った場合、図 7 のように宇宙機電位が時間経過とともに上昇していく。図 8 は宇宙機が 2400V 程度帯電時の空間電位であり、スラスタ近傍の電位が 3200V にも上昇している。図 9 はそのときの電子の空間分布である。スラスタ出口近傍に蓄積するビームイオンの空間電荷により静電場が形成され、熱的に放出された電子がこの静電場によって強い静電加速を受けることで電子がビーム状に放出されている。これにより、電子が計算体系外に散逸し続け、宇宙機電位が上昇したと考えられる。

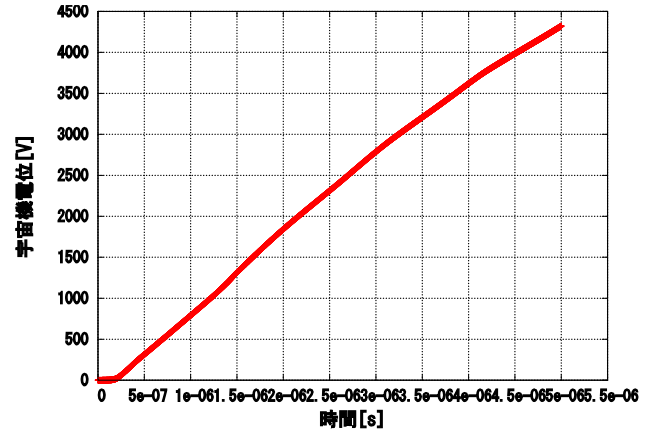


図 7 「悪い」サイズの計算格子サイズ使用時の完全中和解析における電位履歴

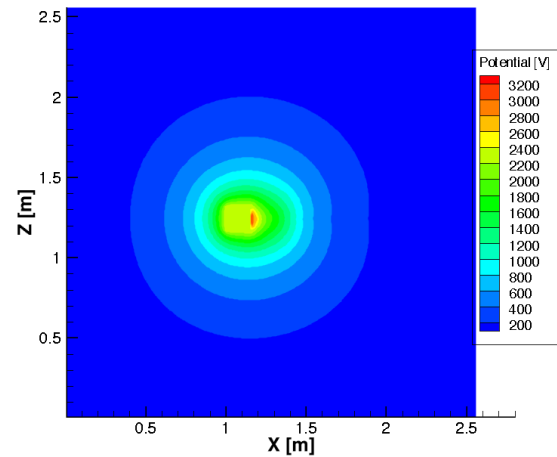


図 8 宇宙機 2400V 帯電時の宇宙機周辺電位の空間分布

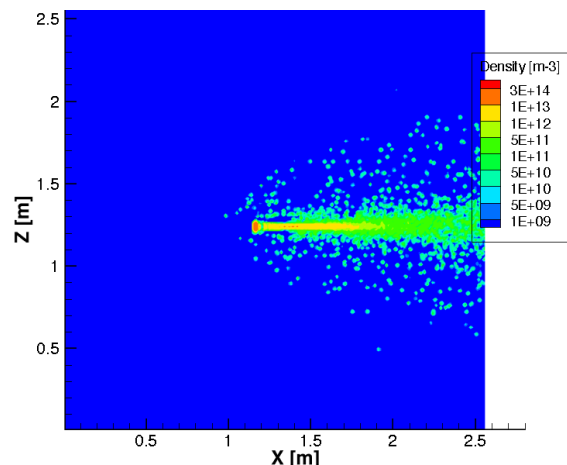


図 9 宇宙機 2400V 帯電時の電子の空間分布

そのため、式(5)を満たす格子サイズとデバイ長から計算パラメータを設定する必要があり、今回の解析では、宇宙機構体電位 0V におけるイオンビーム電流と中和電子電流を 0.1 mA に設定し、電荷完全中和を再現している。ビームイオン種は一価のキセノンイオンとし、ビーム発散角は 20

度、ビーム加速電位は 1000 V とした。表 1 に、この解析で使用した計算パラメータを示す。また本稿で示す 図は、xz 平面の 2 次元平面、yz 方向は宇宙機中心を切り出したものである。

表 1 宇宙機電位変動を含む
完全中和解析におけるパラメータ

イオンビーム	
イオン種	Xe ⁺
スラスト半径, cm	2.5
加速電位, V	1000
放出電流量, mA	0.1
放出角, deg	20
中和電子	
電子温度, eV	1
放出半径, cm	2.5
放出電流量, mA	0.1
計算条件	
時間幅(dt), ns	1
グリッド幅(dx), cm	0.5
グリッド数(X*Y*Z)	256×256×256
宇宙機サイズ(X*Y*Z)	20×20×20

研究背景および目的で述べたように、完全中和解析において、中和と宇宙機電位変動には相関があるため、宇宙機帯電解析とプルーム形成過程の解析を同時に行う必要があると考えられる。今回は、イオンスラストの完全中和過程を再現するにあたり、宇宙機電位浮動状態と宇宙機電位 0V 固定状態の 2 つの場合の完全中和解析を行った。

はじめに、宇宙機電位浮動状態とし、イオンビームおよび中和電子放出開始から 50 μ s 経過後の、準定常状態における宇宙機電位およびプルーム電位の計算を行った。図 10 にイオンビームおよび中和電子放出開始から 50 μ s までの宇宙機電位および放出電流の履歴を示す。2.0 μ s までは宇宙機電位が上昇していき、最大で 3.6V 程度まで宇宙機電位は達する。その後、宇宙機電位は下降していき、50 μ s 経過後は -0.5V 程度まで宇宙機電位は落ち込むという結果が得られた。図 11 に準定常状態における宇宙機周辺電位計算結果を、図 12, 13 にこのときのイオンの空間分布と電子の空間分布を示す。ビーム放出および熱的電子放出により、宇宙機下流側にプラズマプルームが形成されている。このときのプラズマプルーム電位は 30V 程度となり、中和がなされていると考えられる。図 14 は準定常状態に達するまでの宇宙機周辺電位の推移を表している。2 μ s 経過後のプルーム電位の最大値が 20V 程度であるため、初期段階からプルーム形成がなされており、プラズマプルームの伸展していく様子が確認できる。

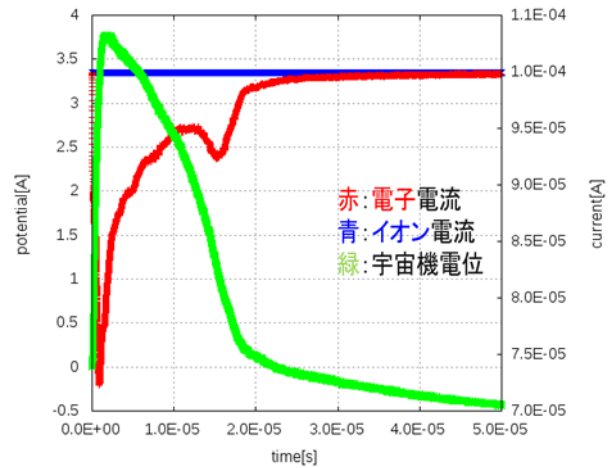


図 10 完全中和解析における宇宙機電位および放出電流履歴

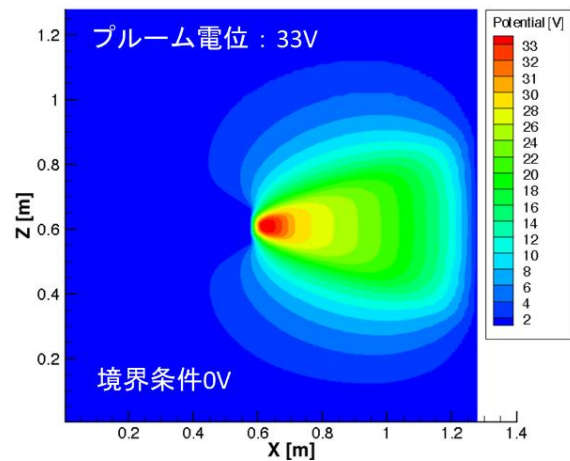


図 11 準定常状態における宇宙機周辺電位の空間分布
(宇宙機電位変動を含む)

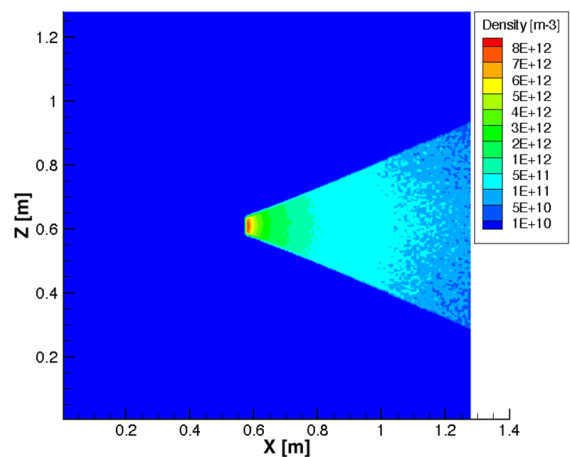


図 12 準定常状態におけるイオンの空間分布
(宇宙機電位変動を含む)

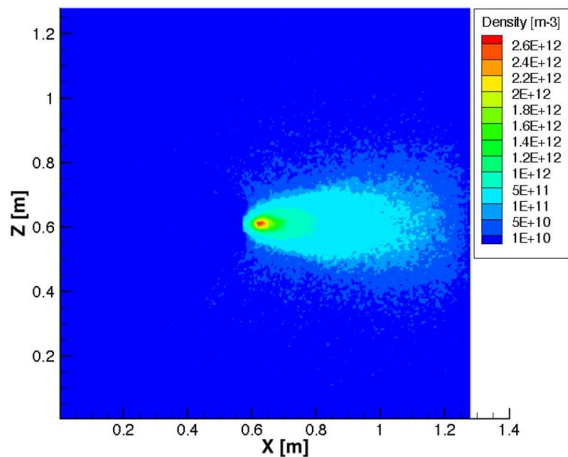


図 13 準定常状態における電子の空間分布 (宇宙機電位変動を含む)

に起因する可能性もあるが、現在その詳細を調査中である。

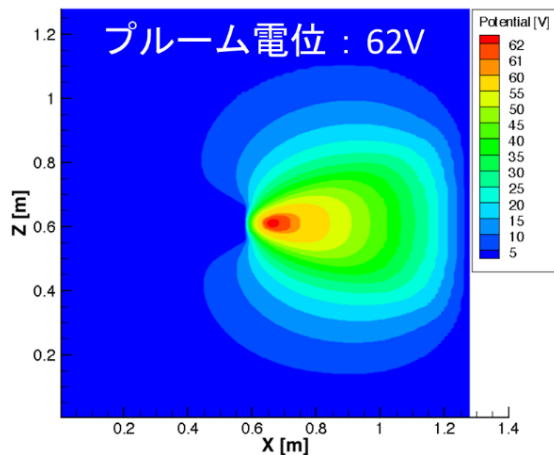


図 15 準定常状態における宇宙機周辺電位の空間分布 (宇宙機電位 0V 固定)

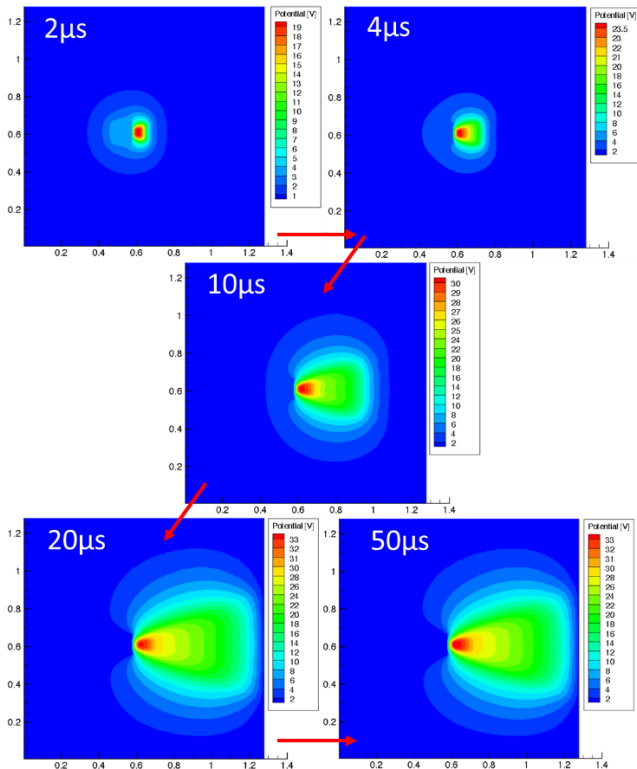


図 14 宇宙機周辺電位の空間分布推移

次に、宇宙機電位 0V 固定とし、イオンビームおよび中和電子放出開始から 50 μ s 経過後の、準定常状態におけるプルーム電位の計算を行った。図 15 に準定常状態における宇宙機周辺電位計算結果を示す。このときのプラズマプルーム電位は 60V 程度となった。図 16 は宇宙機電位 0V 固定時と宇宙機電位浮動時の宇宙機周辺電位の比較図である。宇宙機電位を 0V 固定とした場合と浮動とした場合で、スラスト近傍のプルーム電位の最大値が 2 倍程度の差があり、宇宙機電位の設定条件により、形成されるプルーム電位の最大値が大きく異なることが確認された。この原因は、本計算コードの計算体系および電位の境界条件等の計算条件

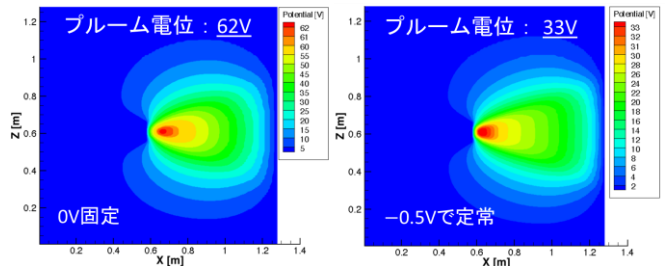


図 16 宇宙機電位 0V 固定時(左)と宇宙機電位浮動時(右)の宇宙機周辺電位の比較

4. 中和器故障時の中和解析

中和器故障時には、イオン源から放出したイオンビーム電流に対して中和器から等しい電子電流が得られない状態となり、この状態を中和不良という。そのため中和不良は、イオンビーム電流 0.1mA に対して中和電子電流を 0.09mA, 0.08mA, 0.05mA とし、3 パターンでの中和不良計算を行った。この解析で使用した計算パラメータを表 2 に示す。

図 17 に中和不良計算における宇宙機電位履歴を示す。中和電子電流は、赤色が 0.09mA、青色が 0.08mA、緑色が 0.05mA である。中和電子電流低下により宇宙機電位は負に帯電しており、中和不良が発生していることが確認できる。また、中和電子電流が低下するほど宇宙機電位は負電位に落ち込んでおり、-50 μ s 経過後の宇宙機電位は、0.09mA で -40V 程度、0.08mA で -90V 程度、0.05mA で -260V 程度である。「はやぶさ」の場合、イオンビーム電流に対して中和電子電流がわずか数 mA 得られない状態でも宇宙機の電位は瞬間的にイオンビーム加速電位相当の負電位まで沈み込む²⁾。そのため、今回の解析では、イオンビームおよび中和電子放出開始から 50 μ s までの計算結果であるが、50 μ s 経過後も宇宙機電位は負に落ち込み、中和電子電流低下の

度合いによるが、最終的に宇宙機電位はイオンビーム加速電位相当である-1000Vまで帯電すると考えられる。

表2 中和不良計算におけるパラメータ

イオンビーム	
イオン種	Xe ⁺
スラスト半径, cm	2.5
加速電位, V	1000
放出電流量, mA	0.1
放出角, deg	20
中和電子	
電子温度, eV	1
放出半径, cm	2.5
放出電流量, mA	0.09,0.08,0.05
計算条件	
時間幅(dt), ns	1
グリッド幅(dx), cm	0.5
グリッド数(X*Y*Z)	256×256×256
宇宙機サイズ(X*Y*Z)	20×20×20

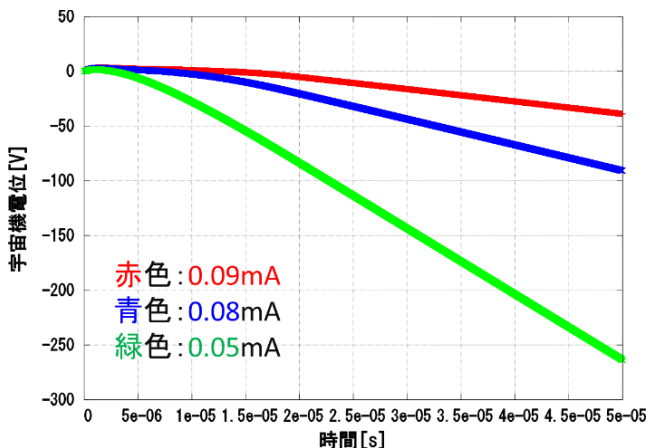


図17 中和不良計算における宇宙機電位履歴

5. まとめと今後の予定

本研究では、イオンスラスト作動時のイオンビーム放出と熱的電子放出による宇宙機電位とプルーム電位およびプルーム形成過程における電位を中心とした諸量を解析することを目的とし、3次元完全粒子静電コードにより解析を行った。今回は、イオンスラスト作動時におけるイオンスラストの完全中和および中和不良状態を再現し、このときの宇宙機電位およびプルーム電位解析を行った。宇宙機電位を浮動とした完全中和解析では、準定常状態における宇宙機電位は-0.5V程度とわずかに負に帯電しており、このときのプルーム電位の最大値は30V程度になるという結果が得られた。宇宙機電位固定時の完全中和解析では、準定常状態におけるプルーム電位の最大値は60V程度になり、宇宙機電位を浮動とした場合と0V固定とした場合で、スラスト近傍のプルーム電位の最大値が2倍程度の差があるという結果となった。中和器故障時の中和解析では、イオ

ンビーム電流 0.1mA に対して中和電子電流を 0.09mA, 0.08mA, 0.05mA とし、3パターンの中和不良計算を行った。中和電子電流低下により宇宙帯電が発生し、50 μ s 経過後の宇宙機電位は、0.09mA で-40V程度、0.08mA で-90V程度、0.05mA で-260V程度となった。最終的に宇宙機電位はイオンビーム加速電位相当である-1000Vまで帯電すると考えられる。

今後は、宇宙機電位の設定条件により、形成されるプルーム電位の変動の確認と、その原因の究明を行う。宇宙機電位の設定条件によるプルーム電位の変動は、本計算コードの計算体系および電位の境界条件が寄与している可能性があるため、コード仕様の改修と計算体系設定のパラメトリクランによりこれを検証する。また、超小型衛星に対する小型イオンスラスト設計の最適化に向けて、イオン源に対する中和器配置をパラメータとした電荷中和およびプルーム形成に関する数値解析も行う予定である。

謝辞

本研究で実施した計算機シミュレーションは、京都大学・電波科学計算機実験装置(KDK)を使用して実行した。

参考文献

- 1) 船瀬龍, 五十里哲, 川端洋輔「超小型宇宙科学・探査ミッションにおける推進系利用の現状と今後への期待」宇宙科学技術連合講演会, 2017.
- 2) 細田聡史, 國中均「イオンエンジンによる小惑星探査はやぶさの帰還運用」プラズマ・核融合学会誌, Vol.86, No.5 (2010), pp.282-292.
- 3) Kuninaka, H., and Molina-Morales, P. : Spacecraft Charging due to Lack of Neutralization on Ion Thrusters, Acta Astronautica 55, 2004, pp.27-38.
- 4) K. Nishiyama, S. Hosoda, R. Tsukizaki, H. Kuninaka : Operation Status of Ion Engines of Asteroid Explorer Hayabusa2, Proceedings of Space Transportation Symposium., 2017.
- 5) Lubos Brieda, and Joseph Wang, Modeling of Ion Thruster Beam Neutralization Using a Fully Kinetic ES-PIC Code, AIAA, 2015.
- 6) Lubos Brieda, Raed Kafafy, Julien Pierru and Joseph Wang, Development of the DRACO Code for Modeling Electric Propulsion Plume Interactions, AIAA, 2004.
- 7) 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.
- 8) Hockney, R. W. and Eastwood, J. W. : Computer Simulation Using Particles, Adam Hilger, New York, 1988.
- 9) 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, 1996, pp.525-534.
- 10) C. K. Birdsall, Particle-in-Cell Charged-Particle Simulations, Plus Monte Carlo Collisions With Neutral Atoms, PIC-MCC, IEEE TRANSACTIONS ON PLASMA SCIENCE, vol. 19, no. 2, 1991, pp.65-85.