

宇宙機環境プラズマ解析コードの開発状況

Development Status of Spacecraft-Environment Plasma Analysis Code

- 村中崇信, 宇宙航空研究開発機構, 相模原市由野台 3-1-1, E-mail: muranaka@isas.jaxa.jp
- 上田裕子, 宇宙航空研究開発機構, つくば市千現 2-1-1, E-mail: ueda.hiroko@jaxa.jp
- 臼井英之, 京都大学, 宇治市五ヶ庄, E-mail: usui@rish.kyoto-u.ac.jp
- 篠原育, 宇宙航空研究開発機構, 相模原市由野台 3-1-1, E-mail: iku@stp.isas.jaxa.jp
- Takanobu Muranaka, Japan Aerospace Exploration Agency, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, 229-8510
- Hiroko O. Ueda, Japan Aerospace Exploration Agency, 2-1-1 Sengen, Tsukuba, 305-8505
- Hideyuki Usui, Kyoto University, Gokasho, Uji, 611-0011
- Iku Shinohara, Japan Aerospace Exploration Agency, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, 229-8510

A three-dimensional Particle-In-Cell plasma code is now being developed to analyze spacecraft-plasma interaction qualitatively. The goal of the development of the code is that we can analyze spacecraft charging and interaction between spacecraft and ion engine plasma plume by using the code. At present, we developed fundamental numerical functions for spacecraft charging analysis and validated the numerical results by comparing other numerical results and experimental ones. The application of the code to an analysis of plasma probe on-board spacecraft was tried and further analysis is scheduled using these results as the first stage of the development of the code. In this paper, we mentioned about these results and the overall development tasks of the code.

1. 目的および背景

2003年10月に発生した宇宙機帯電・放電現象に起因する極軌道衛星 ADEOS-II の全損事故以来¹², 日本国内でも宇宙機帯電を定量的に評価出来る解析ツールの必要性が再認識された. 宇宙機帯電・放電現象は, 宇宙機保全に大きく関係するという点で, 宇宙機とプラズマとの相互作用を考える上で最も重要な事象であると言える. 従来, 日本を含む多国では, 衛星設計段階で実際に使用する帯電解析ツールとして, 米国で開発された NASCAP/GEO, NASCAP/LEO^{3,4}, POLAR⁵ が静止軌道, 低軌道, 極軌道それぞれの宇宙機環境に対して使用されてきた. しかしながら, これらのツールは開発されて 20 年以上の年月が経過し, 近年大きな発展をみた計算機技術の見地からは既に過去のもの言わざるを得ない状態であった.

一方世界では, 次世代の宇宙機帯電解析ツールの開発が既になされていた. アメリカは NASCAP の後継ツールである NASCAP-2k⁶ を 2000 年に開発し, ヨーロッパでは SPIS⁷ と呼ばれる帯電解析ソフトウェアの開発が 2003 年から開始されていた. これらの背景を受けて, 日本でも独自の次世代宇宙機帯電解析ツールの開発が開始された. このうち, MUSCAT (Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool)⁸⁻¹⁰ は, 日本の衛星設計段階で使用される事を前提に設計され, 日本の宇宙機関の協力体制を得て 2004 年 11 月から開発がスタートし, 2007 年 3 月に完成の運びとなった. MUSCAT の特徴は, 独自の Graphical User Interface (GUI) による 3 次元宇宙機モデリング機能, パラメータ入力機能, 計算制御機能を有し, 計算初心者でも非常に扱い易いツールとなっている点である. また, 解析エンジンにも詳細な物理モデルと高速計算性という相反する機能を有し, ワークステーション程度の計算資源で計算を実行可能となるように設計されている. 現在 MUSCAT は JAXA 内等で使用され, 実機の帯電解析にも適用されている.

同時期にこれとは別に, 宇宙環境シミュレータ (GES) グループによって, 大規模計算による宇宙機と宇宙環境の相互作用を解析する試みがなされていた¹¹. このグループの研究では大規模演算装置である地球シミュレータを使用し, 電子運動論的效果を含めた粒子的プラズマモデルを用いて, 宇宙環境プラズマと宇宙機の相互作用を可能な限り正確に解析しようとする試みであった.

MUSCAT が完成し, 衛星設計段階で実用的な日本の標準ツールが完成した現在, GES グループの研究目的であった宇宙機と宇宙機環境プラズマの詳細な解析を継続することは科学的見地から非常に有意義であると言える. そこで, 本グループではこの研究を基本として, また, MUSCAT 開発で得られた知見を活用する事で, 大規模計算による新たな宇宙機環境シミュレーションコードを開発する事を目標とする. 本コード開発の主眼は次の 2 点に置いている. ひとつは, MUSCAT と同様に宇宙機帯電現象の解析が可能である点, そして, もうひとつは, イオンエンジンに代表される, 宇宙機からの能動的プラズマ放出を解析可能であるという点である. 特に後者は, 近年の宇宙探査で使用されるイオンエンジンが 1kW を超える高出力であり, このようなシステムから放出されるプラズマと宇宙機が相互作用することを考慮すると, その必要性は明らかである. 本グループでは最終的にこれら 2 つの解析機能を有する新しいシミュレーションコードの開発を目指している. これらの機能を開発の第一段階, 第二段階としてコード開発を進めている.

2. コードの基本原則

2-1. コードの基本仕様

本コードの基本仕様を以下に述べる. 現在これらに基づいてコードの開発を進めている.

- 1) イオンと電子を粒子として解く.
- 2) 計算体系は 3 次元として, 矩形格子を採用する.
- 3) 電磁場については, 静電場のみ解く.
- 4) 計算体系内に, 3 次元宇宙機モデルを導入出来る事.
- 5) 衛星軌道上などの, 宇宙機環境プラズマを再現出来る事.
- 6) 宇宙機帯電を計算出来る事.
- 7) イオンエンジンなどの, 宇宙機からの能動的プラズマ放出の影響を計算出来る事.

1) について, 膨大な計算資源を要する一方, イオンに加えて, 電子の運動も粒子として自己無撞着に解くことで, 宇宙機環境プラズマの詳細な解析を行うことが出来る. 2), 3) について, 矩形格子を採用する事で, フーリエ変換によりポアソン方程式を高速に解く事が可能となり, その結果, 静電場を高速に求める事が出来る. 4) について, 宇宙機は矩形格子によってモデル化され

る。この部分については、MUSCAT 開発で得られた技術をもとに開発する計画としている。5) は、計算空間内に衛星軌道上に存在する環境プラズマに加え、宇宙機から放出される光電子、二次電子についても考慮する。5), 6) については、記述の通りである。

2-2. コードの基本原則

本コードは、3次元 PIC 法¹²によって、イオンおよび電子の運動を解いている。電子については前述した様に、宇宙環境プラズマ中の電子に加えて、宇宙機から放出される光電子、二次電子についても同様に解く。イオンおよび電子の運動方程式は、

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

である。ここで、 x, v, q, m, E, B はそれぞれ、粒子位置、速度、電荷量、質量、電場、磁場を表す。また、添字 j はイオン、電子など、それぞれの個別の粒子種を示している。電磁場については、コード中では静電場のみ求める。従って、式 (1) 中の磁場は初期条件で計算空間に導入される静磁場を表している。

空間電位はポアソン方程式、

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

を解く事によって求められる。電場は電位の勾配を計算する事で得られる。ここで、 ϕ, ρ はそれぞれ、電位、電荷密度を示す。また、宇宙機表面における電位計算は Capacitance Matrix 法¹³を使用している。

3. 基本機能の検証

開発中のコードについて、基本機能の検証を行った。現在本コードによって、導体から構成される単純衛星モデルについて、宇宙機環境中での浮動電位を計算する事が出来る。ここでは、理論値、実験値、また、他の計算コードによる計算結果との比較によってこの基本機能を検証した。

計算に使用したプラズマパラメータおよび、計算パラメータを Table 1 に示す。

Table 1. Computation Parameters

プラズマ密度 [m ⁻³]	3x10 ¹²
プラズマ温度 [eV]	2
イオン電子質量比 (Xe)	240516
Debye長 [m]	6.0x10 ⁻³
計算体系格子数	64x64x64
衛星モデル格子数	10x10x10
空間刻み幅 [m]	7.0x10 ⁻³
時間刻み幅 [s]	3.0x10 ⁻⁹

はじめに、単純立方体衛星モデルについて、本コードを使用して得られた浮動電位の計算結果を Fig. 1 に示す。ここで、プラズマの初期分布はイオンと電子にそれぞれについて、空間分布は一樣とし、速度分布は Gaussian で与えている。シース長が物体のスケール長と比較して十分小さい場合、浮動電位の理論値は、

$$V_f = -(kT_e / e) \ln(m_i / m_e)^{1/2} \quad (3)$$

と記述できる¹⁴。ここで、 V_f, T_e, m_i, m_e はそれぞれ、浮動電位、電子温度、イオン質量、電子質量である。式 (3) より、浮動電位

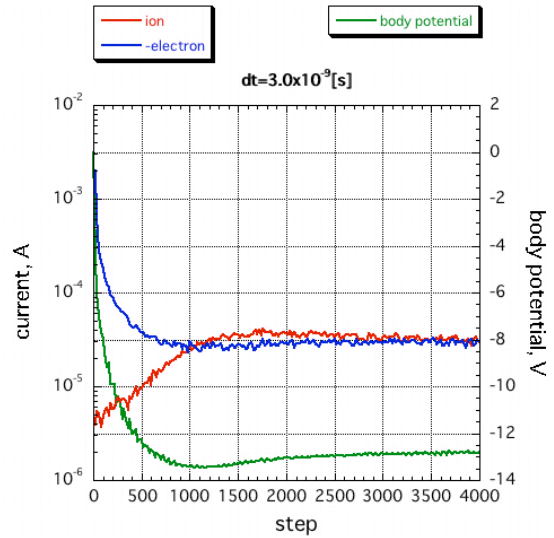


Fig.1 Numerical results of temporal evolution of the floating potential of the conductive satellite model and the current densities of ambient ions and electrons into the model.

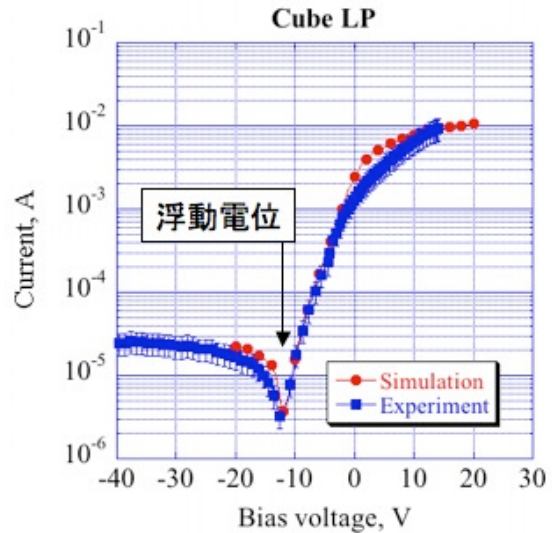


Fig. 2 IV characteristic curves obtained by the MUSCAT simulation and the validation experiment of the code.

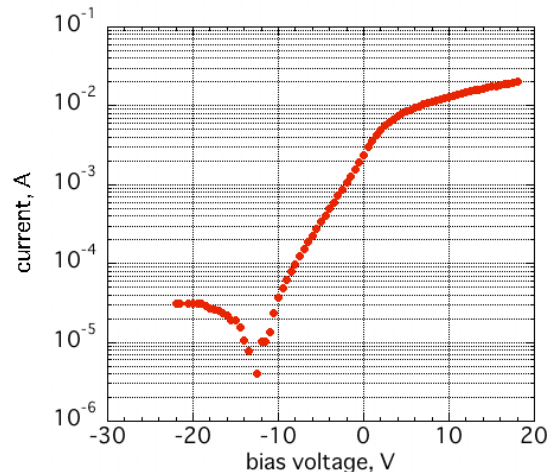


Fig. 3 IV characteristic curve of this simulation.

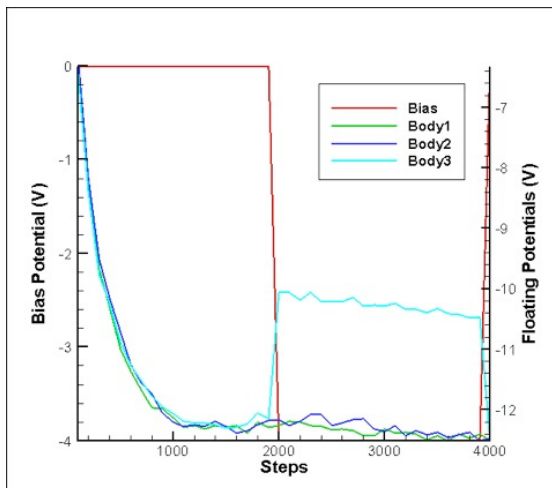


Fig. 4 Numerical results of the floating potential of the three conductive objects. The one side of the “Body 3” is -4V biased to its floating potential.

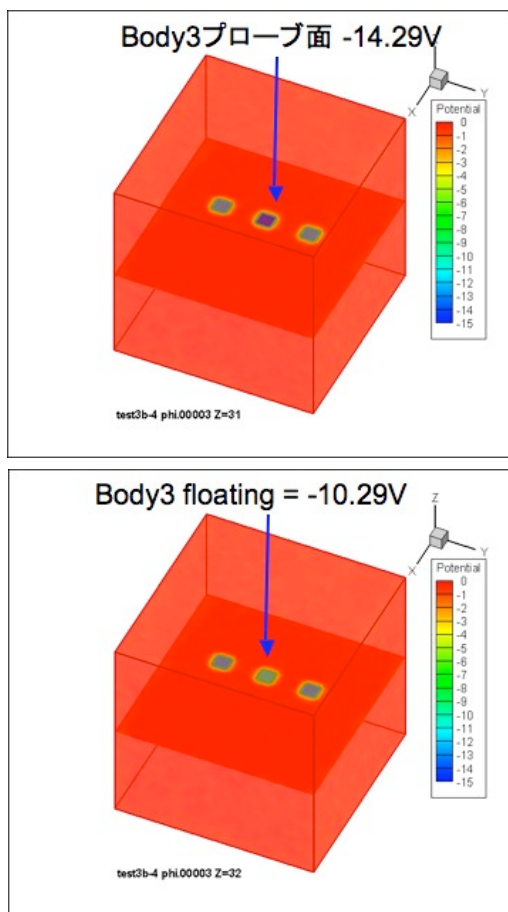


Fig. 5 Numerical results of the floating potential of the three conductive objects at 3000 steps. The upper side of the “Body 3” is -4V biased to its floating potential.

の理論値は $V_f = -12.40$ (V) と求まり、これはシミュレーション結果と良い一致を示す。また、Fig. 2 に示すように、MUSCAT での計算結果と、その検証実験結果による電流電圧特性曲線¹⁵から得られる浮動電位の値とも良い一致を示している。Fig. 3 に本コードによって得られた電流電圧特性曲線を示す。これと、Fig. 2 を比較すると、本計算結果の方が電流を多く収集していることが見て取れる。この結果については粒子流入条件の違いに起因すると考

えられている。MUSCAT では外部境界から計算体系内に一定フラックスでプラズマを流入させているが、一方で、本コードでは便宜上、計算体系内における計算粒子数を固定し、この内 1 ステップ内に消滅した分だけ外部境界から補充する手法をとっている。粒子流入の扱いは固定フラックスとする方針である。しかし、Fig. 3 から、特性曲線の傾向と各電圧に対するおよその収集電流値は良い一致を示していると言える。

次に、複数の浮動導体が存在する場合について、浮動電位計算を行った。計算モデルは、大きさ $5\text{cm} \times 5\text{cm} \times 1\text{cm}$ である同一形状の板状の導体 3 つを、Table 1 に示したプラズマ環境中に置いた場合を仮定し、この条件でそれぞれの浮動電位を計算した。但し、3 つの導体のうち一つについては、面の一つをこの導体浮動電位に対して、-4V バイアス電位が保持される様に設定している。Fig. 4 にこれらの導体の浮動電位計算の結果を示す。Fig. 5 に示す様に、導体 3 の面のうち、バイアス電位を設定した面の電位と、この物体の浮動電位との電位差は設定バイアス電位に等しい -4V であることが確認できる。

4. プラズマモデルの拡充

4-1. プラズマモデルの拡充について

コードの汎用性向上のために、プラズマモデルの拡充も重要な開発項目である。基本機能として、背景プラズマであるイオンと電子について、これらの空間分布および、宇宙機モデルに対する流入電流を計算可能である。今回、プラズマモデルの拡充として、オーロラ電子と光電子放出についてモデル化を行い、コードへの統合を行った。

4-2. オーロラ電子モデル

オーロラ電子は極軌道のプラズマ環境を模擬するためには必要不可欠な要素である。オーロラ電子のモデル化は温度と磁力線方向にドリフトエネルギーを持つ電子として定義した。オーロラ電子の温度はそのドリフトエネルギーのおよそ 1/10 程度で与えている。

4-3. 光電子放出モデル

光電子放出 (Photoelectron Emission: PEE) は静止軌道などの希薄な背景プラズマ環境中で、宇宙機の浮動電位に対して非常に大きな影響を及ぼす。また、このような環境中では光電子自身が宇宙機周りにシーブを形成する場合があると考えられている。このような理由で、光電子放出モデルの構築は非常に重要である。ここでは、以下のような光電子放出モデルを構築した。

放出フラックスについては、物性値として実測されている 1AU での光電子電流密度で定義した。日照面から放出される、光電子の初期分布は、空間分布については一様とし、速度分布については、単一 Maxwell 分布でエネルギーを与え、コサイン分布によって角度分布を

Table 2 Computation parameters for PEE test.

プラズマ密度 [m^{-3}]	3×10^7
プラズマ温度 [eV]	2
イオン電子質量比 (H^+)	1836
Debye長 [m]	2.71
光電子電流密度 [A/m^2]	1.0×10^{-5}
光電子温度 [eV]	1.5
計算体系格子数	$64 \times 64 \times 64$
衛星モデル格子数	$10 \times 10 \times 10$
空間刻み幅 [m]	0.7
時間刻み幅 [s]	3.0×10^{-7}

定義している。

構築した光電子放出モデルに対する導体物体の浮動電位計算パラメータを Table 2 に示す。また、光電子放出時の空間電位計算結果を Fig. 6 に、光電子放出機能の有無による導体物体の浮動電位計算結果の時間履歴を Fig. 7 にそれぞれ示す。導体物体からはアルミニウム相当の光電子放出を仮定している。これらの計算結果より、このプラズマ環境中での物体の浮動電位に対しては、光電子の有無が非常に大きな影響を及ぼしている事が確認出来る。

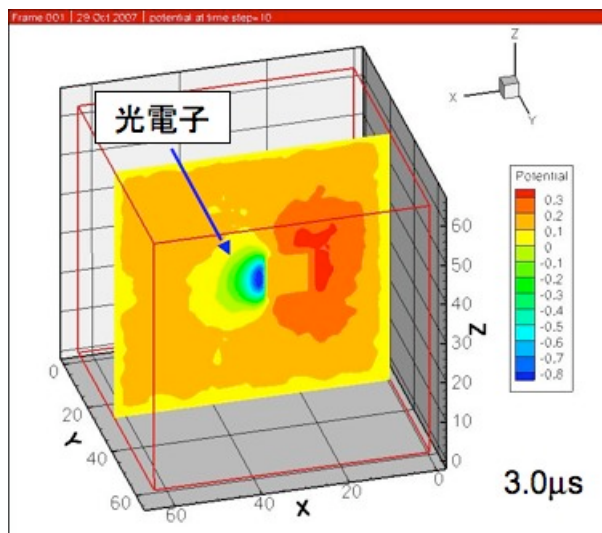


Fig. 6 Numerical result of spatial distribution of the electric potential with PEE function.

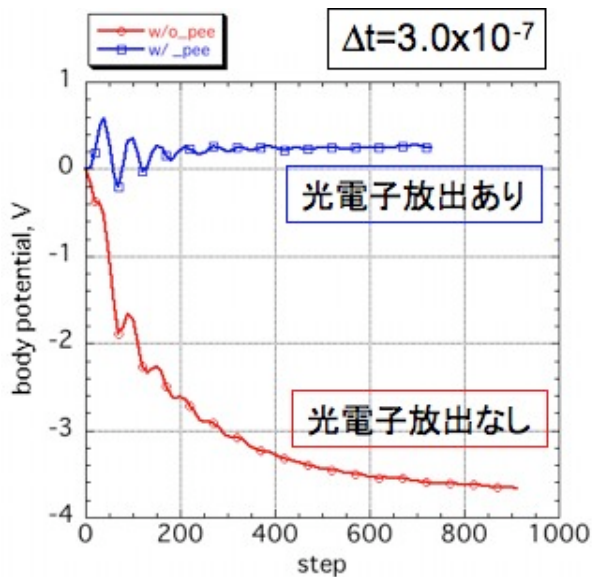


Fig. 7 Numerical results of temporal evolution of the floating potential of the satellite model with or without PEE function.

5. コードの実機解析への応用例

開発したコードの基本機能を統合し、実機解析への応用を試みた。具体的には、極軌道観測衛星の「れいめい」に搭載されているダブルプローブのモデル化を行い¹⁶、プラズマ計測の再現を試みた。

Fig. 8 に「れいめい」の模式図と作成した解析モデルを示す。また、計算パラメータを Table 3 に示す。本計算ではプラズマモデルとして、背景プラズマに加えてオーロラ電子モデルを追加している。計算結

果として、各プローブ電位と収集電流値を Fig. 9 と Fig. 10 にそれぞれ示す。本シミュレーションによって、極軌道環境中での「れいめい」に搭載された複数のプラズマプローブの収集電流を計算する事ができた。今後は、実機の観測データとこれらの計算結果との比較検討作業を行う。

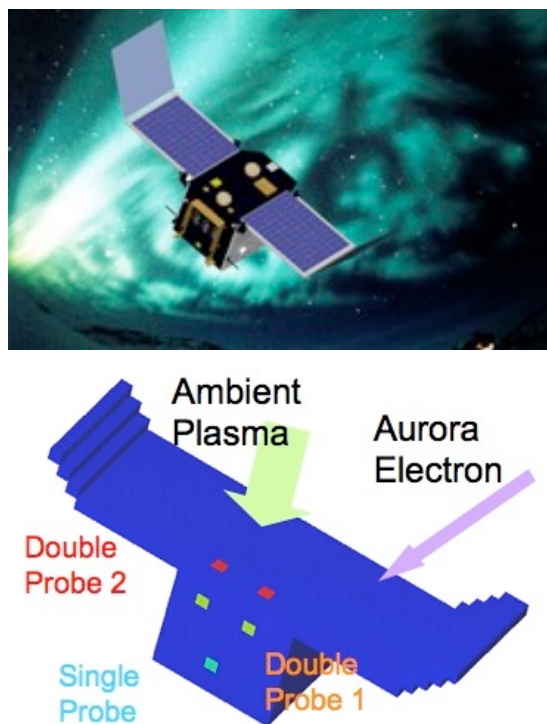


Fig. 8 Schematic image of the “REIMEI” spacecraft (top) and the numerical model of this simulation (bottom).

Table 3 Computation parameters for the “REIMEI” probe analysis.

プラズマ密度 [m ⁻³]	1.0x10 ⁹
プラズマ温度 [eV]	0.1
イオン電子質量比 (H ⁺)	1836
Debye長 [m]	0.1
オーロラ電子密度 [m ⁻³]	3.9x10 ⁶
ドリフトエネルギー [eV]	7500
オーロラ電子温度 [eV]	750
衛星ドリフト速度[km/s]	8
計算体系格子数	128x128x64
空間刻み幅 [m]	0.05

6. コードの応用と今後の開発計画

これまで述べた様に、コードの基本機能として複数導体を含むプラズマ中の導体の浮動電位計算機能が完成した。また、プラズマモデルとして、背景プラズマに加えて、オーロラ電子のモデル化を行った。放出系のモデル化のひとつとして、光電子放出のモデル化を行い、コードに統合した。

これらの基本機能の実機への応用例として、前節で示した様に、「れいめい」搭載プラズマプローブの電流収集を再現した。今後は、観測データとの比較検討作業を行う。また、光電子放出機能を加えて、磁気圏観測衛星「GEOTAIL」の電界計測プローブを対

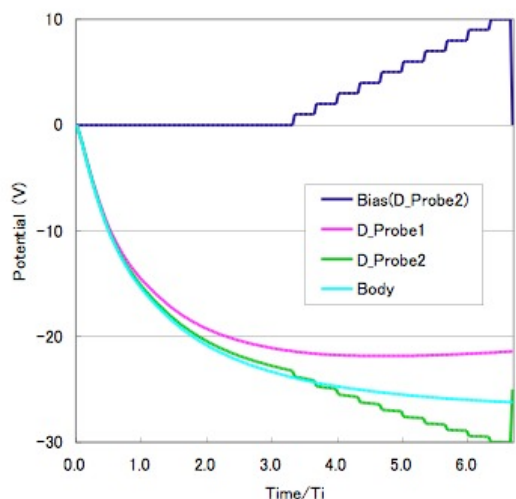


Fig. 9 Numerical results of temporal evolution of floating potential and bias voltage of the probes on-board REIMEI.

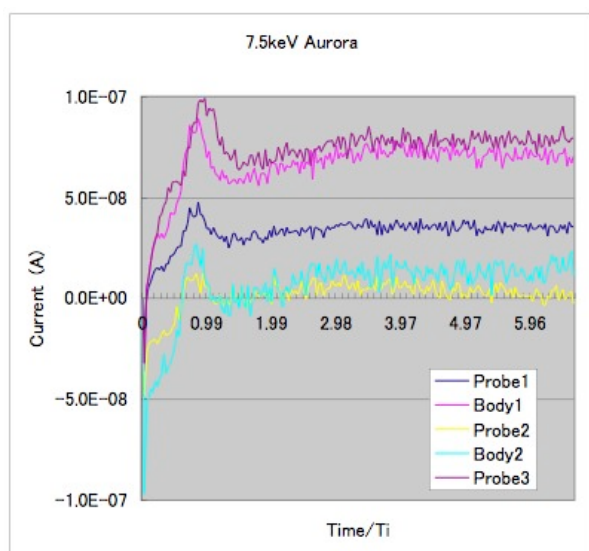


Fig. 10 Numerical results of temporal evolution of current collected by the probes on-board REIMEI.

象とした計算モデルを構築し、解析を行う予定である。

今後の開発計画は、プラズマモデルについては現在のモデルに加えて、二次電子放出機能の実装を行う予定である。その後、イオンエンジンルーム解析に向けた、イオンビーム放出系のモデル化と実装を計画している。また、これと並行して、宇宙機モデルの作成にあたって、MUSCAT で開発された GUI 機能の利用も視野に入れた、より詳細な宇宙機モデルの作成についても検討している。

5. おわりに

本グループでは、GES グループによる宇宙機環境シミュレータ開発を継続し、大規模計算による宇宙機環境プラズマ解析コードを開発している。現在までに開発の第一段階として、その主たる目的の一つである宇宙機帯電計算について、必要機能の開発を行い、単純形状モデルに対する浮動電位計算の実行と検証作業が終了した。複数導体に対しても、浮動電位計算が実行可能である事を確認した。また、プラズマモデルの拡充として、光電子放出機能の実装を行い、二次電子放出モデルも構築した。これらの基本機能の実機への応用として、衛星搭載プローブのシミュレーションを開始した。今後は、開発の第二段階である、イオンエンジンルームの解析に向けて、イオンエンジンから放出されるイオン

ビームのモデル化等、コードの開発を進めていく。

本稿のシミュレーションは、JAXA スーパーコンピュータシステム、NS システムによって実行した。また著者らは、「れいめい」プローブ解析に対する、国立極地研究所、岡田雅樹氏の御協力に対し謝意を表す。

参考文献

- [1] Nakamura, M., "Space Plasma Environment at the ADEOS-II anomaly," *Proc. 9th Spacecraft Charging Technology Conf.*, Tsukuba, Japan, 4-8 April, 2005.
- [2] Kawakita, S., Kusawake, H., Takahashi, M. et al., "Investigation of Operational anomaly of ADEOS-II Satellite," *Proc. 9th Spacecraft Charging Technology Conf.*, Tsukuba, Japan, 4-8 April, 2005.
- [3] Mandell, M.J. and Katz, I., "High Voltage Plasma Interactions Calculations Using NASCAP/LEO," AIAA Paper 90-0725, 1990.
- [4] Mandel, M.J., Katz, I. Davis, V.A. and Kuharski, R.A., "NASCAP/LEO Calculations of Current Collection, in Current Collection from Space Plasmas," NASA CP 3089, 1990.
- [5] Murphy, G. and Katz, I., "The POLAR Code Wake Model: Comparison with in Situ Observations," *J. Geophys. Res.*, 94, pp. 9065-9070, 1989.
- [6] Mandell, M. J., Katz, I., Hilton, J. M., Cooke, D. L., and Minor, J., "Nascap-2K Spacecraft Charging Models: Algorithms and Applications," *Proc. 7th Spacecraft Charging Technology Conf.*, Noordwijk, The Netherlands, 23-27 April, 2001.
- [7] Forest, J., Eliasson, L., and Hilgers, A., "A New Spacecraft Plasma Interactions Simulation Software, PicUp3D/SPIS," *Proc. 7th Spacecraft Charging Technology Conf.*, Noordwijk, The Netherlands, 23-27 April, 2001.
- [8] Hatta, S., Muranaka, T., Hosoda, S., Kim, J., Cho, M., Ueda, H. O., Koga, K., and Goka, T., "Progress of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT) and its Evolution for Space Exploration," IAC-06-D5.2.08, *Peoc. 57th International Astronautical Congress*, Valencia, Spain, October 2006.
- [9] Muranaka, T., Hatta, S., Kim, J., Hosoda, S., Ikeda, K., Cho, M., Ueda, H. O., Koga, K., and Goka, T., "Final Version of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)," *Proc. 10th Spacecraft Charging Technology Conf.*, Biarritz, France, 18-21 June, 2007.
- [10] Hosoda, S., Muranaka, T., Kim, J., Hatta, S., Kurahara, N., Cho, M., Ueda, H. O., Koga, K., Goka, T., and Kuninaka, H., "Verification of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT) via Laboratory Test," *Proc. 10th Spacecraft Charging Technology Conf.*, Biarritz, France, 18-21 June, 2007.
- [11] Usui, H., Miyake, Y., Okada, M., Omura, Y., Sugiyama, T., Murata, K. T., Matsuoka, D., Ueda, H. O., "Development and Application of Geospace Environment Simulator for the Analysis of Spacecraft-Plasma Interactions," *IEEE Transactions on plasma science*, Volume 34, Issue 5, part2, Oct. 2006, pp2094-2102, Digital Object Identifier10.1109/TPS.2006.883290, 2006.
- [12] Birdsall, C. K., and Langdon, A. B., *Plasma Physics via Computer Simulation*, McGraw-Hill, New York, 1985.
- [13] Hockney, R. W., and Eastwood, J. W., *Computer Simulation Using Particles*, Institute of Physics Publishing, Bristol and Philadelphia, 1988.
- [14] プラズマ・核融合学界編, 「プラズマの生成と診断 (応用への道)」 4. 2章, コロナ社, 東京, 2004.
- [15] Hosoda, S., Hatta, S., Muranaka, T., Kim, J., Kurahara, N., Cho, M., Ueda, H. O., Koga, K., and Goka, T., "Verification of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT) via Laboratory test," *Proc. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, USA, 2007.
- [16] Ueda, H. O., Okada, M., Usui, H., and Imasato, K., "Electrostatic Full-Particle Simulations Modeling of REIMEI Satellite in Polar Orbit," *Proc. 10th Spacecraft Charging Technology Conf.*, Biarritz, France, 18-21 June, 2007.