

荷電粒子ビーム放出による衛星帯電現象の解析

○星賢人(京都大), 村中崇信(中京大), 小嶋浩嗣(京都大),
白井英之(神戸大), 篠原育(宇宙研), 山川宏(京都大)

Analysis of Satellite Charging Using Charged Particle Beam Emission

Kento Hoshi(Kyoto Univ), Takanobu Muranaka(Chukyo Univ), Hirotsugu Kojima(Kyoto Univ), Iku Shinohara(ISAS), Hideyuki Usui(Kobe Univ), Hiroshi Yamakawa(Kyoto Univ)

1 目的および背景

衛星が宇宙空間を飛行している時, 周辺プラズマのイオン・電子の影響によって, 宇宙機はほぼ必ず電荷を帯びてしまうことが知られている. このような帯電現象は, 特に衛星表面上で局所的に高電位帯電が起こった場合に放電を引き起こし, 電子機器の故障の原因として通常は回避されるものとして捉えられている. 一方, この帯電現象を積極的に衛星の軌道制御や姿勢制御に利用するという手法の検討が近年行われており, 電子エミッタやイオンエミッタを用いることを想定しているため推進装置が小型であること, ほぼ燃料が不要となることから長寿命化が期待できる. しかし, 帯電を用いた衛星軌道・姿勢制御手法の検討はあくまで力学の観点から行われており, 周辺プラズマの影響まで考慮した場合にどの程度の帯電が実現可能であるのか, 強い荷電粒子ビームを用いて衛星の電位を一定に保つことや, ステップ上に制御することは可能であるのか, といった検討は未だ行われていない. したがって, 数式モデル・帯電シミュレーションを用いて実現可能な衛星の帯電性能を明らかにし, その制御手法と帯電量を向上させる手法を確立することが本研究の目的である.

2 帯電衛星を用いた軌道制御手法について

衛星が帯電した状態で地球磁気圏内を飛行している時, 式(1)で表されるローレンツ力が衛星に働く.

$$\mathbf{F}_L = q(\mathbf{v} - \boldsymbol{\omega}_E \times \mathbf{r}) \times \mathbf{B} \quad (1)$$

ただし, q は衛星の帯電量, \mathbf{r} は衛星の位置, \mathbf{v} は衛星の速度, $\boldsymbol{\omega}_E$ は地球の自転速度, \mathbf{B} は磁場である. 衛星の質量を m とすれば, 衛星の運動方程式は式(2)のようになる.

$$\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} = \frac{q}{m}(\mathbf{v} - \boldsymbol{\omega}_E \times \mathbf{r}) \times \mathbf{B} \quad (2)$$

したがって, 質量電荷比 q/m が衛星の推力を決め, q を任意に制御することが出来れば衛星の軌道制御へ利用できる. 衛星の帯電を用いた軌道制御の応用例について, その実現に必要な質量電荷比が表1のように検討されている¹⁾.

表1: 帯電衛星軌道制御の応用例

質量電荷比 [C/kg]	応用例
1.0×10^{-4}	100m scale LEO formation ²⁾
1.0×10^{-3}	LEO Rendezvous
1.0×10^{-2}	Jupiter Insertion
1.0	Aero Drag Compensation

また, 2機の帯電した衛星が近距離を飛行している場合, 両衛星間にクーロン力が働くため運動方程式は式(3)のようになる.

$$\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} = \frac{q_1 q_2}{4\pi\epsilon_0 m d^2} \exp\left(-\frac{d}{\lambda_d}\right) \quad (3)$$

ただし, q_1, q_2 はそれぞれの衛星の帯電量, d は衛星間距離, λ_d はデバイ長である. クーロン力が働く方向は対になる衛星の方向であるため, 複数衛星の編隊飛行への応用などが検討されている³⁾. このように帯電衛星を用いたシステムは様々な応用が期待されており, その実現に向け, 荷電粒子ビームを大量に放出した際の衛星帯電特性を明らかにすることは非常に重要である.

3 ビーム放出シミュレーション

JAXA 計算機工学センターで開発された三次元静電帯電解析コード HiPIC⁴⁾ をベースにルーチンの改良を行い, 荷電粒子ビーム放出時の帯電現象についての解析を行った. シミュレーションモデルは図1のような単純箱型導体を想定し, x 正方向の表面中心にビー

ム放出点を設定した。シミュレーションに関するパラメータは表2のパラメータを用いた。また本節で示す図は、ビーム放出点を通る $y = 64.5$ 平面を切り出したものである。

表 2: シミュレーション条件

背景プラズマ粒子種	電子, Proton
背景プラズマ密度	10^6 m^{-3}
背景プラズマ温度	10 eV, Maxwellian
背景プラズマドリフト速度	なし
debye 長	23.5 m
空間刻み幅	1.0 m
時間刻み幅	$0.01 \mu\text{s}$
空間サイズ	$128 \times 128 \times 128$
代表粒子数	32 particles/grid
磁場	なし
光電子放出	なし
ビーム放出速度	470 km/s

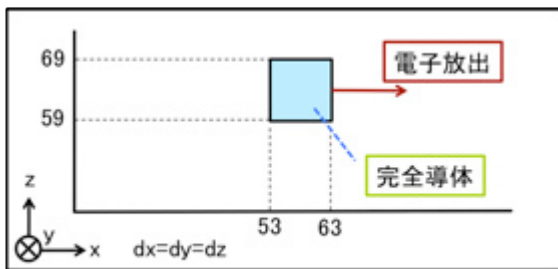


図 1: シミュレーションモデル

3.1 電子ビーム放出による帯電特性

電子ビームを 0.5 mA, 1 mA 放出した時の飽和電位分布は図2のようになった。

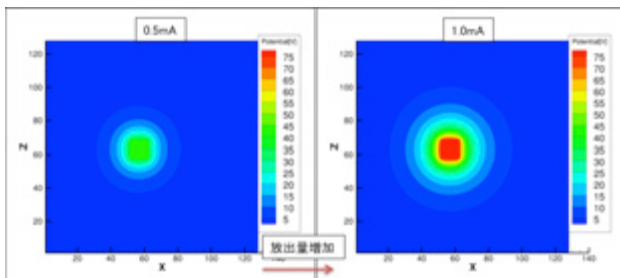


図 2: 電子ビーム放出時の電位分布 ($y = 64.5$)

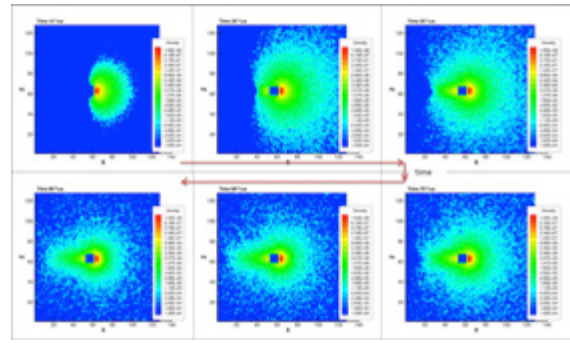


図 3: 1mA 放出時の放出電子密度分布 ($y = 64.5, \Delta t = 20 \mu\text{s}$)

電子放出量の増加に従って導体電位が上昇している。また、導体から放出した電子のみの密度分布の時間変化は図3のようになっており、導体が高電位になるにつれて放出電子が導体電位に引きつけられていく。導体へ戻ってくる電流が存在するため、正味の放出電流量は設定放出量に届いておらず、戻り電流量を I_{return} として、正味の放出電流量 I_{net} を以下のように計算すると、図4のようになった。

$$I_{net} = I_{force} - I_{return} \quad (4)$$

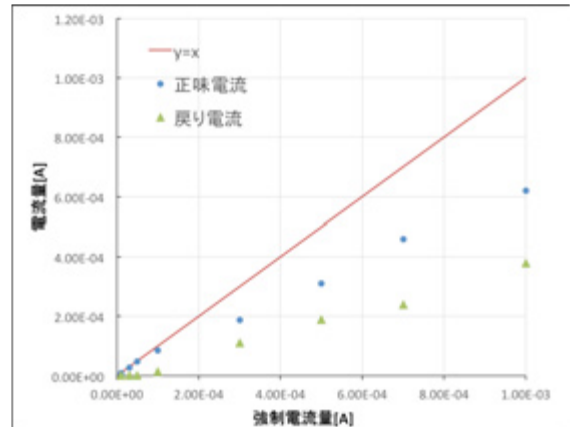


図 4: 正味電流量と戻り電流量

強制電流量が多くなるにつれ戻り電流量も増加し、 $I_{force} = 1 \text{ mA}$ の時に 0.4 mA 程度が衛星本体に戻ってきている。したがって電子ビームを用いて衛星を帯電させる場合、衛星電位による引きつけの効果により電位の上限が存在し、無制限に電位を上昇させることは難しいと考えられる。

3.2 電子ビーム放出時の解析解の導出・シミュレーション結果との比較

衛星表面の電位は、衛星に流入してくる電流と衛星から流出する電流の平衡によって定められる⁵⁾。本節では、この電流平衡モデルを用いて強制電流放出時の解析解を導出し、シミュレーション結果との比較を行う。

I_e を流入電子による電流、 I_i を流入正イオンによる電流、 I_{ph} を流出していく光電子電流、 I_{force} を表面からビーム装置によって強制的に流出させる強制電流とすれば、その平衡は式 (5) で与えられる。

$$I_i + I_{ph} + I_{force} - I_e = 0 \quad (5)$$

電子ビーム放出によって正に帯電した場合、 I_i と I_{ph} は表面電位が上昇するにつれて減少するため、無視できる。衛星表面電位を V とした時、軌道運動制限 (OML) モデルによる電子電流は式 (6) で表される⁶⁾。

$$I_e = \begin{cases} \frac{Aen_e}{4} \sqrt{\frac{8k_B T_e}{\pi m_e}} \left(1 + \frac{eV}{k_B T_e}\right)^{s/2} & (V > 0) \\ \frac{Aen_e}{4} \sqrt{\frac{8k_B T_e}{\pi m_e}} \exp\left(\frac{eV}{k_B T_e}\right) & (V \leq 0) \end{cases} \quad (6)$$

ただし、式中の s は電荷収集導体の形状によって変化し、球の場合なら $s = 2$ 、円筒形プローブであれば $s = 1$ である。箱型立方体の電流収集特性は球の場合に近いので、 $s = 2$ として式 (6) を式 (5) に代入し、逆に解けば式 (7) が得られる。

$$V(I_{force}) = \frac{4k_B T_e}{Ae^2 n_e} \sqrt{\frac{\pi m_e}{8k_B T_e}} I_{force} - \frac{k_B T_e}{e} \quad (7)$$

今回行ったシミュレーションのパラメータを用いて式 (7) を計算し、シミュレーション結果と比較すると図 5 のようになる。強制電流量が少ない場合はよく一致しているが、電流量が多くなるにつれシミュレーション結果が理想的な解析解よりも小さくなっている。これは図 4 で示されている戻り電流量の上昇による効果であり、正味の放出電流量に対してプロットするとは式 (7) とよく一致しており、妥当なシミュレーションであるといえる。

3.3 イオンビーム放出による帯電特性

イオンビームを 0.5 mA, 1 mA 放出した時の飽和電位分布は図 6 のようになった。

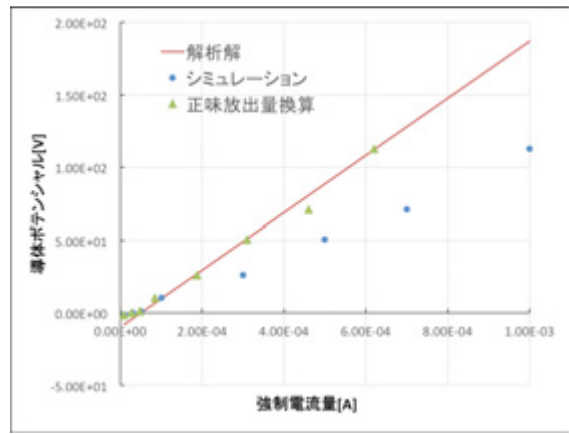


図 5: 解析解とシミュレーション結果の比較

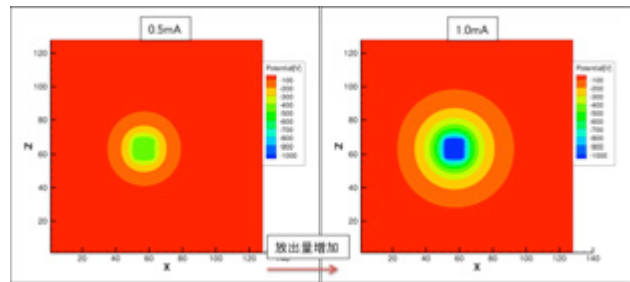


図 6: イオンビーム放出時の電位分布 ($y = 64.5$)

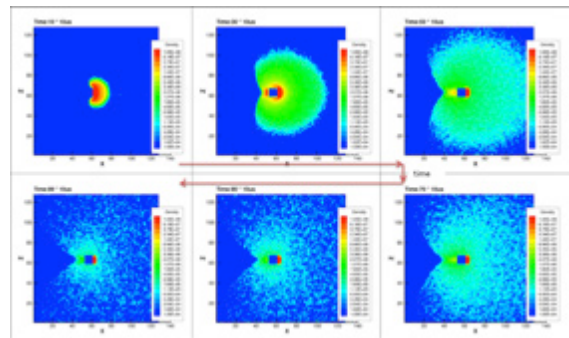


図 7: 1mA 放出時の放出イオン密度分布 ($y = 64.5, \Delta t = 200 \mu s$)

放出量の増加に従って導体電位が低下しており、周辺のイオンが正帯電した導体に引きつけられている。また、導体から放出したイオンのみの密度分布の変化は図 7 のようになっており、電子の場合と同様に放出イオンが導体電位に引きつけられていく様子が分かる。イオンビームの場合の正味の放出電流量 I_{net} は図 8 のようになった。イオンの慣性の影響により、電子よりも引きつけの効果は小さく、したがって正味の電流量低下も電子ビームの場合より小さい。

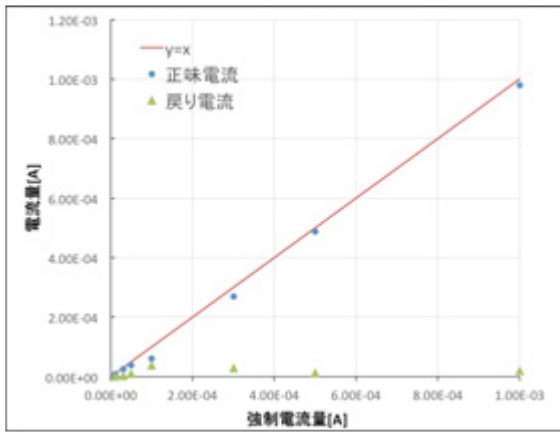


図 8: 正味電流量と戻り電流量

3.4 イオンビーム放出時の解析解とシミュレーション結果の比較

3.2 節と同様に、負帯電を仮定して OML 理論より解析解を導出すると、式 (8) となる。

$$V(I_{force}) = -\frac{4k_B T_i}{Ae^2 n_i} \sqrt{\frac{\pi m_i}{8k_B T_i}} I_{force} + \frac{k_B T_i}{e} \quad (8)$$

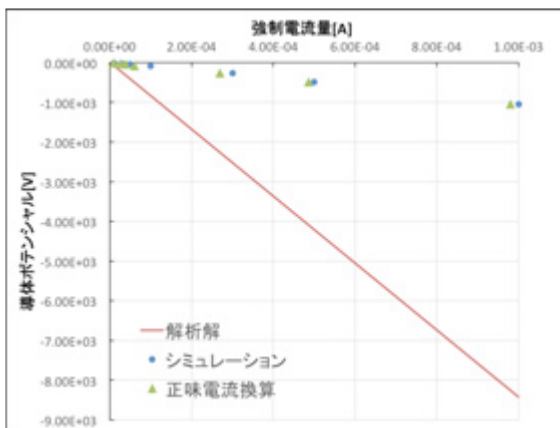


図 9: 解析解とシミュレーション結果の比較

図 9 よりイオンビームの場合のが電子ビームの場合より帯電電位の絶対値が高く、単純に推力という観点では、帯電を用いた軌道・姿勢制御手法にはイオンビームのが向いていることがわかる。また解析解とシミュレーション結果との乖離が大きく、正味電流換算でもほとんど一致していない。この原因については今後検討を進める。

4 結論・今後

衛星帯電を軌道制御・姿勢制御に用いる手法の実現にむけて、荷電粒子ビーム放出時の衛星帯電現象につ

いてのシミュレーションを行い、軌道運動制限モデルから導出される解析解との比較について報告した。電子ビームの場合は強制電流量 1 mA に対して 0.4 mA、イオンビームの場合は 1 mA に対して 0.1 mA の戻り電流があり、導体が高電位になるにつれて戻り電流が増加するために、無制限には電位上昇ができないことを示した。また導体電位は、同じ条件の背景プラズマに対して、電子ビームの場合に 120 V 程度、イオンビームの場合には -1100 V 程度まで上昇させることができ、単純な帯電電位上昇にはイオンビームのが有効であることを示した。今後は、背景プラズマの密度・温度について詳細に変化させたシミュレーションを行い、周辺状況によって帯電特性・戻り電流特性がどのように変化するかを検討する。また、現在は一シミュレーション中で一定として扱っているビーム放出量について、時間変化させた場合に表面電位を任意に制御可能かどうかについても解析する予定である。

参考文献

- 1) M. A. Peck, B. Streetman, C. M. Saaj, V. Lappas, "Spacecraft Formation Flying Using Lorentz Force", *JBIS*, **60**, 263-267, 2007.
- 2) Tsujii, S., Bando, M., and Yamakawa, H., "Spacecraft Formation Flying Dynamics and Control Using the Geomagnetic Lorentz Force", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **36**, 136-148, 2013.
- 3) L. B. King, G. G. Parker, S. Deshmukh, J. H. Chong, "Study of Interspacecraft Coulomb Forces and Implications for Formation Flying", *Journal of Propulsion and Power*, **19**, 497-505, 2003
- 4) Muranaka, T., Shinohara I., Funaki I., Kajimura Y., Nakano M., 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.
- 5) H. M. Mott-Smith, I. Langmuir, "The theory of collectors in gaseous discharges", *Phys. Rev.*, **28**, 727-763, 1926.
- 6) J. E. Allen, "Probe Theory - The Orbital Motion Approach", *Physica Scripta*, **45**, 497-503, 1992.