

小特集 帯電事故防止のための宇宙環境・衛星帯電数値シミュレーション

3. 数値シミュレーションによる宇宙機帯電解析

3.2 汎用宇宙機帯電解析ツール(MUSCAT)の概要

八田 真児, 金 正浩

MUSCAT スペース・エンジニアリング株式会社

(原稿受付: 2012年 1月27日)

宇宙機（多くは人工衛星）と宇宙プラズマの相互干渉作用により、宇宙機表面に帯電・放電現象が生じる。この放電現象に起因すると推定される、宇宙機電源系の故障が報告され、問題となっている。この帯電・放電問題に対処するため、放電発生確率を推定することを目的として、MUSCATを開発した。

Keywords:

spacecraft, charging, discharge, plasma, MUSCAT

3.2.1 MUSCAT とは

MUSCAT とは Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (汎用宇宙機帯電解析ツール) の短縮である。本ソフトウェアの研究開発は2004(平成16)年11月~2007(平成19)年3月末の期間に、宇宙航空研究開発機構(JAXA)から九州工業大学への受託研究として実施された。また、京都大学、国立極地研究所(NIPR)、情報通信研究機構(NICT)の協力を仰いだ。この開発体制を図1に示す。(NICTは情報通信研究機構。NIPRは国立極地研究所。JAXA/IATは研究開発本部であり、現在、Aerospace Research and Development Directorate (ARD) に改組、名称変更)

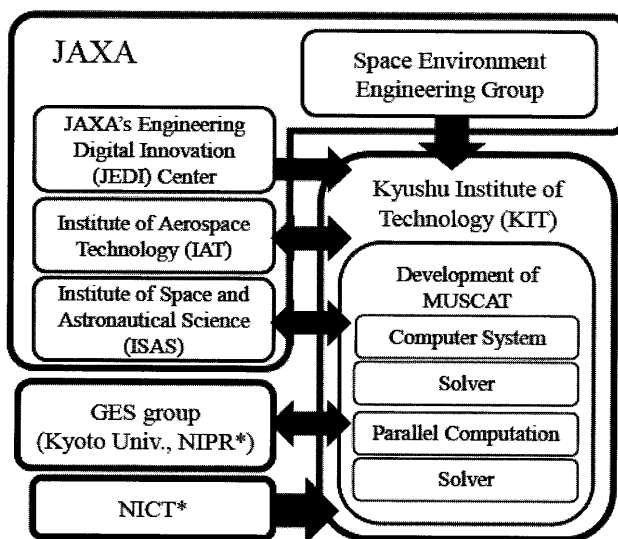


図1 2004年11月~2007年3月のMUSCATの開発体制(NIPR: National Institute of Polar Research, NICT: National Institute of Information and Communications Technology)。

3.2 Outline of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)

HATTA Shinji and KIM Jeongho

本解析ソフトウェアの解析目的は、「軌道上での放電事故発生確率の予測」、「事故発生時の原因推定」、「地上試験の条件設定の支援」の3つであるが、「軌道上での放電事故発生確率の予測」が大きな比率を占める。より具体的には、宇宙機表面の部品(太陽電池等)の帯電電位差(乖離電位)が、その部品の放電閾値に、—これは実験的に取得されるわけであるが—ある宇宙環境の下で、どの程度の時間で到達するかを推定することを目的とする。閾値到達時間が数値解析によって推定されれば、その環境にある時間を閾値到達時間で割ることによって、閾値到達回数が推定できる。式で表すと

$$N = p_{\text{crit.}} \sum_{\text{env.}} (T_{\text{ope.}} \cdot p_{\text{env.}} / T_{\text{thr.}}) \quad (1)$$

である。ここで $T_{\text{ope.}}$ は宇宙機運用期間、 $p_{\text{env.}}$ は特定の宇宙環境が発生する確率である。 $T_{\text{thr.}}$ は乖離電位が放電閾値に到達する時間であり、これがMUSCATによって算出される。サンメンションは統計上のすべての宇宙環境に対してなされる。新たな変数 $p_{\text{crit.}}$ は、発生した放電のうち致命的な損傷に至る確率であり、これも個々の機器、あるいは材料について実験的に求められる。最終的に宇宙機運用期間中の損傷発生回数 N が求められる。また、式(1)から、宇宙環境データベースは特定の宇宙環境条件とその環境が発生する確率がペアで揃っている必要があることがわかる。

MUSCATは汎用ツール、すなわち「解析の専門家ではない衛星エンジニアや電気・電子回路エンジニアが、過大な負荷を感じることなく利用可能な解析ソフトウェア」を指向しているため、アカデミックな数値解析ソフトウェアとは優先要求事項が大きく異なる。大まかに優先順に並べると、

corresponding author's e-mail: hatta@astro-muse.com

- (1) 大型計算機を必要としないこと、少なくとも WS で駆動可能。
 - (2) いかなるデータ入力条件に対しても、何らかの解を与えること、途中で解が発散などして自動停止しない。
 - (3) 高速で計算できること。
 - (4) 計算対象から容易に数値計算モデルを作成できるよう、何らかの機能を備えていること。
 - (5) 計算結果を容易に解釈できるよう、可視化ツールに対応していること。
 - (6) 自動的に宇宙環境データベースを読み取り、パラメトリック・ランを実行できること。
- などが考えられる。アカデミックな解析ツールで重視され

る計算精度の向上などは上記(1)～(6)を達成した後のステップとなる。上記(4)～(5)の例として図2に MUSCAT の GUI 画面を示す。

3.2.2 宇宙機の帯電・放電現象に寄与するパラメータ

3.1ですでに説明されているが、宇宙機の帯電に寄与するパラメータを以下に再度記述する。

- (1) 雰囲気(背景)プラズマのエネルギー(温度)と密度。
- (2) オーロラ電子など、雰囲気プラズマから分離して考慮することが可能かつ相応しい荷電粒子のエネルギー(温度)と密度。
- (3) 太陽光の強度と、宇宙機に対する方向。

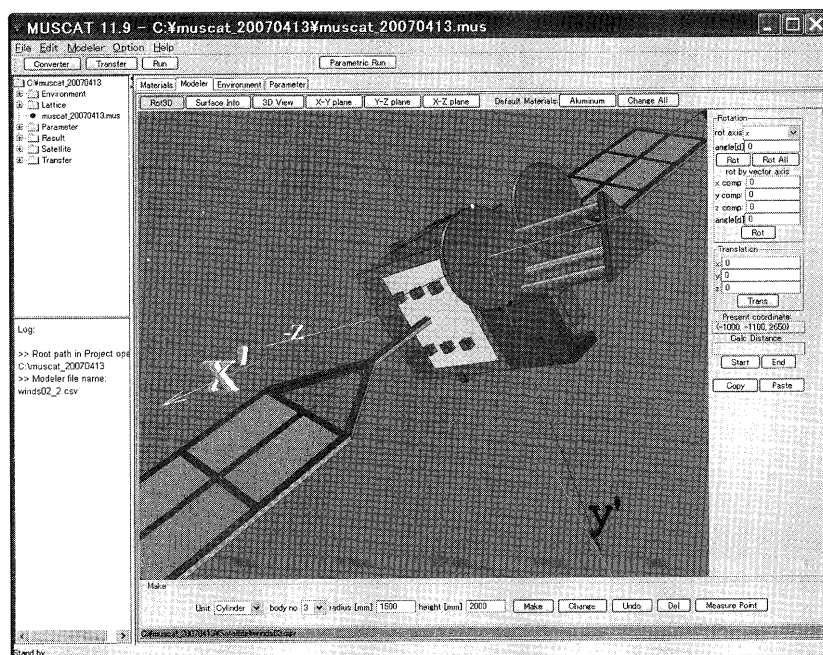


図2(a) MUSCAT の GUI の衛星モデリング機能。

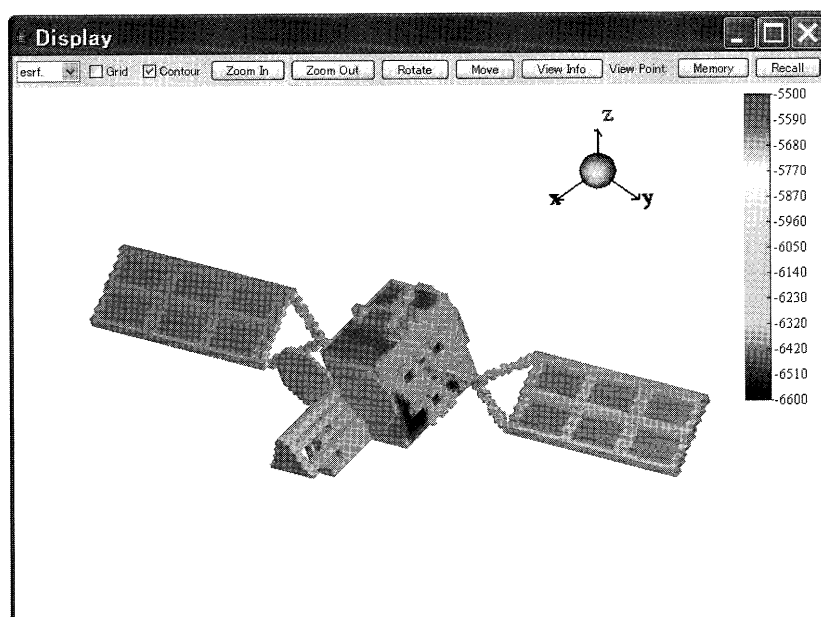


図2(b) 解析結果可視化機能。

- (4) 宇宙機の、雰囲気(背景)プラズマに対する相対速度.
- (5) 宇宙機全体の、宇宙空間に対するキャパシタンス.
- (6) 宇宙機表面を構成する誘電体の材料としての性質.
すなわち、キャパシタンス並びに誘電体表面と衛星構体の間の導電率.
- (7) 宇宙機表面を構成する材料の電子放出に寄与する物性.
すなわち、二次電子放出係数、光電子放出係数.
- (8) 前掲(7)に従って放出される二次電子や光電子のエネルギー(温度)と密度.
- (9) 宇宙機の外形的な、電気的な機構と形状. すなわち、太陽電池やアンテナの形状、配置、衛星構体電位(衛星グランド)から測った電位.

上記のうち、(1)～(4)は時間の経過によって変化するパラメータである。一方、(5)～(9)は宇宙機に固有のパラメータであるので原則として変化はしない。ただし、(6)～(8)は数年単位の時間軸上では、紫外線や放射線、原子状酸素等の影響による劣化によって変化する。また(9)は例えば太陽電池が太陽方向を指向するよう設計された宇宙機もあるので注意を要する。機器の動作などによる宇宙機各部の電位の能動的な変化については、特に大きな変化でなければ解析上は通常は無視する。

3.2.3 MUSCAT の解析エンジン

MUSCAT の帯電解析エンジンのブロック構成を図3に示す。

初めに衛星表面に流入する電荷の流束を計算する。この計算には粒子軌道追跡法 (Particle Tracking Method, PT) を用いる。この流束を時間積分することによって衛星各部に累積した電荷量が見積もられる。また衛星構体(衛星グランドに電気的に接続)に累積した電荷は、構体全体が等電位になるよう数値的に再分配される。粒子の軌道を計算するには衛星周囲の電位構造が判明している必要であるが、これは次に説明する。

電位構造を計算する場合に基本となるモデルは、薄い背

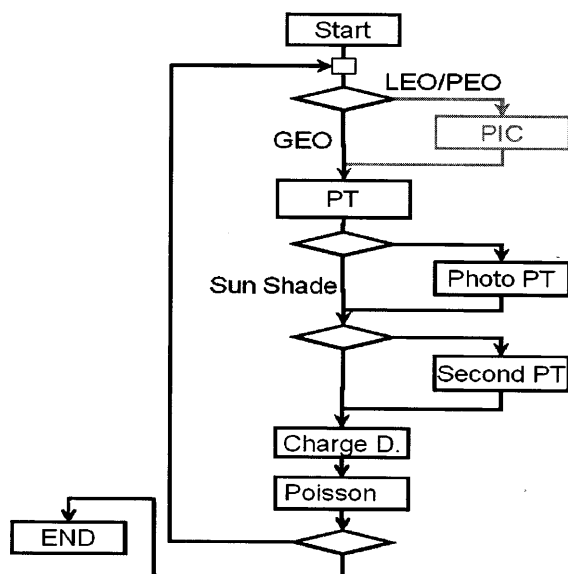


図3 解析エンジンのブロックダイアグラム。

景プラズマによって形成される「厚いシース」による近似である。この場合、宇宙機周囲に形成される電位構造はクーロンポテンシャルに従う。3.2.2の(5)の「宇宙機のキャパシタンス」は、「宇宙機に単位電荷を与えた場合に生じる電位構造の一部としての宇宙機の電位」にほかならない。

以上に説明した、「衛星各部に累積した電荷量」と「衛星周囲の電位構造」を交互に解くことによって、衛星各部の電位を計算することができる。この計算はユーザー指定の回数が繰り返されるか、宇宙機の一部の電位差(乖離電位)が放電閾値に到達するまで繰り返される。

次に「衛星各部に累積した電荷量」の計算と、「衛星周囲の電位構造」の計算のそれぞれについて少し詳しく述べる。「衛星各部に累積した電荷量」は時間積分した結果であるので、実際には電荷の流束を計算する。帯電に寄与する電荷は電子、陽子、重粒子の原子核からなるが、実用上、それぞれを温度(エネルギー)から以下のように区分している。

- (ア) 軌道傾斜角の小さな地球低軌道の場合：背景プラズマ(低温, 高密度)
- (イ) 極軌道の場合(軌道傾斜角の大きな地球低軌道の場合)：背景プラズマ(低温, 高密度), オーロラ電子(高温, 低密度)
- (ウ) 静止軌道の場合：低温背景プラズマ(低温, 低密度), 高温背景プラズマ(低温, 低密度)

軌道が(ア)～(ウ)のいずれでもなく、解析用のデータとして十分なデータベースが得られない場合には、定性的な検討の上で、(ア)～(ウ)のいずれかで近似することが多い。軌道傾斜角の小さな低軌道では帯電放電障害を引き起こす宇宙環境に遭遇する可能性は非常に低い。この軌道であっても南大西洋異常(South Atlantic Anomaly, SAA)を通過するが、この環境を模擬する場合には(イ)と同様にオーロラ電子を考慮に入れる。(ウ)の説明では2温度プラズマ(Double Maxwellian)を仮定しているが、解析を簡略化することもあり、事実、静止軌道データベースでは1温度プラズマ(Single Maxwellian)を仮定している。

(ア)～(ウ)、いずれの宇宙環境においても、宇宙機表面に高エネルギー電荷からなる一定以上の流束が流入すれば何らかの形で帯電を生じることになるが、宇宙機全体が均一に帯電する限りにおいては乖離電位は発達せず、したがって放電も発生しない。宇宙機表面が不均一に帯電した場合のみ放電は発生するが、多くの場合において、既に述べた外部から流入する電荷と、その電荷が表面材料に衝突することによって生じる二次電子放出、また太陽光によって発生する光電子放出の分布によって不均一な帯電が生じる。MUSCATでは二次電子、光電子の宇宙機表面への再付着まで含めて粒子軌道追跡法による解析に含めている。

宇宙機周囲の電位構造の計算には、ポアソン方程式を解く必要がある。すでに述べたが、静止軌道ではプラズマ密度が $10^5 \sim 10^7 / \text{m}^3$ 程度、プラズマ温度が数100 eV～10数 keVであり、デバイ長は数十 m～数 km と厚いシース近似が成り立つため、雰囲気プラズマが電位構造に与える影響

は無視し、ラプラス方程式を解くのみである。低軌道ではデバイ長が数 cm 程度であってプラズマの影響が無視できないため Particle In Cell (PIC) 法を導入してポアソン方程式を解く。しかしながら低温の背景プラズマは衛星の帯電電位を緩和する方向に作用するため、解析時間の短縮を図る場合には、PIC 法を省略し静止軌道と同様にラプラス方程式を採用することもある。

ここまで触れなかったが、実際には誘電体表面から衛星構体（グラウンド）への導電電流も存在する。これは本来、mm $\sim$ μ m オーダーの空間解像度を要求される非常に困難な問題であるが、MUSCAT では実験的に得られる体積導電率を「みなし導電率」として採用し利用している。

3.2.4 実証実験との比較検討

開発プロジェクトでは真空チェンバー内での実験結果との比較によって MUSCAT の解析能力の実証も行った。静電プローブの電荷収集能力との比較など複数の実証実験を実施したが、その一つである、低温プラズマと高エネルギー電子が併存する中での、電荷収集実験との比較を紹介する。図 4 (a) に実験セットアップ、図 4 (b) に計算結果と実験結果の比較結果を示す。実験によって計測された収集電流値が計算結果と良く一致していることが観察できる。

3.2.5 MUSCAT の維持管理について

解析ツールは長期に亘って維持管理し、改善し続けることが必要である。MUSCAT の場合には MUSCAT スペース・エンジニアリング株式会社という組織を新たに設立し、この任にあたっている。

謝 辞

本章執筆にあたり、JAXA 月・惑星探査プログラムグループの細田聡史開発員、JAXA 情報・計算工学センターの村中崇信研究員、九州工業大学宇宙環境技術ラボラトリーの趙孟祐教授、JAXA 研究開発本部宇宙環境グループの古賀清一氏、元 JAXA 情報・計算工学センター研究員の上田裕子研究員、国立極地研究所の岡田雅樹准教授、神戸大学大学院システム情報学研究科の臼井英之教授、JAXA 宇宙科学研究所の國中均教授、元 JAXA 研究開発本部宇宙環境グループ長の五家建夫氏、並びに MUSCAT 開発関係各位に感謝を申し上げます。

参考文献

- [1] T. Muranaka, S. Hosoda, J. Kim, S. Hatta, K. Ikeda, T. Hamanaga, M. Cho, H. Usui, Hiroko O. Ueda, K. Koga and T. Goka, IEEE Trans. Plasma Sci. **36**, 5, 2336 (2008).
- [2] S. Hosoda, T. Muranaka, H. Kunitaka, J. Kim, S. Hatta, N. Kurahara, M. Cho, H.O. Ueda, K. Koga and T. Goka, IEEE Trans. Plasma Sci. **36**, 2350 (2008).

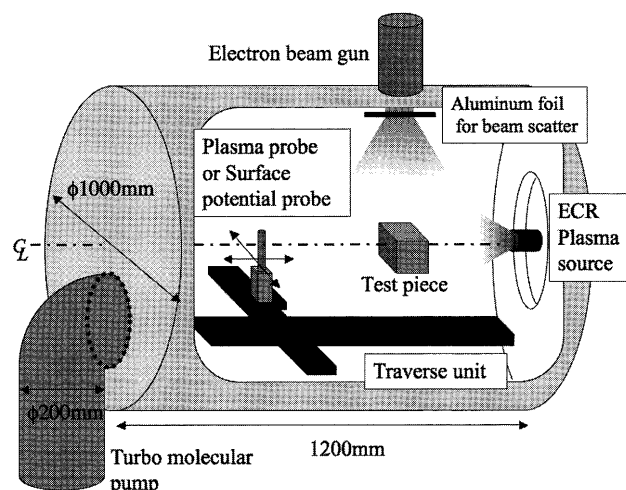


図 4 (a) 実験セットアップ。

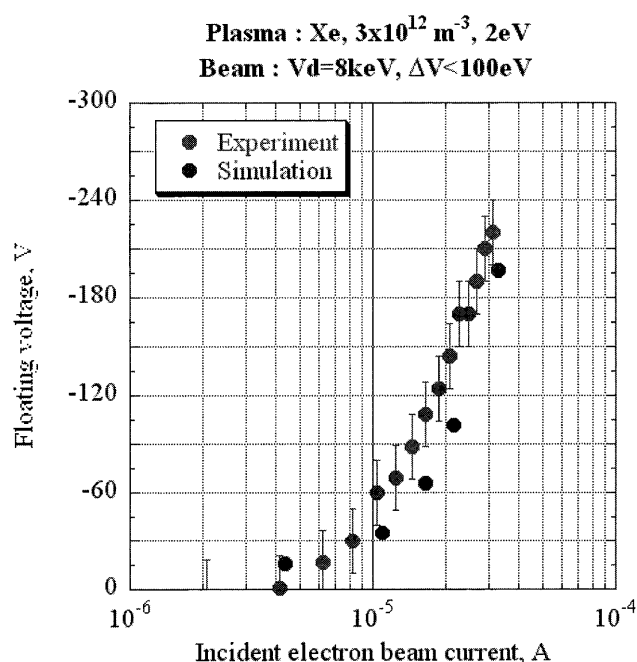


図 4 (b) 収集電流比較結果。