

Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT) の 帯電解析エンジンの概要

八田 真児⁽¹⁾、細田 聡史⁽¹⁾、村中 崇信⁽¹⁾、金正浩⁽¹⁾、趙 孟佑⁽¹⁾
上田 裕子⁽²⁾、古賀 清一⁽³⁾、五家 建夫⁽³⁾

(1) Laboratory of Spacecraft Environment Interaction Engineering (LaSEINE), Kyushu Institute of Technology
1-1 Sensui, Tobata-ku, Kitakyushu, 804-8550, JAPAN, hatta@ele.kyutech.ac.jp

(2) JAXA's Engineering Digital Innovation (JEDI) Center, JAXA

(3) Space Environment Engineering Group, Institute of Aerospace Technology (IAT), JAXA

Synoptic Report of Charging Analyzer of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)

by

Shinji Hatta⁽¹⁾, Takanobu Muranaka⁽¹⁾, Satoshi Hosoda⁽¹⁾, Jeongho Kim⁽¹⁾, Mengu Cho⁽¹⁾,
Hiroko O. Ueda⁽²⁾, Kiyokazu Koga⁽³⁾ and Tateo Goka⁽³⁾

ABSTRACT

Satellites' charging in polar orbit has become a serious problem for Japanese spacecraft engineers especially after the total power loss of ADEOS-II. Development of computation software named Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT) started in November 2004 as one of the provision. The simulation code will be used for a PEO satellite as well as for a GEO satellite or a low inclination LEO satellite. The development includes four major parts: development of the GUI, development of the solver, acceleration of computing speed, and code validation. The beta version of MUSCAT was released in March 2006 as the first integrated software. The integrated GUI tool, called "Vineyard," provides integrated development environment on local PC. The solver includes fundamental physical models necessary for charging analyses at LEO, GEO and PEO. Parallelization improved the computation speed and controlled iteration time reduced total time of computation. Experiments for the fundamental code validation were also carried out and the results showed good agreement with the numerical analysis. In the paper, development of the numerical solver is described.

1. はじめに

特に 1990 年代後半以降、人工衛星の大型化・多機能化に伴う発電電圧の高圧化が顕著であり、これに伴って宇宙機の軌道上での不具合の相当割合を帯電事故が占めるようになった。帯電事故の原因は宇宙機と宇宙機周辺のプラズマ環境との相互作用にある。特に 100V バス電圧を採用した衛星ではシリーズ化された商用衛星上でも帯電事故は頻発している。一方、国内においても 2003 年 10 月に発生した「みどり 2 号」の全損事故以降、帯電設計の重要性が再認識され、抜本的な対策を推進する機運が高まった。特に事故原因の調査の段階で認識されたことは、衛星設計エンジニアが衛星設計段階から容易に利用できる帯電解析ツールが国内に存在しないということであった[1][2]。

世界的に見れば米国で開発された NASCAP/GEO、NASCAP/LEO、NASCAP/POLAR と呼ばれるソフトウェアが存在する。これらは利用可能であるが、1970 年代から 1980 年代にかけて開発されたものであり、ユーザーにとって使い勝手が良いとはいえない。また最新版の NASCAP-2K は輸出規制品目であり米国外では利用出来ない。一方、ヨーロッパでは SPIS と呼ばれる同様のソフトウェアがオープンソースで開発中であるが、コンピュータ言語に関する高度の知識が必要とされる上に、機能に関しては目下のところ未知数である。さらに国内ではスーパーコンピュータを用いた大規模計算である Geospace Environment Simulator (GES) プロジェクトが進行中であるが、こちらはその学術的な性格上、衛星設計エンジニアが設計中に必要に応じていつでも利用することは容易ではない[3]。

以上の経過の下、JAXA は衛星設計段階で繰り返し利用可能な衛星帯電解析ツールの開発を決定した[4]。MUSCAT と名づけられたこの解析ツールの開発体制を図 1 に示す。開発の統括には総合技術研究本部宇宙環境計測グループ(IAT/SEMG)と情報・計算工学センター(JEDI)があたり、ツール本体の開発は九州工業大学(KIT)が実施する。またデー

タベースの構築並びにユーザーフィードバックとしての支援を総合技術研究本部 (IAT)、宇宙科学研究本部(ISAS)、衛星プロジェクトチーム、独立行政法人情報通信研究機構(NICT) から頂いている。更に京都大学、独立行政法人国立極地研究所(NIPR)とは GES プロジェクトとの相互検証の枠組みにおいて共同研究を進めている[4]~[6]。

開発目的は、(1) 衛星設計段階における帯電障害発生リスクの予測、(2) 地上試験における試験条件の適切な設定値の算出、(3) 帯電事故発生時の原因究明である。この開発目標の下、解析ツールに要求される内容、すなわ

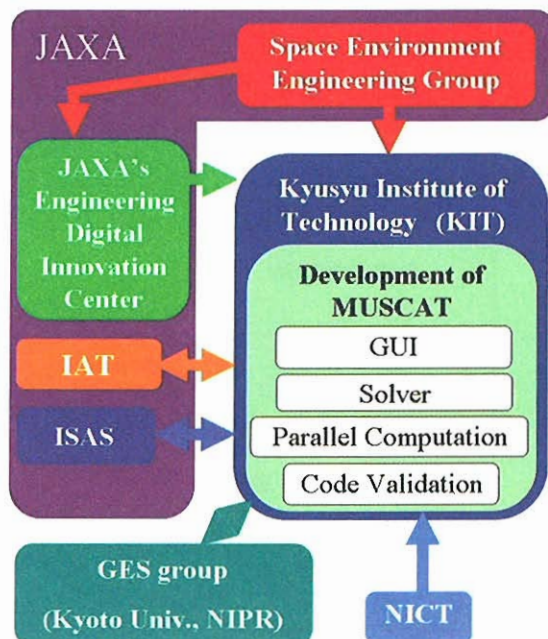


図1 MUSCATの開発体制

ち開発方針は大きく分けて以下の通りである。

- (1) 数値解析の専門家では無い衛星設計技術者が容易に利用可能なように、ユーザーフレンドリーな GUI とマニュアルを完備していること
- (2) 静止軌道(GEO)、地球低軌道(LEO)、極軌道(PEO)それぞれの宇宙機の帯電現象を正確に再現するに十分な、各種物理現象の計算モデル化
- (3) 衛星設計段階において繰り返し利用できるよう、汎用ワークステーション程度の計算機性能で半日程度で大型実用衛星の帯電解析が可能であること。
- (4) 帯電現象の再現実験によって得られたデータによって妥当性が担保されること。

以上の方針に従って、開発自体も4つのパートに分けて進められている。すなわち、(1)GUIの開発 (2)計算モデルの開発と解析エンジンへの導入 (3)高速化・並列化 (4)検証実験、である。開発は2004年11月に始まり、2006年3月にはベータ版が公開された。また、2006年10月にはベータ版第2版を公開し、2007年3月には最終版を公表する予定である。本稿ではベータ版段階における帯電解析エンジンの機能と帯電解析手法の概要、検証実験等との比較検討の概略を紹介する。

2. 解法

宇宙機の帯電

宇宙機の帯電は宇宙プラズマ中の荷電粒子が宇宙機に流入することによって発生するが、これは宇宙機のグランド電位の宇宙空間に対しての電位の変化と、宇宙機表面の誘電体が宇宙機のグランド電位に対して電位を生じる局所帯電に分けられる。無限遠の宇宙空間に対する宇宙機のグランド電位を衛星電位、局所帯電によって生じる、衛星電位との電位差を乖離電位と呼ぶ。

衛星電位は軌道によってはときに数10kVにも達するが、これは電子とイオンの電荷流入が平衡に達した結果であり、衛星に直接的に障害を及ぼすことは無い。しかしながら乖離電位は一定の閾値電圧を超えると放電を引き起こし、場合によっては材料の劣化や衛星の電気回路の破壊に至る。放電後は乖離電位は解消され、再び電荷の流入と帯電が進行する。全体としては帯電と放電のサイクルを繰り返すことになる[7]。

従って衛星の軌道と、帯電現象に寄与する宇宙環境のデータベースが確立されたならば、放電閾値にいたるまでの時間を数値解析ツールによって解析し、放電によって障害が発生する確率を地上試験によって調査すれば、衛星がそ

の運用期間中に担う帯電障害発生リスクを予測することが出来る。これを図2に模式化する。

宇宙環境と帯電

衛星の表面電位と流入電流の関係は1960年代から研究が進められており、理論的に確立されている。1次元理論解析では次式を満たす[8]。

$$-\frac{\partial Q_s}{\partial t} = I_e(V_s) - [I_i(V_s) + I_{se}(V_s) + I_{si}(V_s) + I_{be}(V_s) + I_{ph}(V_s) + I_a(V_s) + I_s(V_s)] \quad (1)$$

$$V_s = \frac{Q_s}{C_s} \quad (2)$$

である。ここで Q_s : 衛星の帯電電荷、 V_s : 衛星の表面電位、 C_s : 衛星のキャパシタンス、 I_e : 外部電子電流、 I_i : 外部イオン電流、 I_{se} : 電子衝突2次電子電流、 I_{si} : イオン衝突2次電子電流、 I_{be} : 後方散乱電子電流、 I_{ph} : 光電子電流、 I_a : 能動的放射電流、 I_s : 絶縁体表面からの漏れ電流である。これを図3に模式的に示す[7]。式(1)、(2)より衛星帯電の解析では、衛星電位 V_s の関数としての各流入電流 I_i を求め、次に I_i の関数としての表面電荷 Q_s を求めるという作業を時間進行で反復計算することによってなされることが分かる。

MUSCAT の開発目的である3次元の帯電解析は式(1)、(2)に示される物理系を詳細かつ大規模に数値解析することにはほかならない。現実には衛星表面には宇宙機のグランド電位に相当する導体部分や誘電体、宇宙機のグランド電位に対してバイアス電圧を有する部分などが複雑に結合している。このため、数値解析は実際の衛星形状と周囲のプラズマ環境を詳細に模擬する必要がある。以下にその概略を記す。

数値解法

解析アルゴリズムは表面への流入電荷を積算する部分と、衛星電位を含む、空間電位構造を算出する部分に大きく分けられる。

流入電荷の積算は粒子軌道追跡法 (Particle Tracking、以下 PT 法) によって行っている。粒子軌道追跡法では、 $O(6) \sim O(12)$ [1/m³] にのぼる現実の粒子の集団から代表する粒子 (超粒子) を選び、与えられた電界分布の下で運動方程式を解いて超粒子の運動を追跡する。離散化した運動方程式は次の通りであり、Leap-Frog 法を採用している [9]。

$$m \frac{\mathbf{v}_{new} - \mathbf{v}_{old}}{\Delta t} = \mathbf{F}_{old} \quad (3)$$

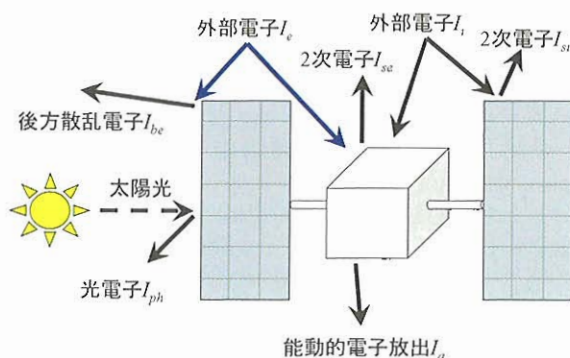


図3 宇宙機への流出入電流 (参考文献[7]より)

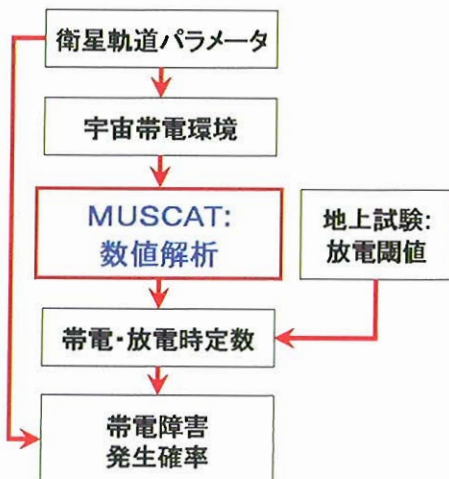


図2 MUSCAT を利用する帯電解析のデータの流れ

$$\frac{\mathbf{x}_{new} - \mathbf{x}_{old}}{\Delta t} = \mathbf{v}_{new} \quad (4)$$

$$\mathbf{F} = q\mathbf{E} = -q\nabla\phi(x, y, z) \quad (5)$$

ここで、 m は粒子の質量、 \mathbf{v} は速度、 \mathbf{F} は粒子に作用する外力、 \mathbf{x} は粒子の座標、 \mathbf{E} は電場、 q は粒子の電荷量、 ϕ はポテンシャルであり、添え字 *old* と *new* は反復解法における計算ステップを表す。

背景プラズマ由来の荷電粒子(外部電子、外部イオン)あるいは PEO においてはオーロラ電子が外部境界から流入することとする。背景プラズマの流入境界条件としては Drifted Maxwellian とし、かつ低温と高温の分布の重ね合わせによる Double Maxwellian 分布を必要に応じて利用できるよう用意した。温度に対して極めて高いドリフトエネルギーをもって流入するオーロラ電子モデルもこれらとは別に用意した。

外部電子および外部イオンの追跡の後に衛星表面に到達したことが判明すればこれを帯電に寄与したものとみなして衛星表面の電荷量に反映させる。また、表面への到達の際には 2 次電子放出の見積もりをおこない、放出があれば放出した表面要素について電荷の変化に寄与したとみなした上で、これについても超粒子として取り扱って追跡をおこなう。追跡した 2 次電子が再度表面に衝突し 2 次電子を放出する場合も考慮し、解析に含めている。2 次電子の放出係数についてはイオン衝突 2 次電子については 0.1 の一定値とし、電子衝突 2 次電子については以下の式を用いた[8]。

$$\delta_e(E, \theta) = \delta_{e\max} \frac{E}{E_{\max}} \times \exp(2 - 2\sqrt{E/E_{\max}}) \exp(2 - 2\cos\theta) \quad (6)$$

ただし、 δ_e は 2 次電子放出係数、 $\delta_{e\max}$ は δ_e の最大値、 E は入射電子のエネルギー、 E_{\max} は $\delta_{e\max}$ の最大値を与える入射電子のエネルギー、 θ は衝突電子の入射角である。

光電子放出については、太陽光強度の絶対値は地球軌道上での一定値とし、表面に対する入射角による依存性は反映した[8]。

$$j_{ph0} = -\int_0^\infty W(E)S(E)dE \quad (7)$$

$$j_{ph} = \alpha \cdot j_{ph0} \cdot \cos\theta \quad (8)$$

ただし $W(E)$ は仕事関数、 $S(E)$ は太陽光の光子のフラックス、 E は光のエネルギー、 θ は太陽光の入射角である。光電子についても 2 次電子と同様に、光電子が表面に衝突することによって生じる 2 次電子を考慮している。

磁界については地球磁場による寄与のみを考慮し、他の要因による磁界は無視する。すなわち、ユーザーが初期条件として指定する一定の外部磁場の元で、電子やイオンがラーマー運動をおこなう。ラーマー運動や、 $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ ドリフトの再現には、Boris - Buneman ソルバーを用いている[9]。

また、プラズマからの電流流入出とは別に、導電率を有する誘電体から宇宙機のグランドへの電荷の移動もモデル化して導入している。

$$i_c = \sigma EA = (\sigma A / d)(\phi_{surf} - \phi_{sat}) \quad (9)$$

ただし、 i_c は導電電流、 σ は体積抵抗率、 A は面積、 d は誘電体の厚み、 ϕ_{surf} は誘電体表面の電位、 ϕ_{sat} は宇宙機のグランドの電位である。

太陽電池セルのカバーガラス表面のような微細構造を有している物体表面の場合には体積抵抗と表面抵抗の両者を複合して考慮した、正味の体積抵抗を利用することとする。

次に空間電位構造の算出には、GEO 環境で背景プラズマを無視する場合には単に外部境界条件と衛星表面の電荷の分布の下で Laplace 方程式を解く。

$$\nabla^2\phi(x, y, z) = 0 \quad (10)$$

これは衛星の表面電位の変化に比較して電界の変化の時定数が圧倒的に短いためである。また LEO や PEO のようなデバイ長が短く、シースの影響が無視できない場合には Particle In Cell 法(以下 PIC 法)を用いて電荷の存在を考慮する。

$$q(n_i(x, y, z) - n_e(x, y, z)) = -\nabla^2\phi \quad (11)$$

ただし、 n_i と n_e はそれぞれイオンと電子の数密度である。いずれの場合においても、等間隔直交格子系を採用している。これは高速フーリエ変換(FFT)を用いて高速に式(10)または式(11)を解くためである。FFT を用いた解法は、等間隔直交格子系でしか採用できないが、目下のところ最速の解法である。

PIC 法を導入する際には PT 法と同様にプラズマの粒子シミュレーションの 1 種であり、無数の実粒子の中から有限の代表粒子を選ぶが、PT と異なり、全ての超粒子の運動を同時に計算させることによって、粒子同士の相互作用を再現する。粒子同士の相互作用やあるいは衛星表面の電荷との相互作用を再現するために、PIC シミュレーションはその内部にも FFT による Poisson ソルバーを実装している。粒子の物理量と場の物理量との変換には Cloud In Cell 法(CIC 法)を用いた。

PIC 法では衛星電位の変化の時定数とプラズマの応答の時定数の関係を考慮しなければならない。プラズマの応答の時定数はイオンプラズマ周期 $\tau_{pi} = 2\pi/\omega_{pi}$ 程度である(ただし、 ω_{pi} はイオンプラズマ角周波数)。単位時間当たりの表面電位の変化は電流密度を j_s 、表面の誘電体の単位面積当たりキャパシタンスを C_s とすると、イオンプラズマ周期程度の時間での電位の変化は、

$$\Delta V_s = j_s / C_s \times \tau_s \quad (11)$$

であるが、これは LEO または PEO 環境では 0.01V 程度である。一方、これらの宇宙環境でのプラズマ温度は 0.1eV

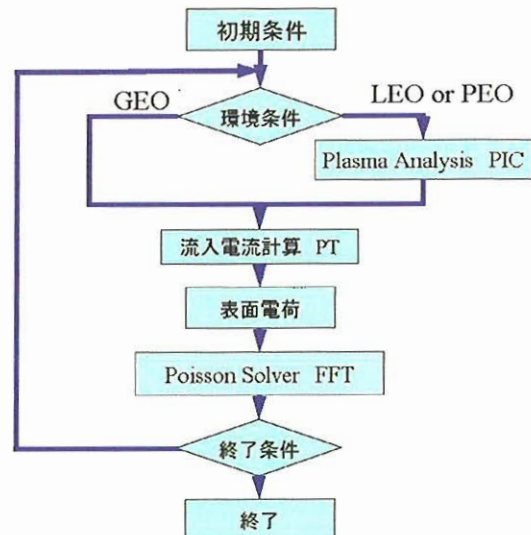


図4 MUSCAT ソルバーのブロック・ダイアグラム

の程度であるので、イオンプラズマ周期程度の時間間隔ではプラズマは十分衛星電位の変化に追従しているといえる[10]。そこで MUSCAT では上記の PT 法を用いる流入電荷計算の反復計算の 1 計算ステップにおいては十分プラズマは応答し、イオンプラズマ周期程度の時間だけ PIC 法による反復計算を組み込むことによって衛星周辺プラズマの空間構造を模擬できるものとして解析モデルを構築している。このアルゴリズムの概要を図 4 に模式的に示す。

MUSCAT では計算領域の格子数は最大で $128 \times 256 \times 128$ とし、その 1 グリッドのサイズは、LEO および PEO ではデバイ長程度 ($2\text{cm} <$) を想定することによってそれぞれの衛星周囲のプラズマ環境を計算領域に取り込むことが出来る。また GEO では軌道制限理論によってプラズマの影響を無視することで、1 格子はデバイ長よりも十分小さくなる。

3. 結果および考察

MUSCAT の解析手法の検証は(1)理論による考察、(2)地上実験による実験結果との比較、(3)他の解析コードとの比較の 3 つに負っている。本稿では(1)、(2)について記述する。

単純なテストモデルでの解析例

物理モデルの検証のために、1 辺が 0.8m の立方体形状のモデルを用いた。光電子放出は表面において電子温度

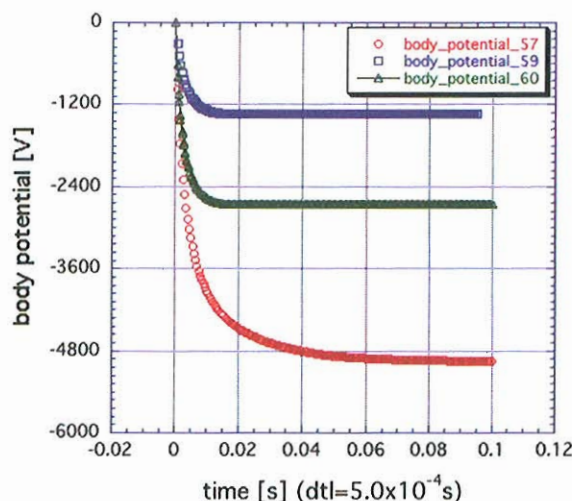


図 5a 導体立方体の帯電の相違 1

body_potential 57: 外部電流のみ、body_potential 59: 光電子 + 2 次電子導入、body_potential 60: 光電子のみ導入

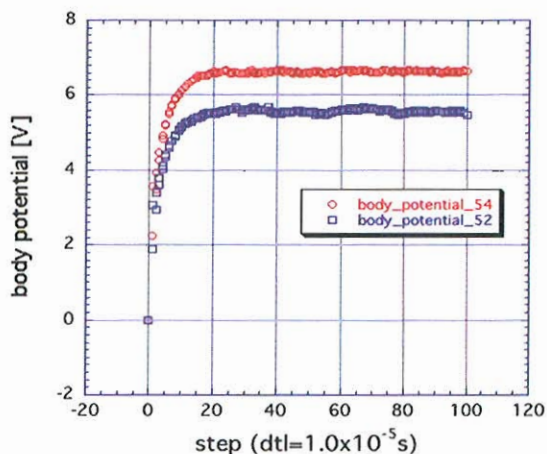


図 5b 導体立方体の帯電の相違 2

body_potential 52: 光電子のみ、body_potential 54: 光電子 + 2 次電子

1.5eV でコサイン則に従い、2 次電子放出は電子温度 2eV のコサイン則に従うものとした。図 5a では背景プラズマ密度 $2 \times 10^7/\text{m}^3$ 、背景電子温度 1keV と設定した場合の、衛星電位の時間推移の比較である。2 次電子、光電子の効果によって、衛星の飽和電位が明らかに上昇しているのがわかる。図 5b は背景プラズマ密度 $2 \times 10^6/\text{m}^3$ 、背景電子温度 0.1eV の解析結果である。この場合には背景プラズマに比べて光電子が卓越し、正に帯電することが分かる。この場合でも 2 次電子の効果を含む場合の方がより高く正に帯電する。

地上実験の結果との比較

地上実験として、固定電位ラングミュアプローブ(以下 LP)実験を選択し、収集電流と空間電位を比較した。図 6 に実験装置のセットアップを示す。この実験装置は九州工業大学(KIT)に設立された宇宙環境技術研究センター(Laboratory of Spacecraft Environment Interaction Engineering, LaSEINE)に設置されている。LP 実験では図中の ECR プラズマ源を用い、電子ビームは使用していない。

次に収集電流の比較結果を図 7 に示す。実験条件は背景は Xe プラズマ、プラズマ密度は $3 \times 10^{12}/\text{m}^3$ 、プラズマ温度は 2eV である。このとき、デバイ長 λ_D は 6mm 程度であるから LP は一辺 6cm の導体立方体とし、十分薄いシースとしてモデル化できる。図の横軸はプローブのプラズマに対するバイアス電圧、縦軸はプローブ電流の絶対値を対数でとっている。図から正バイアス、負バイアスともに、非常に良く一致していることがわかる。

次に図8に空間電位分布の比較結果を示す。空間電位の測定にはエミッシブ・プローブを用いた。エミッシブ・プローブの特性上、測定結果にはフィラメント印加電圧に由来する $\pm 3\text{V}$ の誤差が含まれている。 -20V の固定電位を印加されたLPの中心軸を含む1/4平面上で走査をおこない、図8aには中心軸上での電位分布を横軸にLPからの距離としてプロットし、図8bには2次元プロットを示す。図8aではプローブ表面に極めて近い測定点では若干の相違が生じているが、これは空間測定精度、電位測定誤差等を考慮すると、十分誤差範囲と考えられる。総合的に見れば図8a、図8bではともに非常に良好な一致を示したといえる。

より複雑な形状の解析例

より実際の解析の例として超高速インターネット衛星(Wideband InterNetworking engineering test and Demonstration Satellite, WINDS)の解析例を示す。WINDSは静止軌道衛星であるので、プラズマ環境もこれに合わせた。電子密度は $1.25 \times 10^6/\text{m}^3$ 、電子温度は 7.5keV 、イオン密度は $0.25 \times 10^6/\text{m}^3$ 、イオン温度は 10keV である。2次電子、光電子はどちらも導入している。図9に帯電初期の表面電位分布を示す。太陽光は図中x軸正方向から衛星に向かっていて、帯電開始から3.5秒後には衛星本体は、約 -3.2kV に帯電し、カバーガラス表面は衛星本体に対して 80V 程正に乖離電位を生じている。これは2次電子放出係数、光電子放出係数の相違によるものである。

次に、より長時間の解析によって誘電体表面の乖離電位

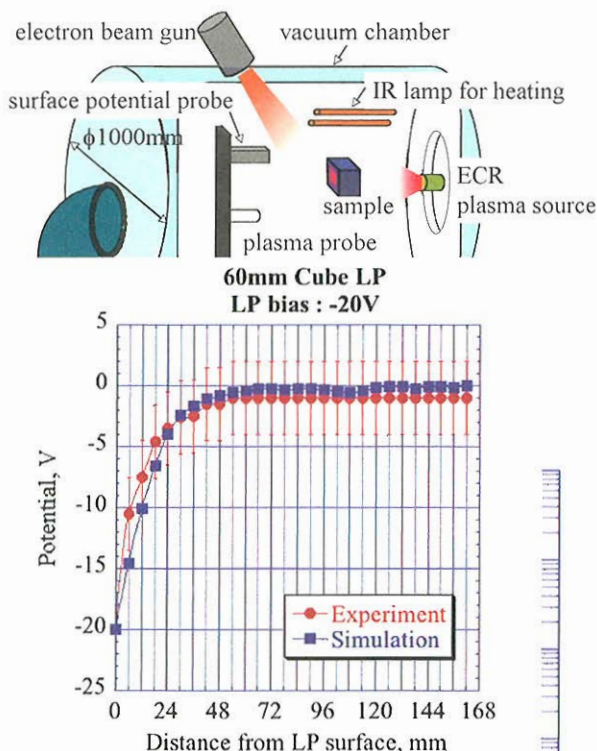


図8a 中心軸上でのLP近傍電位分布

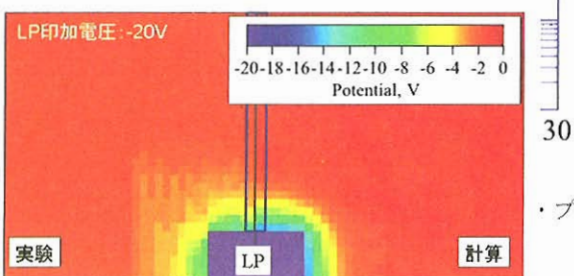


図8b LP近傍電位の2次元分布

が発達した模様を図10に示す。この解析では図中に示したように、太陽電池パドル上の2点の電位を測定している。Point1、point2ではともに、電位の推移に明らかに2箇所の屈曲点が現れている。これらの屈曲点は衛星表面と2次電子、光電子の相互作用の結果であり、1次元解析や2次元解析では再現され難い現象である。この現象の結果、衛星の誘電体表面の乖離電位の発達の時定数は理論的に期待されるものよりも短くなり、放電閾値に達する頻度が高まる可能性を示唆している。MUSCATによる3次元解析の重要性を示している。

4. 結論

MUSCATは衛星の表面帯電を3次的に解析することが出来、また衛星設計エンジニアが容易に使用できるツールとして開発が進められている。2006年3月に試用版がユーザーに公開され、ユーザー・フィードバックが開始されている。

帯電解析に必要な不可欠な物理現象は既にモデル化され、解析コードに導入されている。解析コードは更新されるたびに理論解析と比較検討可能な簡単なモデルについてテストに供され、問題点の抽出と修正が慎重かつ繰り返しなされている。また、地上実験結果との比較検討によってコードの妥当性が確認されつつある。とくにLP試験とは非常

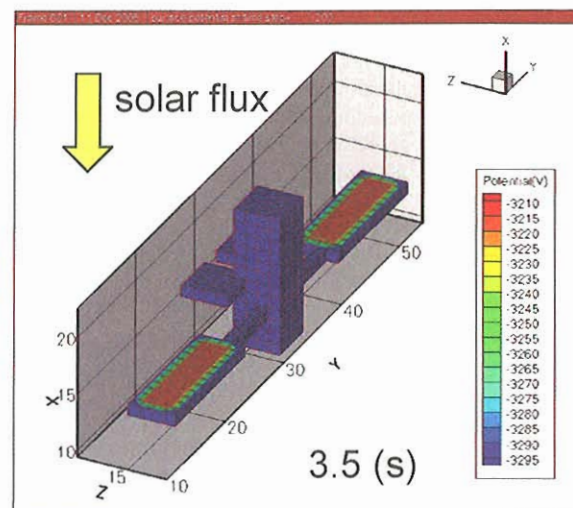


図9 WINDSの解析例

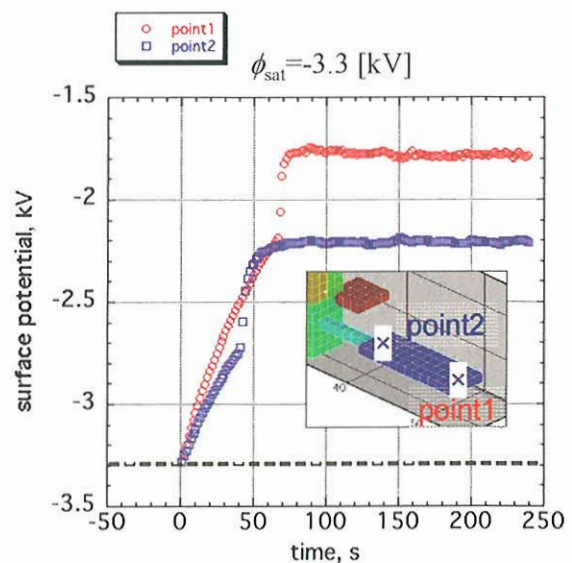


図10 誘電体表面電位(乖離電位)の時間推移

に良好な一致を示した。また、3次元の複雑な形状に関してもテスト解析が重ねられ、より高度な機能の確認をおこなっている。

MUSCATの最終版は2007年3月に公開される予定であり、開発が進められている。今後は大型衛星を模擬した大規模解析の検証と、計算負荷に耐えうる更なる高速化が課題である。また、衛星表面の複雑な形状、物性を物理的に正しく再現するための機能の付加を進める予定である。

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] Usui, H., Omura, Y., Okada, M., Ogino, T., Terada, N., Murata, T., Sugiyama, T., Ueda, H., "Development of Geospace Environment Simulator," Proc. 9th Spacecraft Charging Technology Conf., Tsukuba, Japan, 4-8 April, 2005.
- [4] Hatta, S., Muranaka, T., Hosoda, S., Kim, J., Cho, M., Ueda, H., Koga, K., Goka, T., "Multi-utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT): development overview," Proc. 9th Spacecraft Charging Technology Conf., Tsukuba, Japan, 4-8 April 2005.
- [5] Kim, J., Hatta, S., Muranaka, T., Hosoda, S., Cho, M., Ueda, H., Koga, K. and Goka, T., "Simulation of Spacecraft Charging by Using Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)," Proceedings of 2005 Korea-Japan Joint Symposium on Electrical Discharge and High Voltage Engineering, pp.263-266 Hanyang Univ., Ansan, Korea, Nov.03-04, 2005.
- [6] Muranaka, T., Hatta, S., Hosoda, S., Kim, J., Cho, M., Ueda, H., Koga, K., Goka, T., "Recent Progress of Development of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)," AIAA-2006-0408, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, 9-12 January 2006.
- [7] 趙孟佑、藤井治久「高電圧太陽電池アレイの放電現象と将来課題」、日本航空宇宙学会誌、第51巻、第592号、pp.139-145.
- [8] Hastings, D.E. and Garrett, H. Spacecraft Environmental Interactions, Cambridge Univ. Press, Cambridge, 1996, pp.154 ~ 167.
- [9] Birdsall, Charles K. and Langdon, A. Bruce, "Plasma Physics via Computer Simulation," McGraw-Hill, pp.7~pp.63.
- [10] Cho, M. and Hastings, D. E., "Dielectric Charging Processes and Arcing Rates of High Voltage Solar Arrays," J. Spacecraft and Rockets, Vol. 28, No.6, pp.698-706, 1991.