

SPIS を用いた準天頂衛星みちびき初号機の表面帯電解析

前田 紘孝^{*1}, 川内 諒太^{*1}, 中村 雅夫^{*1}, 古賀 清一^{*2}, 松本 晴久^{*2}

Surface Charging Analysis of the First Quasi-Zenith Satellite “MICHIBIKI-1” by SPIS

Hiroataka MAEDA^{*1}, Ryota KAWACHI^{*1}, Masao NAKAMURA^{*1}, Kiyokazu KOGA^{*2} and
Haruhisa MATSUMOTO^{*2}

^{*1} Osaka Prefecture University, ^{*2} Japan Aerospace Exploration Agency

1. 研究背景・目的

準天頂衛星みちびき初号機 (Quasi-Zenith Satellite-1, QZS-1) は日本の航法衛星であり, 測位の安定性の向上と測位精度の向上という役割を持つ準天頂衛星システム (Quasi-Zenith Satellite System, QZSS) を構成している. また, 中緯度付近において天頂付近に長時間滞空するために, 対地同期軌道でありながら 41° 程度の軌道傾斜角と離心率を持つ準天頂軌道を利用している. このような独特の軌道を用いる準天頂衛星は, 特有の宇宙環境にさらされる可能性がある. みちびき初号機には宇宙環境計測装置 (TEDA) が取り付けられており, その中に軽粒子観測装置 (LPT), 磁力計 (MAM), 衛星表面部材のサンプルと衛星構体間の電位差を測定する帯電電位モニタ (POM) がある. 宇宙空間において, 人工衛星は周囲のプラズマとの相互作用により, 帯電する. 帯電によって, 衛星表面ないし内部での電位差 (乖離電圧) が大きくなり, 静電気放電が発生し, 太陽電池の故障や劣化, 電気回路の損傷や電磁ノイズによる衛星の故障を引き起こす場合がある. 特に静止軌道には高エネルギーのプラズマが侵入することがあり, その静止軌道に近い準天頂軌道を利用する衛星は, 大きく帯電し, ひいては故障する可能性がある. 本研究では, 帯電解析ソフト Spacecraft Plasma Interaction Software (SPIS) を用いて, ノミナルな宇宙環境におけるみちびき初号機の表面帯電の日変化や最悪条件における表面帯電を評価する.

2. シミュレーションモデル

本研究では, 欧州宇宙機関 (ESA) 協力の下, フランス国立航空宇宙研究所 (ONERA) が開発した衛星帯電シミュレーションソフトの Spacecraft Plasma Interaction Software (SPIS) を用いる. このソフトウェアは無償で利用でき, またソースコードが公開されている. 解析とその結果の可視化だけでなく, ソフト内に CAD が組み込まれているので, 数値モデル作成とメッシュ化も内部で行うことができる. 本研究で用いる範囲においては加えて, 動作が軽くいわゆる汎用の PC でもシミュレーションを実行することができるという特徴がある. 本研究では SPIS 5.2.4 バージョンを使用し, 計算機として Intel Core i7 CPU, 32GB RAM, Windows7 64bit のものを使用している.

2・1 数値衛星モデル

SPIS にビルトインされている Gmsh という CAD ソフトを用いて図 1 に示すような, みちびき初号機の数値衛星モデルを作成した. この数値モデルは $2.4 \text{ m(W)} \times 26 \text{ m(D)} \times 5.5 \text{ m(H)}$ の大きさを持ち, 中央のブラックカプトンでできた衛星構体とその両脇に CFRP パドル, そのパドル上に計六枚のカバーガラスが貼り付けられており, パドルと衛星構体はアルミニウムのブームで接続されている. 加えて, 構体側面には ITO のパネルと太陽電池のカバーガラスであると思われる SiO_2 が取り付けられている. また図 1 にあるとおり図の上側の構体の面には, ブラックカプトン製のアンテナカバーがあり, そして帯電電位モニタ (POM) の位置には, 計測を模擬するためカ

Hiroataka Maeda, Ryota Kawachi and Masao Nakamura are with Osaka Prefecture University, Sakai, 5998531 Japan

(e-mail: syb03105@edu.osakafu-u.ac.jp, sxb03042@edu.osakafu-u.ac.jp, nakamura@aero.osakafu-u.ac.jp).

Kiyokazu Koga, and Haruhisa Matsumoto are with Japan Aerospace Exploration Agency, Tsukuba, 3058505 Japan.

(e-mail: koga.kiyokazu@jaxa.jp, matsumoto.haruhisa@jaxa.jp).

バーガラス（以下、POM の電位はこのカバーガラスの電位のことを指すこととする）を貼り付けた。また、太陽電池パドルはブームを軸に任意の角度で回転させることができる。

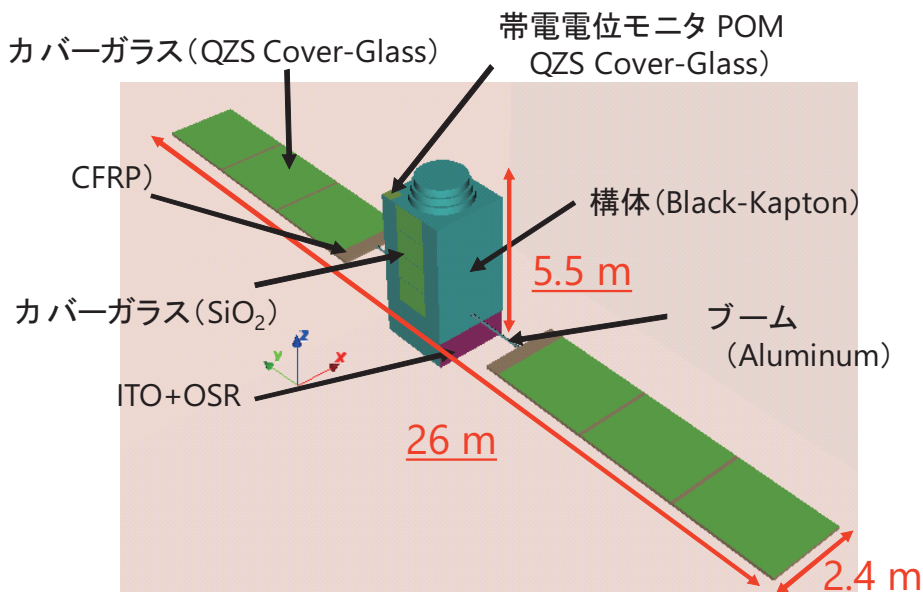


図1 みちびき初号機の数値衛星モデル

2・2 計算領域

今回使用した計算領域を図2に示す。全体は、楕円体の外部領域と直方体の中間領域から構成されている。それぞれの領域のサイズは、外部領域が $36\text{ m} \times 60\text{ m} \times 36\text{ m}$ 、中間領域が $12\text{ m} \times 30\text{ m} \times 12\text{ m}$ である。また、それらの領域に切るメッシュは、外部領域の外側境界は 3.2 m と粗目のメッシュ、中間領域の外側の境界は 0.8 m 、衛星構体表面付近のメッシュは 0.2 m 、誘電体付近は 0.1 m 、POM 付近は 0.05 m としている。中間領域と衛星本体付近のメッシュが外部領域のそれと比べて細かいのは、計算領域内のメッシュ数を削減しつつも、空間ポテンシャルの計精度を確保するという目的のためである。

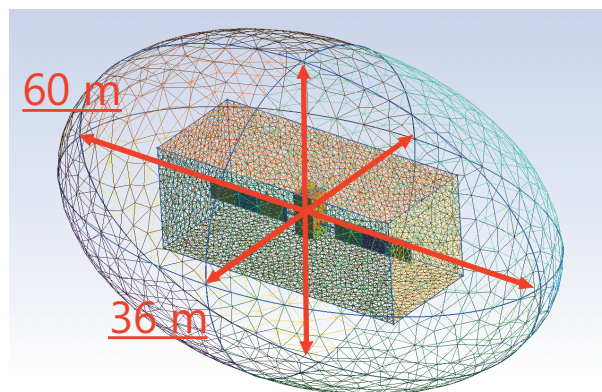


図2 計算領域

3. シミュレーション結果

3・1 最悪環境でのシミュレーション結果

最悪プラズマ環境におけるみちびき初号機の表面帯電をシミュレーションするため、表1のように静止軌道の最悪環境である GEO NASA Worst-Case を用いて、シミュレーションを行った。日照条件において太陽光は図3の

表1 最悪環境 (GEO NASA Worst-Case)

T_e [keV]	N_e [/cc]	T_i [keV]	N_i [/cc]
12.0	1.12	29.5	0.236

T_e : electron temperature, T_i : ion temperature
 N_e : number of electron density, N_i : number of ion density

矢印方向から入射するように設定した。これは、高エネルギー粒子が侵入する可能性が高い真夜中に衛星があるときを想定しているからである。このとき、結果は以下の図3（日照）・図4（日陰）のようになった。日照・日陰どちらの場合も最大電位（Max Chg.）はパドル上のカバーガラス、最小電位（Min Chg.）は側面の SiO_2 となっ

た．結果の一覧を表2に示す．日照のもとでは日陰と比べ浅い帯電となっていることがわかる．構体の絶対電位は日照・日陰でそれぞれおよそ-6000 V, -13000 V となり，最大電位と構体の乖離電圧は日照・日陰でそれぞれ約2700 V と約2900 V となった．また，POM と構体の電位差は日照で約400 V，日陰で約800 V となった．日陰のほうが日照と比べより大きな乖離電圧を示し，特に POM と構体間の乖離電圧は約100%増加した．

表2 表面電位のシミュレーション結果一覧（最悪環境）

Environment	Max Chg. [V]	Min Chg. [V]	Frame [V]	POM Chg. (MAX) [V]	Max-Frame [V]	POM-Frame [V]
日照	-3338	-7199	-6035	-5623	2697	412
日陰	-10155	-13473	-13044	-12231	2889	813

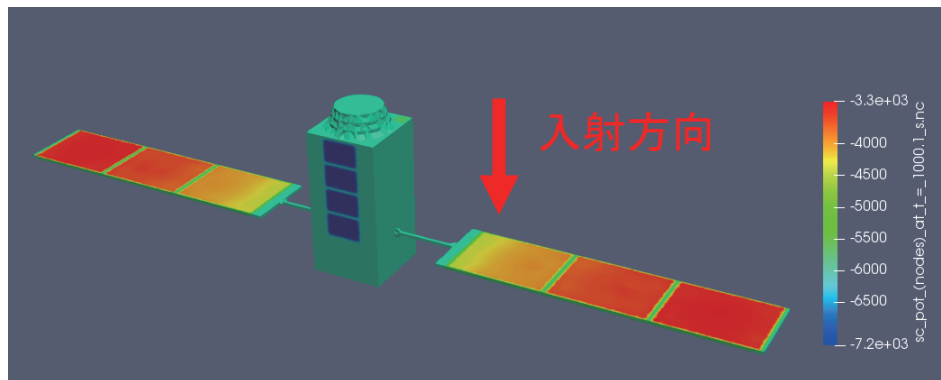


図3 シミュレーション結果のカラーマップ（最悪環境・日照）

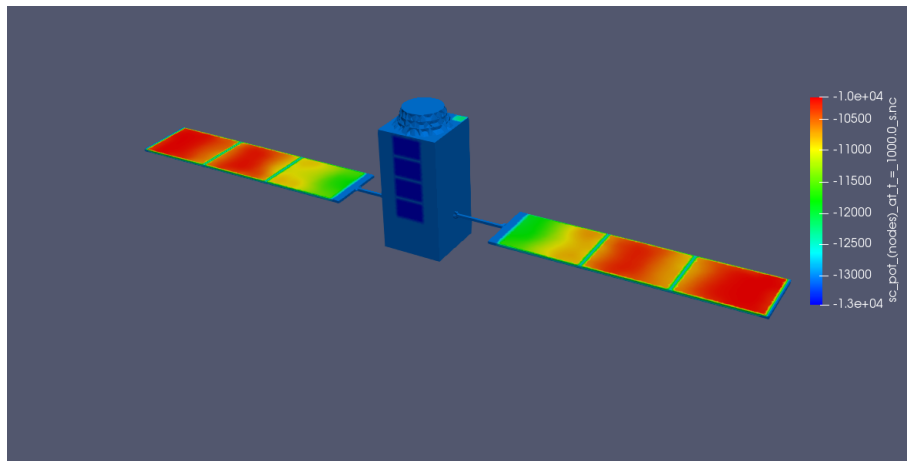


図4 シミュレーション結果のカラーマップ（最悪環境・日陰）

3・2 ノミナル環境でのシミュレーション結果

準天頂軌道のノミナル環境を想定し，表面帯電の軌道に沿った日変化を解析するため，静止軌道でもっとも発生頻度の高い環境[1]のパラメータを参考に電子密度とイオン密度を等しくした表3のような環境を用いた．

表3 ノミナル環境

T_e [keV]	N_e [cc]	T_i [keV]	N_i [cc]
1.5	1.0	5.0	1.0

T_e : electron temperature, T_i : ion temperature
 N_e : number of electron density, N_i : number of ion density

このノミナル環境において表面帯電の軌道に沿った日変化をシミュレーションした。その際に想定した太陽と地球と衛星の関係のイメージを図5に示す。

図5のように、アンテナは常に地球方向を指向しており、パドルは太陽光が垂直に入射するように回転させる。本研究では、一日の軌道の位置を0時から21時までの八回に分け、それぞれの位置の間でパドルが 45° ずつ回転するとしてシミュレーションを行った。以下の表4に、ノミナル環境において図5のように太陽と衛星と地球の関係を日変化させたときの表面電位の変化を示す。

このとき、すべての場合で最大電位 (Max Chg.) はパドルのカバーガラス、最小電位 (Min Chg.) は側面の SiO_2 となった。また、最大電位と構体電位の電位差 (Max-Frame) は0.4 V以内で日変化し、POM

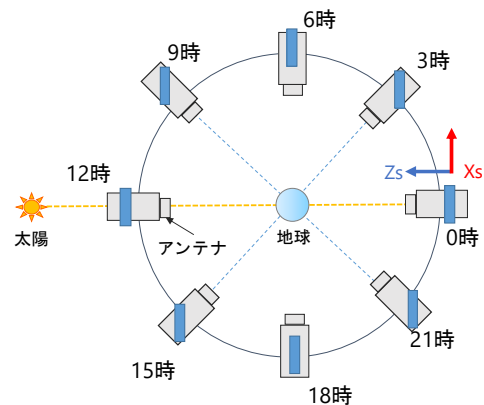


図5 太陽と衛星の関係のイメージ図

表4 表面電位のシミュレーション結果一覧 (ノミナル環境)

Position	Max Chg. [V]	Min Chg. [V]	Frame [V]	POM Chg. (MAX) [V]	Max-Frame [V]	POM-Frame [V]
0 時	5.9	-0.24	0.23	4.97	5.67	4.74
3 時	6.3	0.09	0.88	5.60	5.42	4.72
6 時	6.4	0.61	0.98	3.70	5.42	2.72
9 時	6.0	0.29	0.72	3.84	5.28	3.12
12 時	6.3	-0.60	0.61	4.09	5.69	3.48
15 時	6.4	0.60	1.0	3.84	5.40	2.84
18 時	6.4	0.94	0.97	2.98	5.43	2.01
21 時	6.3	0.18	0.87	4.60	5.43	3.73

は構体に対し逆電位を持ち、電位差は2~5 V の範囲で日変化するという結果となった。

それらの日変化をまとめたグラフを図6に示す。文献[2]にある2011年2月頃のPOMのデータの中で、逆電位になっているPOM-S3の計測した乖離電圧は、数十~数百 V とシミュレーション結果と比べてかなり大きくなっている。シミュレーションにおいて、最大電位と構体電位の差が一日を通してあまり変化しなかったのは、構体の投影面積が入射方向によってさほど変化せず、最大電位を取るカバーガラスが回転するため投影面積が一定になることが理由と思われる。また、POMと構体の電位差 (POM-Frame) の日変化は、POMへの太陽光の入射角が変化と、入射自体の有無の影響である。POMと構体の乖離電圧 (POM-Frame) のシミュレーション結果と実際のPOMの計測データとの間の差異が大きい原因を調べるため、環境パラメータの中で影響が大きいと思われる電子温度 T_e に注目し、 T_e をノミナル環境の1.5 keVから5 keVに増加させた環境 (表5) でシミュレーションを行った。

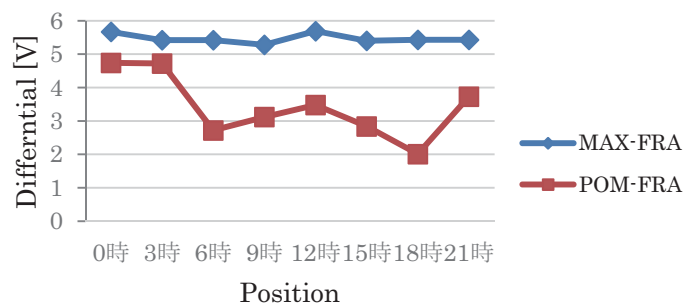


図6 乖離電圧の日変化

表 5 電子温度を変化させた環境

T_e [keV]	N_e [cc]	T_i [keV]	N_i [cc]
5.0	1.0	5.0	1.0

T_e : electron temperature, T_i : ion temperature
 N_e : number of electron density, N_i : number of ion density

このとき、日照条件を想定し、衛星はノミナル環境でのシミュレーションで POM と構体の乖離電圧が最大となった図 6 の 0 時の位置にあるとする。その結果を表 6 に示す。また、電子温度を変化させる前後の POM と構体の電位についての比較を以下の表 7 に示す。

解析の結果、POM と構体の乖離電圧は電子温度を増加させる前と比べて約 45% (約 2 V) 増加した。しかしながら、POM の測定データのように数十～数百 V の電位差とはならなかった。したがって、シミュレーションにおいては、乖離電圧を大きくする要因が電子温度だけとして考えたとき、電子温度は 5 keV より高くなければならないことがわかる。

表 6 シミュレーション結果 (電子温度を変化させた環境)

Position	Max Chg. [V]	Min Chg. [V]	Frame [V]	POM Chg. (MAX) [V]	Max-Frame [V]	POM-Frame [V]
0 時	-10.1	-5.29	-3.71	3.15	13.8	6.86

表 7 POM と構体の電位差の比較

Electron Temp.	Frame [V]	POM Chg. (MAX) [V]	POM-Frame [V]
1.5 keV (Nominal)	0.23	4.97	4.74
5 keV	-3.71	3.15	6.86

4. まとめ

みちびき初号機の表面帯電を SPIS を用いて解析した。衛星の三次元数値モデルを作成し最悪環境の日照・日陰条件での表面帯電をシミュレーションした。最悪環境においては、パドル上のカバーガラスで最大電位をとり、側面の SiO₂ で最小電位をとった。POM と構体の電位差は日照で 400 V、日陰で 800 V となった。また、ノミナル環境を想定した環境でシミュレーションしたところ、最大電位と構体の電位差は 0.4 V の範囲内で日変化した、また POM は構体に対し逆電位を持ち電位差は 2～5 V の範囲で日変化した。しかしながら、POM と構体の電位差は、みちびき初号機が搭載している POM の計測値 (数十～数百 V) と比べて大幅に小さい値となった。POM と構体の電位差についてシミュレーション結果と実際に POM が計測した値が大幅に異なる原因を調べるため、ノミナル環境の電子温度 1.5 keV から 5 keV に増加させ、シミュレーションを行った。その結果、POM と構体の電位差は約 45% (約 2 V) 大きくなったが、POM の測定値のような数十～数百 V の値とはならなかった。つまり電子温度だけでは、実際の観測データとの差を説明するには十分ではない。したがって、今後は、実際の POM の計測値とシミュレーション結果との差異の原因を調べる必要がある。具体的には POM やその他のパーツの寸法・材料パラメータを実機により近づけたり、みちびき初号機の実際の軌道環境や姿勢を考慮したり、SPIS におけるメッシュサイズや計算領域の大きさによる結果の差異を評価することによって調べる予定である。

謝辞

本研究は、科学研究費補助金新学術領域研究「太陽地球圏環境予測」(PSTEP) 予報システム班 (A01)、次世代宇宙天気予報のための双方向システムの開発 (MEXT/JSPS 科研費 15H05813) の助成を受けたものです。

参考文献

- [1] Mengu Cho, Shirou Kawakita, Masao Nakamura, Masato Takahashi, Tetsuo Sato and Yukishige Nozaki, "Number of Arcs Estimated on Solar Array of a Geostationally Satellite," JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS, vol.42, No.4, July-August 2005
- [2] Satoshi Fukuhara, Haruhisa Matsumoto, Tkahiro Obara (2012), "Overview of Initial Observation Data of Technical Data Acquisition Equipments on the First Quasi-Zenith Satellite," Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol.10, No. ists28, pp Tr_5