

衛星帯電解析ツール SPIS による静止軌道衛星の 数値モデルの作成と表面帯電解析

中村 真弥¹, 中村 雅夫¹, 豊田和弘²

¹大阪府立大学, ²九州工業大学

1 背景

宇宙空間で人工衛星を運用する際に、宇宙プラズマに起因した衛星帯電が生じる。衛星が帯電することによって、放電が発生し材料劣化や衛星運用に致命的な障害などを引き起こす可能性がある。衛星帯電には内部帯電と表面帯電があるが本研究では表面帯電を取り扱う。表面帯電による衛星故障を考える際に重要となるのは、衛星表面の物性値の違いによって生じる乖離電圧 (Differential charging) である。乖離電圧が生じ閾値を超えることによって衛星表面部材間で放電が発生するからである。したがって、人工衛星の故障を設計段階で未然に防ぐために、様々な宇宙環境下の宇宙機の帯電状況を知るのは有効である。

設計段階での衛星帯電の評価や、衛星故障の原因究明などの目的のため、各国で様々な宇宙環境における衛星表面帯電解析を行うためのシミュレーションソフトが開発されている。アメリカは Nascap-2k、日本は MUSCAT、欧州では Spacecraft Plasma Interaction Software (以下 SPIS)、ロシアは COULOMB-2 を開発し衛星設計に活用している。衛星の設計段階のシミュレーションは、最悪のケースを考えるために実際に衛星故障が起こったときの宇宙プラズマ環境を想定するが、世界的に共通した想定環境が存在しないとい

う状況であったため、静止軌道の最悪宇宙プラズマ環境の国際規格 (ISO) が現在策定の最終段階にある (2016年11月現在)。

本研究では、その ISO 規格の策定段階で考慮された幾つかの静止軌道最悪プラズマ環境における表面帯電電位を、SPIS を用いて計算し解析を行った。

2 研究目的

静止軌道最悪宇宙プラズマ環境の ISO 規格の策定のため、候補になっている宇宙環境の Round-Robin simulation [1] が行われた。Round-Robin simulation は、図 1 に示す AFRL (Air Force Research Laboratory) モデルを、衛星表面帯電解析ツール NASCAP-2k、MUSCAT、SPIS で作成し、ISO 規格の候補になっている数種の静止軌道最悪宇宙プラズマ環境でのシミュレーションを実行し、表面電位の結果比較を行うというものであった。

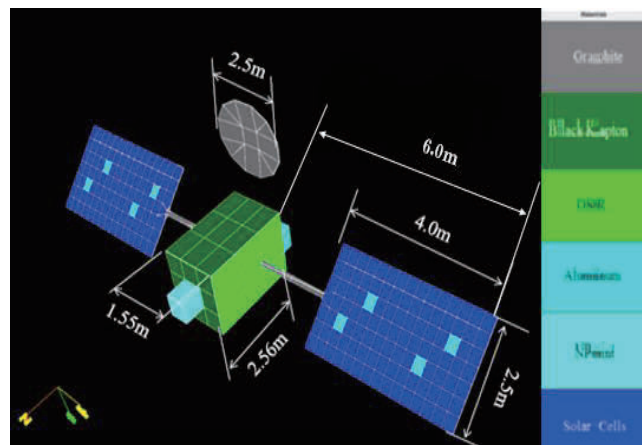


図 1 Nascap-2k で作成された AFRL model

この静止軌道最悪宇宙プラズマ環境の ISO 規格で引用されている SPIS を用いたシミュレーションは Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering の Feng 氏が発表したものである[2]。しかし、この先行研究には、AFRL モデルの再現が完全ではない点、使用している SPIS のバージョンが古い点、シミュレーションで想定している時間を他のツールと比べて短くとしている点などの留意すべき点がある。

本研究では最新版の SPIS を用いて、より完全な AFRL モデルを作成し、シミュレーションの想定時間も他のツールのものに合わせた Round-Robin simulation を行い、表面電位を求め、他の解析結果と比較・検討を行う。

3 研究手法

3.1 衛星の各表面部材の帯電電位

衛星の各表面部材の電荷 Q 、静電容量 C 、電位 ϕ 、流出入する電流 I に以下の関係式が成り立つ。

$$Q = C\phi \tag{1}$$

$$\frac{dQ}{dt} = C\frac{d\phi}{dt} = I \tag{2}$$

流出入する電流の総和がゼロとなったとき各表面部材の定常状態の電位となる。定常状態における電流の評価式は式 (3) * [2] である。

$$I_e(\phi_{sc}) - \{I_i(\phi_{sc}) + I_{se}(\phi_{sc}) + I_{si}(\phi_{sc}) + I_{be}(\phi_{sc}) + I_{ph}(\phi_{sc}) + I_a(\phi_{sc}) + I_s(\phi_{sc})\} = 0 \tag{3}$$

衛星表面には外部電子が流入する外部電子電流 I_e 、外部イオンが流入する外部イオン電流 I_i 、太陽光が当たる面から光電子が放出されることによって生じる光電子電流 I_{ph} 、電子 (イオン) の衝突で二次電子放

出されることによって生じる二次電子電流 I_{se} (I_{si})、電子が衛星表面に衝突しそのまま跳ね返されることによる後方散乱電子電流 I_{be} 、能動的放射電流 I_a 、絶縁体表面からの漏れ電流 I_s などの電流が流出入している。なお、 ϕ_{sc} は衛星電位である。第 1 項は電子の流入、第 2 項以下はイオンの流入もしくは電子の放出を意味している。また、衛星表面に流出入する電流の模式図を図 2 に示す。本研究では能動的放射電流はないものとしている。

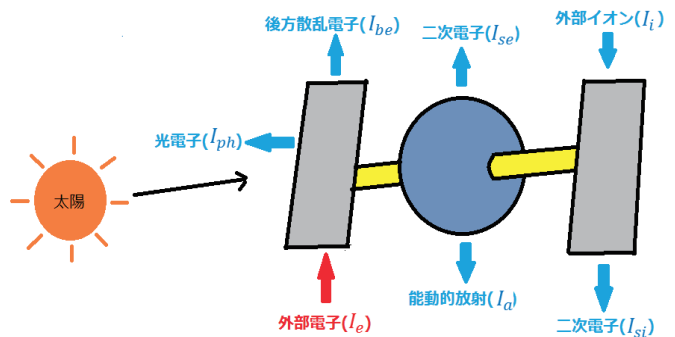


図 2 衛星表面の流出入電流

3.2 Spacecraft Plasma Interaction Software

SPIS は、オープンソースとして無償公開されており、一般の PC 環境でも十分動作させることができる。本研究で使用した SPIS は Spis-5.1.8 である。ソフト内で Gmesh と呼ばれる CAD ソフトを用いてモデルの作成およびメッシュ化を行い、プラズマ環境を設定する。モデルを設定後、3次元 Particle In Cell 法で粒子軌道を時間変化で計算し各電流成分を求め、衛星各表面電位を算出する。メッシュはテトラメッシュで、大きさを設定すると自動生成される。部材間に小さな空間が存在したり、部材の接触面に小さな隙間を持つ複雑な形状モデルを扱う際は、微小なメッシュが

生成されてしまうことで、シミュレーション時間が非常に長くかかってしまう。そのため、適当なメッシュサイズの調整が難しい。図3にSPISのモデリングの流れを示す。SPISのシミュレーションサイクルは、プラズマ粒子や境界条件を元に電場を計算し、粒子軌道を時間変化で解いて宇宙機の電流の収支や電位を計算する仕組みである。図4にそのフローチャートを示す。荷電粒子の運動はローレンツの運動方程式を解くことで求め、電場についてはポアソン方程式をから求められる。

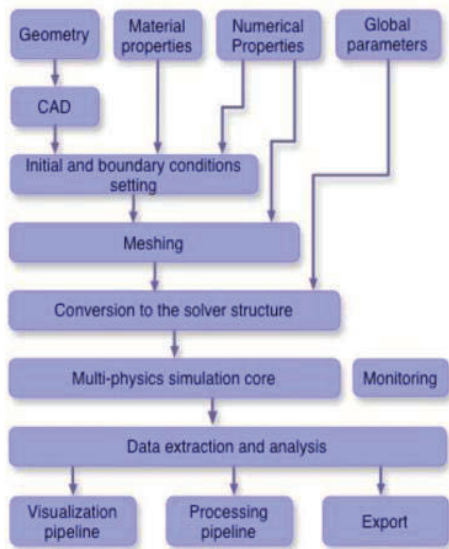


図3 SPIS のモデリングの流れ*[4]

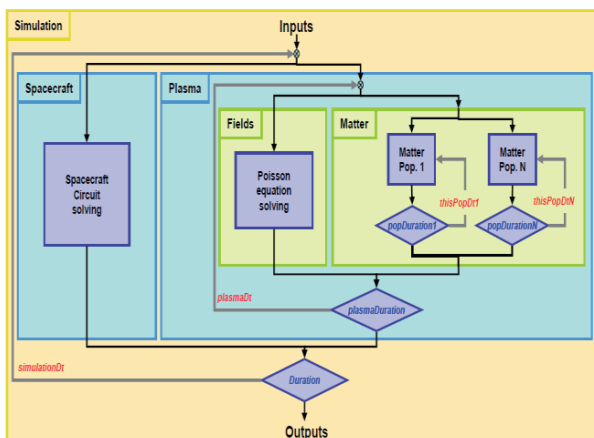


図4 SPIS のシミュレーションサイクル*[4]

4.1 SPIS による AFRL モデル作成

SPIS で作成した AFRL モデルを図5に示す。メッシュサイズの調整の都合上、太陽電池と本体をつなぐブームを Nascap-2k で作られた AFRL モデルのものより、細く設定している。このブームの表面積は他の衛星表面の面積と比べて小さく、表面でやり取りされる電流は小さいため、全体的な結果に大きく影響することはないと考えている。また、今回作成した AFRL モデルと Round-Robin simulation の AFRL モデルで、表面部材の導通設定が異なるものとなっていた。その導通設定の違いは、Round-Robin simulation のモデルでは表面の導体部をすべて導通させているが、今回作成したモデルでは、構体部材および太陽電池のパッチ部材の Aluminum 部分と本体表面の Black Kapton 部分しか導通させていなかったことである。ここでは導通設定が異なったモデルでの結果を示す。

また、物性値は Round-Robin Simulation で用いられた物性値と同じものを用いている。設定した物性値を表1に示す。

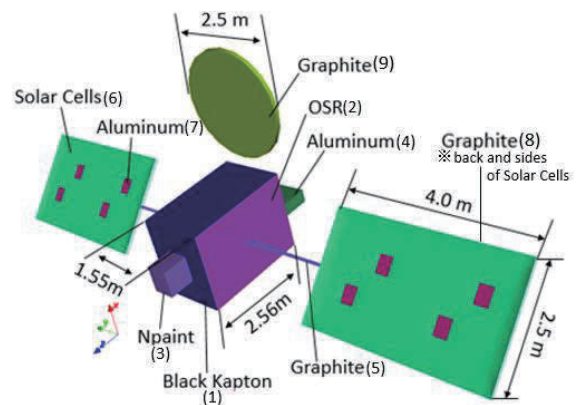


図5 SPIS で作成した AFRL model

表 1 Round-Robin Simulation に用いられた衛星表面部材の物性値*[1]

Coverglass material	Dielectric Constant	Thickness (m)	Bulk Conductivity ($\Omega^{-1}m^{-1}$)	Atomic Number	ϵ_{∞}	E_{∞} (keV)	Proton Yield	Proton Max (eV)	Photoemission ($A m^{-2}$)	Surface Resistivity ($\Omega/square$)	Atomic Wt (amu)	Density ($kg m^{-3}$)
Graphite	1	1.00E-03	-1	4.5	0.93	0.28	0.455	80	7.20E-06	-1	12.01	2250
Aluminum	1	1.00E-03	-1	13	0.97	0.3	0.244	230	4.00E-05	-1	26.98	2699
BlackKapton	3.5	2.50E-06	-1	5	5.2	0.90	0.455	140	5.00E-06	-1	12.01	1600
Kapton	3.5	1.27E-04	1.00E-16	5	2.1	0.15	0.455	140	2.00E-05	1.00E+16	12.01	1600
Solar Cells (MgF2)	3.8	1.25E-04	1.00E-13	10	5.8	1	0.244	230	2.00E-05	1.00E+19	20	2660
OSR	4.8	1.50E-04	1.00E-16	10	3.3	0.5	0.455	140	2.00E-05	1.00E+19	20	2660
NPaint	3.5	1.27E-04	1.00E-16	5	2.1	0.15	0.455	140	2.00E-05	1.00E+16	12.01	1600

4.3 解析に用いた静止軌道プラズマ環境
 本研究で用いたプラズマ環境を表 2 に示す。これらの環境は Round-Robin Simulation で用いられたものである。SCATHA-Mullen1、SCATHA-Mullen2、ECSS-E-ST-10-04C(SCATHA 1979)、MIL-STD-1809 は Double-Maxwellian 分布のプラズマ環境であり、NASA Worst-Case、ATS-6、LANL-KIT は Single-Maxwellian 分布のプラズマ環境である。電子とイオンの温度がそれぞれ 2 成分で表される Double-Maxwellian の方が 1 成分ずつの Single-Maxwellian より実際の宇宙環境に近い分布であると考えられる。これらの各環境について日陰、日照

の計 14 パターンのシミュレーションを行った。ただし、NASCAP-2k は LANL-KIT、MUSCAT は MIL-STD-1809、Galaxy 15 についての結果は発表されていない。

4.4 解析結果

Round-Robin Simulation において NASCAP-2k および MUSCAT のシミュレーション想定時間が約 2000 s であったことを受け、シミュレーション想定時間は約 2000 s に設定した。日照時をシミュレーションする際は、太陽電池に垂直に太陽光が入射するように設定した。シミュレーション結果は全て、衛星表面に流出入する電流の総和がゼロに収束し平衡状態になって

表 2 静止軌道最悪プラズマ環境のパラメーター一覧*[1]

Environment Name	Ne1 (m^{-3})	Te1 (eV)	Ne2 (m^{-3})	Te2 (eV)	Ni1 (m^{-3})	Ti1 (eV)	Ni2 (m^{-3})	Ti2 (eV)
SCATHA-Mullen1	2.00E+05	400	2.30E+06	24800	1.60E+05	300	1.30E+06	28200
SCATHA-Mullen2	9.00E+05	600	1.60E+06	25600	1.10E+05	400	1.70E+06	24700
ECSS-E-ST-10-04C (SCATHA 1979)	2.00E+05	400	1.20E+06	27500	6.00E+05	200	1.30E+06	28000
MIL-STD-1809	2.36E+06	3100	6.25E+05	25100	6.00E+05	200	1.20E+06	28000
NASA Worst-Case	1.12E+06	12000			2.36E+05	29500		
ATS-6	2.36E+06	29500			2.36E+05	29500		
LANL-KIT	5.00E+06	13500			2.50E+05	5000		
Galaxy 15	4.58E+04	55600			1.00E+05	75000		

いることを確認した。乖離電圧は、衛星構体電位(Frame)、最高表面電位(Max Chg)、最低表面電位(Min Chg)それぞれの差で評価されるので 3 種類の乖離電圧が考えられるが、衛星故障につながる放電が起こるという観点から考えると、最高表面電位と衛星構体電位の差 (Max Chg-Frame) の乖離電圧と、最低表面電位と衛星構体電位の差 (Min Chg-Frame) の乖離電圧が重要である。

4.4.1 日照時の解析結果

日照時の結果を表 3 に示す。最高表面電位は太陽電池側面及び裏面の Graphite (Surface8)、最低表面電位は衛星上部アンテナの Npaint (Surface3) の電位である。なお、Surface の数字は図 5 の部材の数字に対応している (例: Surface1 ⇔ Black Kapton(1))。Double-Maxwellian は SCATHA-Mullen1、Single-Maxweillian は ATS-6 が乖離電圧

最大環境となった。図 6 に日陰の各環境の乖離電圧を棒グラフにしたものを示す。

4.4.2 日陰時の解析結果

日陰時の結果を表 4 に示す。最高表面電位は太陽電池と本体をつなぐブームの Graphite (Surface5)、最低表面電位は太陽電池 (Surface6) の電位である。Double-Maxwellian は SCATHA-Mullen1、Single-Maxweillian は ATS-6 の乖離電圧最大環境となった。図 7 に日陰の各環境の乖離電圧を棒グラフにしたものを示す。

4.5 結果比較

先行研究の Nascap-2k、MUSCAT の Round-Robin Simulation の結果をまとめた表を表 5 と表 6 に比較のため引用して示す。

Nascap-2k による最悪プラズマ環境の評価は、シミュレーションによる乖離電圧の大きさだけではなく、電子のフラックス

表3 日照条件時の衛星表面電位と乖離電圧

Distribution Type	Environment Name	Min Chg	Max Chg	Frame	Max-Min	Max-Frame	Min-Frame
Double Maxwellian	SCATHA-Mullen1	-33608	-16618	-16823	16990	205	-16785
	SCATHA-Mullen2	-27715	-12955	-13181	14760	227	-14534
	ECSS-E-ST-10-04C	-16482	-7507	-7780	8975	272	-8702
	MIL-STD-1809	-10139	-3931	-4042	6208	111	-6097
Single Maxwellian	NASA Worst-Case	-29344	-10152	-10543	19192	391	-18801
	ATS-6	-87622	-42625	-44118	44997	1493	-43504
	LANL-KIT	-45113	-20985	-21210	24128	225	-23903

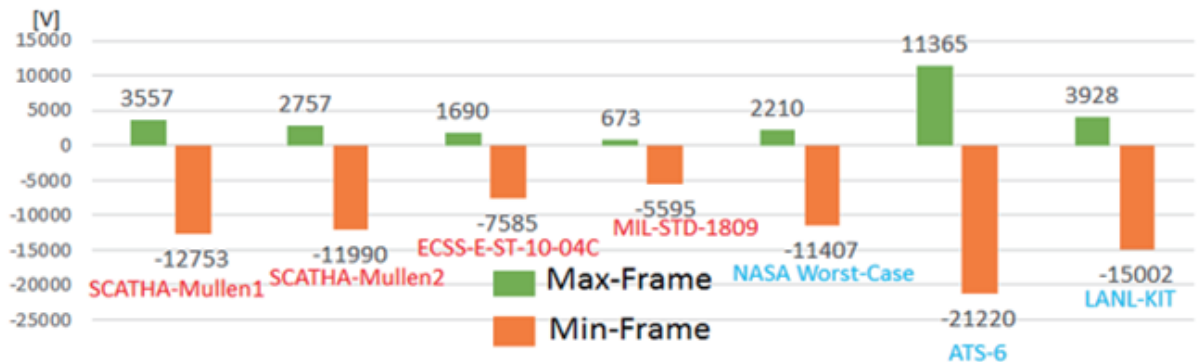


図6 日照条件時の乖離電圧

表4 日陰条件時の衛星表面電位と乖離電圧

Distribution Type	Environment Name	Min Chg	Max Chg	Frame	Max-Min	Max-Frame	Min-Frame
Double Maxwellian	SCATHA-Mullen1	-38602	-22292	-25849	16310	3557	-12753
	SCATHA-Mullen2	-33129	-18383	-21139	14747	2757	-11990
	ECSS-E-ST-10-04C	-20243	-10969	-12659	9274	1690	-7585
	MIL-STD-1809	-12807	-6539	-7212	6268	673	-5595
Single Maxwellian	NASA Worst-Case	-32045	-18427	-20638	13618	2210	-11407
	ATS-6	-92843	-60257	-71623	32586	11365	-21220
	LANL-KIT	-47806	-28876	-32804	18930	3928	-15002

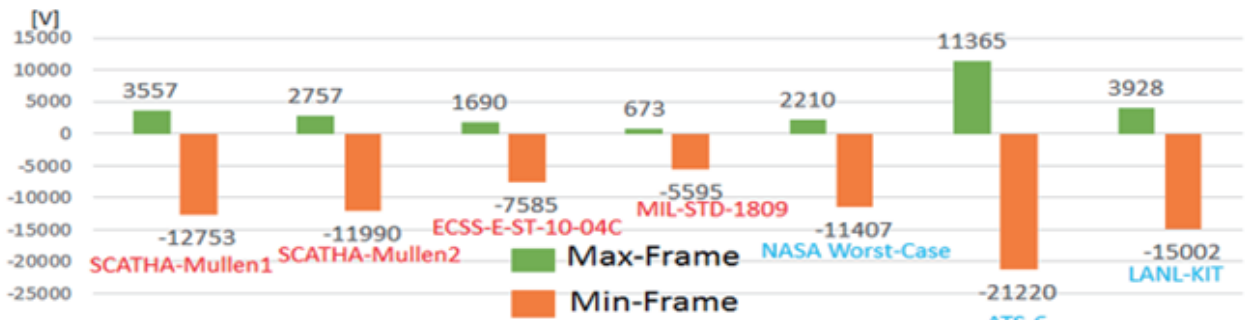


図7 日陰条件時の乖離電圧

表5 Nascap-2k の Round-Robin Simulation*[1] 単位:[V]

<日陰>	Max Chg	Min Chg	Frame	Max-Min	Max-Frame	Min-Frame
SCATHA-Mullen1	-6752	-11980	-10950	5228	4198	-1030
SCATHA-Mullen2	-6010	-11160	-9736	5150	3726	-1424
ECSS-E-ST-10-04C	-6050	-11430	-9521	5380	3471	-1909
MIL-STD-1809	-3393	-6312	-5509	2919	2116	-803
NASA Worst-Case	-5687	-13230	-9153	7543	3466	-4077
ATS-6	-9733	-18310	-13220	8577	3487	-5090
Galaxy15	-17410	-17820	-17590	410	180	-230

<日照>	Max Chg	Min Chg	Frame	Max-Min	Max-Frame	Min-Frame
SCATHA-Mullen1	-5236	-11870	-8468	6634	3232	-3402
SCATHA-Mullen2	-4077	-10940	-6573	6863	2496	-4367
ECSS-E-ST-10-04C	-3512	-10870	-5640	7358	2128	-5230
MIL-STD-1809	-1407	-5728	-2267	4321	860	-3461
NASA Worst-Case	-1518	-9286	-2415	7768	897	-6871
ATS-6	-3617	-13910	-5779	10293	2162	-8131
Galaxy15	9.56	-802	2.751	811.56	6.809	-804.751

表6 MUSCAT の Round-Robin Simulation*[1] 単位:[V]

<日陰>	Max Chg	Min Chg	Frame	Max-Min	Max-Frame	Min-Frame
SCATHA-Mullen1	-102000	-107000	-105000	5000	3000	-2000
SCATHA-Mullen2	-107000	-112000	-110000	5000	3000	-2000
ECSS-E-ST-10-04C	-67100	-70000	-68600	2900	1500	-1400
NASA Worst-Case	-42900	-43700	-43300	800	400	-400
ATS-6	-63200	-63800	-63500	600	300	-300
LANL-KIT	-71800	-72900	-72300	1100	500	-600

<日照>	Max Chg	Min Chg	Frame	Max-Min	Max-Frame	Min-Frame
SCATHA-Mullen1	-350	-41500	-16100	41150	15750	-25400
SCATHA-Mullen2	-60	-34000	-10300	33940	10240	-23700
ECSS-E-ST-10-04C	-160	-28800	-7450	28640	7290	-21350
NASA Worst-Case	-40	-14600	-1820	14560	1780	-12780
ATS-6	-70	-19400	-3400	19330	3330	-16000
LANL-KIT	-290	-38800	-15000	38510	14710	-23800

なども考慮して判断していると記述されている。その結果、日照・日陰ともに、Double-MaxwellianのSCATHA-Mullen1が乖離電圧最大環境である。MUSCATによる最悪プラズマ環境の評価は、シミュレーションの乖離電圧の大きさから判断しており、日照・日陰ともにDouble-MaxwellianのSCATHA-Mullen1が乖離電圧最悪環境である。

5 まとめ

SPISを用いてISO策定に用いられたAFRLモデルを作成し、Round-Robin simulationを行った。シミュレーション結果は、Double-Maxwellianの環境では、衛星構体と日照・日陰ともにSCATHA-Mullen1が乖離電圧最大環境となった。ただし、今回のモデルはRound-Robin simulationのAFRLモデルと導通設定が異なったものとなっている。しかし、結果は多少条件が異なった設定でも、Nascap-2kとMUSCATのRound-Robin simulation結果と定性的に同様に、最大の乖離電圧が得られるという結果だと考えられる。

今後の予定

導通設定を先行研究と同様に修正したRound-Robin simulationを行って結果比較を行い、SPISを用いたRound-Robin simulationを完結させる。その結果をISO規格の次回改定時に提供したいと考えている。

参考文献

[1] Kazuhiro Toyoda and Dale C. Ferguson, 「Round-Robin Simulation for GEO Worst-Case Environment for

Spacecraft Charging」, Spacecraft Charging Technologies Conference 2014-171 Paper

[2] Feng Weiquan and LIU Yenan, 「Simulation for Worst Case Spacecraft Charging Environment」, (「宇宙機帯電電位見積りに関する国際標準化」国際ワークショップ発表資料), 2014

[3] 宇宙航空研究開発機構, 「帯電・放電設計標準」, 2014,

<http://sma.jaxa.jp/TechDoc/Docs/JAXA-JERG-2-211A.pdf>

[4] SPIS 5.1 User Manual