

人工衛星の帯電放電現象に関する研究

藤井 治久

Research on Spacecraft Charging in Space Environment

Haruhisa Fujii

Research on spacecraft charging was started about twenty years ago by the author from the view point of the improvement of reliability and the longer mission life of a satellite in space environment. The followings are involved in the research activity:

- (1) Experimental investigation on the charging and discharge characteristics of satellite surface materials by electron-beam irradiation simulating hot plasma in space.
- (2) Analytical simulation of electron-beam induced charge-up phenomenon of insulating materials.
- (3) Development of the on-board surface potential monitor and the measurement of the surface potentials of insulating materials using the monitor in geostationary space environment.
- (4) Development of the mitigation techniques of spacecraft charging.
- (5) Experimental investigation on the interactions of satellites with dense and cold plasma simulating low Earth orbit environment.

1 はじめに

地球軌道を周回している通信衛星、放送衛星、気象衛星など多くの衛星は、我々の生活に計りしれない恩恵をもたらしている。これらの衛星は宇宙の希薄なプラズマ環境で長期間正常に機能する責務を担っている。しかしながら、プラズマ環境の低エネルギー荷電粒子は、いわゆる“衛星帯電 (spacecraft charging)”を引き起こし、衛星上で静電気放電 ESD (electrostatic discharge) を誘起する可能性がある。ESD は、搭載電子機器・部品、あるいは電力系の不具合や異常、あるいは、表面材料の劣化を引き起こす可能性が高いので[1-4]、将来の衛星システムの高信頼性と長寿命化を達成するために、ESD はもちろんのこと、帯電もできる限り抑制しなければならない。

筆者は三菱電機 (株) 在籍中、衛星帯電現象の重要性を認識し、NASDA (宇宙開発事業団、現宇宙航空研究開発機構 JAXA) 等と共にこの分野の研究開発に 1980 年代半ばから携わってきた。

筆者が行ってきた衛星帯電の研究開発内容は、下記の

とおりである。

- (1) 静止軌道等の高高度宇宙環境プラズマ中の電子流を模擬した電子ビーム照射による衛星表面材料の帯電放電現象に関する実験的検討
- (2) 絶縁性衛星表面材料の電子ビーム誘起帯電現象の解析
- (3) 衛星搭載用帯電電位モニタの開発と実宇宙環境での絶縁材料の帯電計測
- (4) 衛星帯電防止技術の開発
- (5) 低地球軌道環境プラズマと衛星との干渉に関する実験的検討

本論文は、これらの研究内容をレビューしたものである。

2 電子ビーム照射による衛星表面材料の帯電放電

宇宙プラズマ荷電粒子の中で、電子が衛星の帯電に大きな影響を及ぼす[1]。そのため、電子ビーム照射法が、特に、磁気嵐のような擾乱状態のもとでの衛星表面材料の帯電・放電現象を研究するために使われてきた[4,5]。この方法は、衛星表面材料の局所帯電 (differential charg-

ing) 現象のプロセスを理解するために有効である。

図1に示すように、 1×10^{-6} Torr 程度の真空度のチャンバ内で、単一エネルギーの電子ビームを熱制御材料のような絶縁性衛星表面材料に照射した。電子ビームは、エネルギー (E) が15~45keV、ビーム電流密度 (J_b) が0.1~16nA/cm²の範囲で制御した。なお、各サンプルの電子ビーム照射領域は19.6cm² (φ50mm)であった。

電子ビームを照射すると、電流がサンプル中 (バルク電流) とサンプル表面上 (表面電流) を流れるが、本実験では、エレクトロメータ (アドバンテスト TR-84M) によりバルク電流のみを測定し、表面電流は接地されたサンプルホルダに逃がした。また、サンプルの表面電位 (V_s) は、非接触表面電位計 (TREK 340HV、プローブ 5031S) で測定した[5-7]。

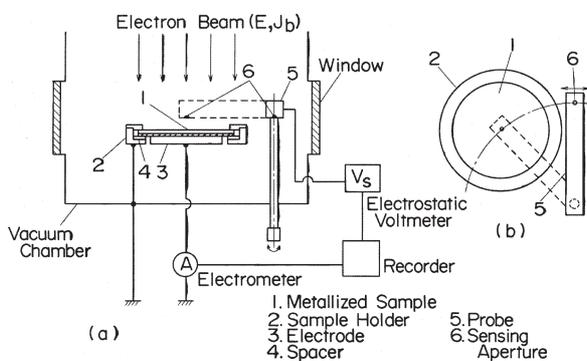


図1 電子ビーム照射実験系

図2は、25μm厚テフロンFEP (fluorinated ethylene propylene co-polymer) における電子ビーム照射時の表面電位の電子ビーム電流密度依存性を、電子の照射エネルギーをパラメータに示したものである。なお、電子ビーム照射時間 (T_i) は60分一定とした。図中の黒印は、照射時間 T_i 中に放電が発生したときの表面電位である。表面電位は、電流密度 J_b が0.1nA/cm² よりも小さい場合、 J_b に比例する。一方、 J_b が0.1nA/cm² を超える場合、 $E=15$ keV では表面電位は次第に飽和する傾向を示した。しかしながら、 $E=15$ keV よりも大きなエネルギーの電子を照射した場合、表面での放電によって表面電位が制限される。この放電は、図3に示すように、沿面放電を伴った貫通破壊であった。この $V_s - J_b$ 特性は、他の表面材料と異なっている。一例として、25μm厚カプトン (PI, poly imide) フィルムの場合を図4に示す。 J_b に対する V_s の傾きは約0.5で、放電は照射時間 T_i 中観測されなかった。これらの $V_s - J_b$ 特性から、図5 (a) に25μm厚テフロンとマイラ (PET: poly ethylene terephthalate) の表面電位 V_s の電子エネルギー E 依存性を、また、図5 (b) には種々の厚さのカプトンの表面電位 V_s

の電子エネルギー依存性を示す。図5から次のことがわかる。

- (1) 表面電位は電子エネルギーに依存する。
- (2) 低エネルギー領域では、表面電位は電子エネルギーとともに増加する。しかし、高エネルギー領域では、表面電位は電子エネルギーと共に低下する。つ

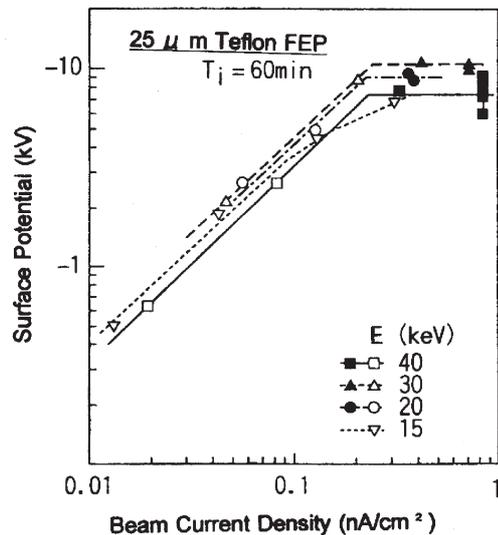


図2 25μm厚テフロンフィルムの帯電特性 (●、▲、■は放電発生電位を示す)

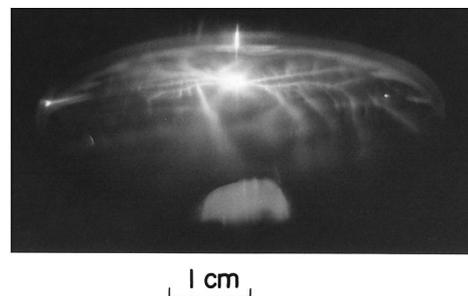


図3 25μm厚テフロン表面上の放電光の例

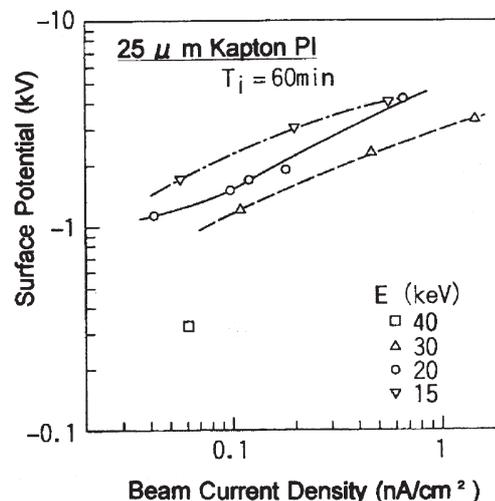
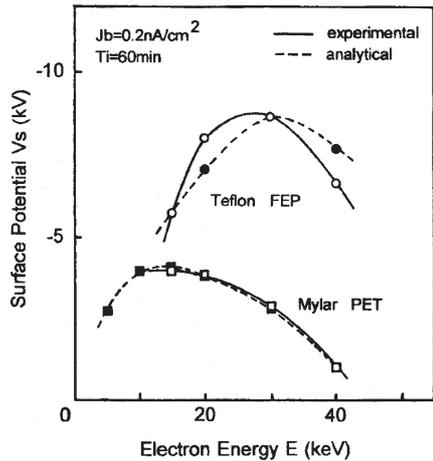
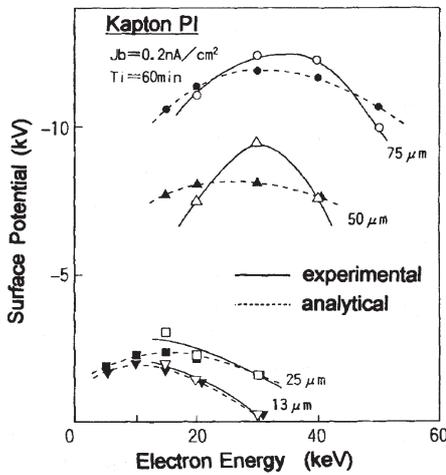


図4 25μm厚カプトンフィルムの帯電特性



(a) テフロンとマイラ



(b) カプトン

図5 表面電位の電子エネルギー依存性

まり、表面電位は、ある電子エネルギーで、最大値を持つ。

- (3) 表面電位の最大値と、そのときの電子エネルギーは、フィルムの厚さと共に大きくなる。
- (4) 同じ電子ビーム照射条件では、厚さが同じならば、3種の材料の表面電位の大きさは、

$$FEP > PET > PI$$

の順序となる。

3 電子ビーム照射帯電のシミュレーション解析

前章で述べた電子ビーム照射による絶縁性フィルムの帯電特性を解析するために、図6に示す2次元軸対称モデルを使った[7]。その解析のフローチャートを図7に示す。その解析結果を、図5の中に破線で示している。ほぼ実験値と解析値が一致していることがわかる。

また、電子ビーム照射中のテフロンの帯電挙動を Monte Carlo法により検討した[8]。テフロンフィルム内

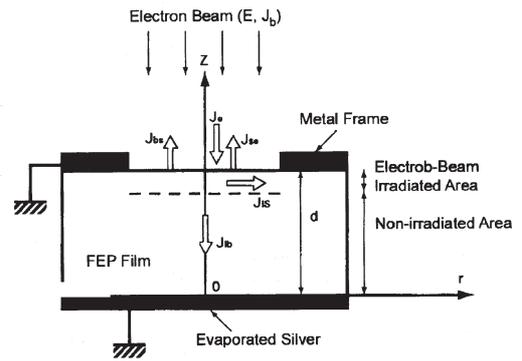


図6 2次元軸対称帯電解析モデル

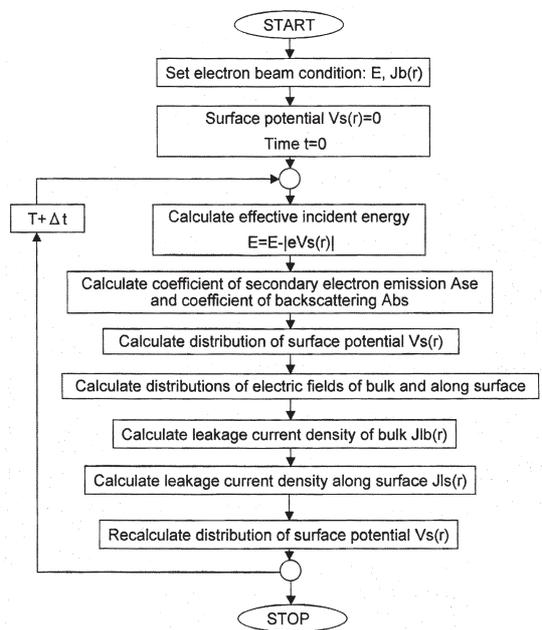


図7 帯電解析フローチャート

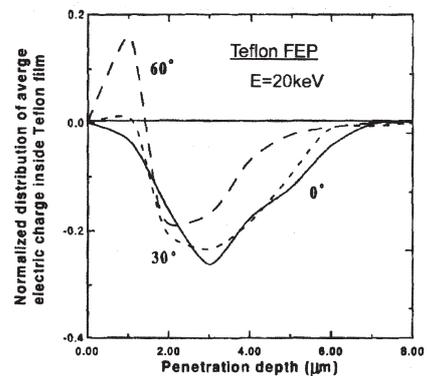


図8 20keVの電子が照射されたときのテフロンフィルム内部の電荷分布 (入射角度の影響)

部の平均的な電荷分布を計算するために、1eV～35keV電子の絶縁性フィルム中での散乱の物理モデルを使い、その電荷分布から Poisson 方程式を用いて、テフロン

イルム内の電界強度と電位を照射時間の関数として計算した。図8は、20keVの電子を照射したときのテフロン内部の電荷分布を示している。電子の入射角度が変わると電荷分布も変化することがわかる。

4 宇宙での帯電計測

実際の宇宙環境での荷電粒子による絶縁性表面材料の帯電電位を計測するため、帯電モニタPOM (Potential Monitor)を開発した。このPOMは、3軸姿勢制御静止衛星技術試験衛星V型 (ETS-V: Engineering Test Satellite V) に初めて搭載された[9]。そのPOMのブロックダイアグラムを図9に示す。POMはセンサ部(POM-S)と電子回路部(POM-E)とから構成されており、センサ部には静電プローブ (Monroe社1017S)が使われている。帯電計測用絶縁性表面材料は、127 μ m厚カプトン、127 μ m厚テフロン、200 μ m厚石英板の3種類が使用され、それぞれは図9のプローブケースの上に取り付けられた。これらのサンプルは裏面が金属蒸着されたもので、導電性接着剤により基板に貼り付けられた。帯電した表面とプローブヘッドの間の電界強度が、サンプル裏面の ϕ 1mmの非蒸着部を通して測定されるようになっており、POM出力電圧と表面電位の関係が実験的に校正された。

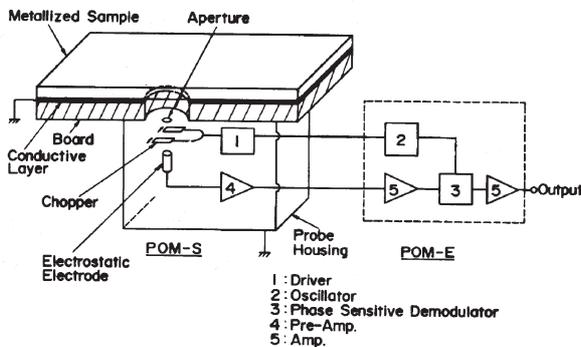


図9 衛星搭載帯電電位モニタブロック図

ETS-V搭載POMによって観測されたデータの一例として、図10に、1987年10月28日における銀蒸着テフロンの帯電電位の変化を示している[9]。POM-SはETS-Vの南面ミッションパネルに取り付けられているので、10月28日は南面ミッションパネルに日が差し込む状態 (日照状態) になっており、表面から光電子放出が期待できるが、図10に示されたように、表面電位の負の上昇が14時UT (Universal Time: 世界標準時) と20時UTの間で観測された。この現象は、ETS-VのLバンドアンテナリフレクタや太陽電池パドルの影が14~20時UTの間にPOM-S上に生じるため、光電子放出による帯電抑制効果がなくなったからであると考えられる。

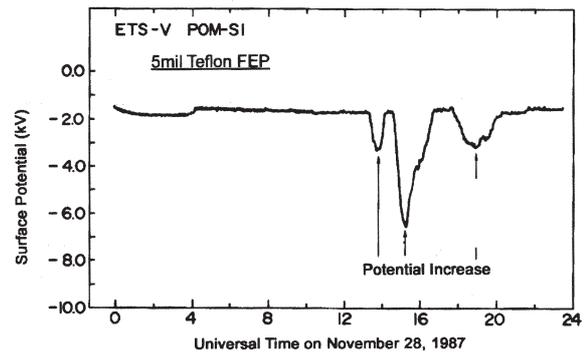


図10 ETS-V POMによって観測された帯電電位計測例 (1987年10月28日、テフロン)

5 衛星帯電防止技術

地上実験と宇宙環境での帯電観測結果から、将来の衛星の高信頼度化と長寿命化を達成するために、衛星上での局所帯電とそれに起因した放電を防止する必要のあることが認識された。このため、局所帯電を防止する二つの方法を検討した。

一つは、絶縁性材料に導電性コーティングを施すことである (受動的帯電制御)。筆者は、導電性コーティングとしてITO (Indium Tin Oxide) を使うことが、衛星帯電防止に有効であることを、電子ビーム照射実験によって確認した[5]。

もう一つの方法は、衛星からのプラズマ放出である (能動的帯電制御) [10]。図11に実験系の概略図を示している。実験においては、三菱電機鎌倉製作所の大型スペースチャンバ (直径約4m、長さ約9m) を使用した。チャンバ中に電子銃と、衛星本体のモデルとしての40x40x40cm³の金属ケースを用いた。この金属ケースの2面に、イオンエンジン用中和器[11]と前章で述べた帯電電位モニタPOM-Sの試験モデルを垂直に取り付けた。中和器は、イオンエンジン動作中の衛星電位をプラズマ

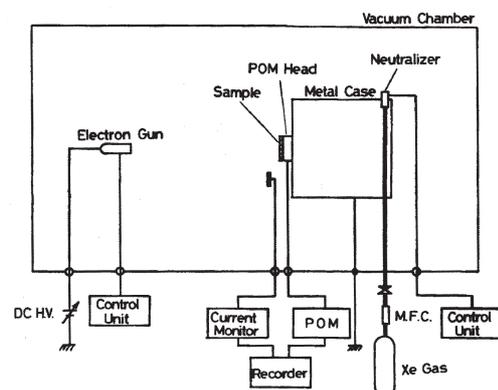


図11 プラズマ放出による帯電制御実験系

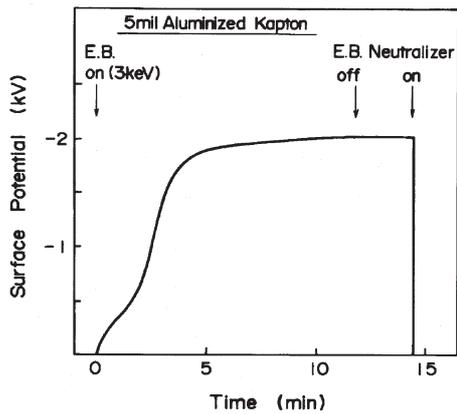


図12 プラズマ放出によるカプトンの帯電除去の例

に対して0V付近に固定するためのもので、ホローカソード型プラズマ源である。厚さ127 μm のカプトンフィルムを試験サンプルとして帯電電位モニタ上に取り付けた。中和器とカプトンフィルムとの距離は約50cmで、カプトンフィルムと電子銃との距離は約70cmであった。電子銃からの電子ビームを 3×10^{-6} Torrの真空中でカプトンフィルムサンプルに照射した。

図12に、カプトンフィルム上に蓄積した電荷を中和器生成プラズマが除去した一例を示している。実験のはじめに、カプトンフィルムを3keVの電子ビームで照射すると表面電位が-2kVに到達した。電子ビーム照射を止めた後、Xeガスを2.4sccmの流量で中和器に導入した。そのときチャンバ内の圧力は約 5×10^{-5} Torrになり、中和器を動作させるとXeプラズマが14.5分に生成し始めた。その瞬間カプトンの表面電位は、表面で放電が発生することなく、0Vになった。この試験結果から、プラズマ放出は絶縁性衛星表面材料の帯電を除去するのに有効な手法の一つと考えられる。

6 低地球軌道プラズマとの干渉に関する実験的検討

宇宙ステーションや宇宙プラットフォーム、宇宙工場、そして宇宙太陽発電衛星などの開発計画が低地球軌道(LEO: Low Earth Orbit)で検討されているように、宇宙システムの電力は増加する傾向にある。そのため、電力線ハーネスの重量軽減と電力損失低減の面から、現在の100Vに満たない発電電圧を高電圧化することが検討されつつある。また、マイクロ波発生器や電気推進システムのような高電圧搭載機器に直接高電圧を送ることも変換効率低減の面から必要になる。しかしながら、太陽電池アレイから高電圧で発電し電力供給することは、太陽電池アレイと宇宙プラズマとの間で次のような問題点が発生する。

- (1) 周囲プラズマを通じた電流リーク
- (2) アーク放電の発生

これらの問題は、静止軌道(GEO: Geostationary Orbit)よりも、プラズマ密度の濃密な高度400km程度のLEOプラズマ環境において特に顕著である。しかし、これら

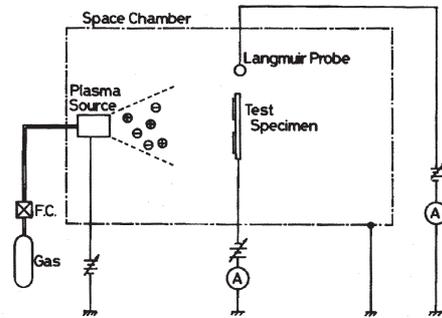
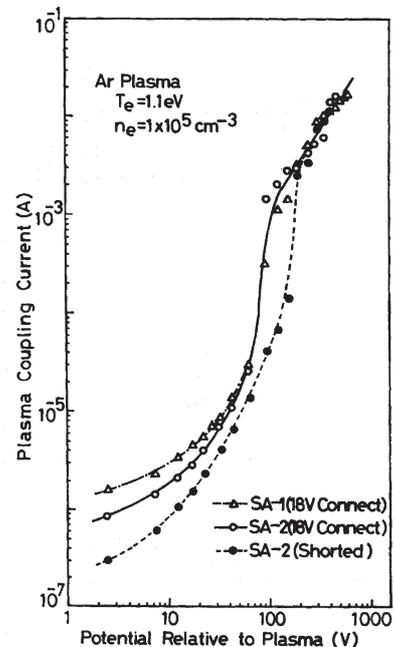
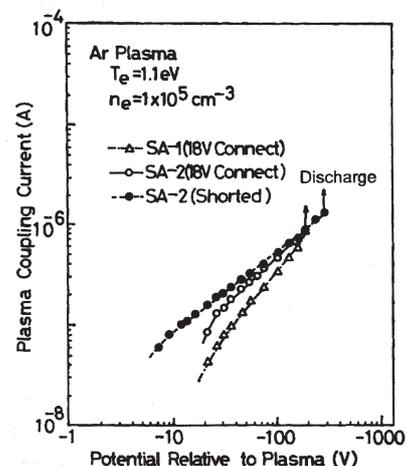


図13 LEOプラズマ干渉実験系



(a) 正バイアス



(b) 負バイアス

図14 LEO模擬プラズマ中のカップリング電流

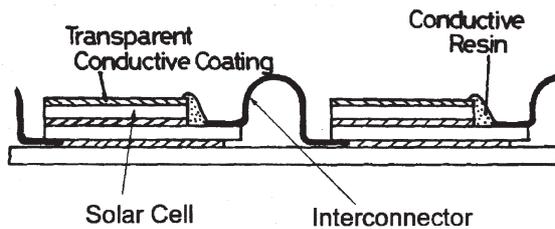


図15 放電防止太陽電池アレイ構造

は将来の大型・大電力宇宙システムを構築していくために克服しなければならない重要な技術課題である。

このような観点から、前述の大型スペースチャンバを使用し、太陽電池クーボンパネルのプラズマ干渉実験を実施した[12]。図13に実験系の概略を示す。Ar ガスを使用したプラズマ源は、放電電流とガス流量を制御することによって、 $10^4 \sim 10^6 \text{cm}^3$ のプラズマを生成することが可能である。クーボンパネルとして、 2cm^2 の25個のGaAsセルを直列に接続したものをを用いた。クーボンパネルにDC電源から $\pm 1000\text{V}$ 以下の電圧をステップ的に印加し、そのときクーボンパネルを通して流れる電流(プラズマカップリング電流)をエレクトロメータにより測定した。図14(a), (b)は、プラズマ電位に対して正および負極性のDCバイアス電圧の関数としてプラズマカップリング電流を測定した結果である。このときのプラズマ密度 n_e と温度 T_e はLangmuirプローブで計測した結果、 $n_e = 1 \times 10^5 \text{cm}^3$ 、 $kT_e = 1.1\text{eV}$ であった。これらの結果から、次のことがわかった。

- (1) テストクーボンを正バイアスした場合、プラズマカップリング電流はDC電位と共に増加し、バイアスが 100V を超えると電流は急増する、いわゆる“スナップ・オーバー現象”が見られた。
- (2) 負バイアスのとき、放電が 200V 程度で発生した。

これらのことから、プラズマに対して負バイアスになる場合に発生する放電を避けることが重要で、図15に示すような新しい太陽電池アレイ構造を提案した[12]。

また、LEOでは大型宇宙機の進行方向と反対側にウェークと呼ばれる高真空領域が形成され、そこで高電圧システムが使用される可能性がある。しかしながら、ウェークでは低エネルギー電子だけが宇宙プラズマから注入されるため、高電圧絶縁における低エネルギー電子の影響を検討した[13]。図16は、絶縁物の絶縁長に対するDC沿面放電電圧特性を示したものである。絶縁物に低エネルギー電子の照射がある場合、沿面放電電圧が低下するというを示している。そのため、高真空度のウェークにおいてさえ沿面放電を抑制する対策が必要である。

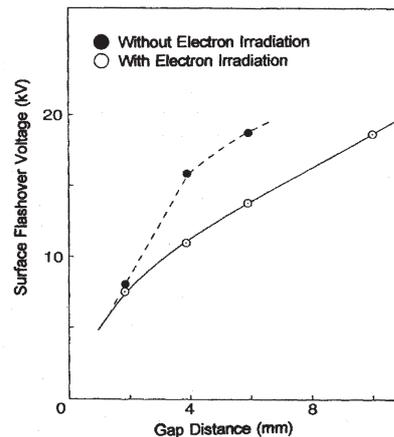


図16 電子ビーム照射下の沿面放電電圧特性

7 まとめ

約20年間にわたり衛星帯電に関する研究を行ってきた。本研究の成果は衛星製造に生かされている。今後も将来の宇宙システムの高信頼性と長寿命化に寄与するため衛星帯電に関する研究を継続していく予定である。

最後に、本論文は、筆者が三菱電機(株)在職中に行った「人工衛星の帯電放電に関わる研究」の概要をまとめたもので、既に7th Spacecraft Charging Technology Conference (2001年4月、オランダ Nordwijk で開催)において発表した論文“Research Activity in Mitsubishi Electric on Spacecraft Charging” (Proc. 7th Spacecraft Charging Technology Conference, ESA SP-476, pp.89-94, 2001)を訳したものである。

本研究を遂行するに当たり、三菱電機(株)、宇宙開発事業団(現JAXA)、宇宙科学研究所(現JAXA)他多くの関係各位の協力を得た。深く感謝致します。

参考文献

- [1] H. B. Garrett, "The charging of spacecraft surfaces", Rev. Geophys. Space Phys., Vol.19 (1981) pp.577-616
- [2] C. R. Francis, "Electrostatic charging problems of spacecraft", J. Electrostatics, Vol.11 (1982) pp.265-280
- [3] R. J. L. Grard, K. Knott & A. Pedersen, "Spacecraft charging effects", Space Science Rev., Vol.34 (1983) pp.289-304
- [4] 藤井治久・園田克己・西本博信、「宇宙環境における帯電放電現象および材料劣化」、電気学会論文誌A, Vol.113-A (1993) pp.609-617
- [5] H. Fujii, Y. Shibuya, T. Abe, R. Kasai & H. Nishimoto,

- "Electrostatic charging and arc discharges on satellite dielectrics simulated by electron beam", *J. Spacecraft & Rockets*, Vol.25 (1988) pp.156-161
- [6] 廣三壽・藤井治久、「電子ビーム照射による宇宙用熱制御材料高分子フィルムの帯電特性」、*電気学会論文誌A*、Vol.117 (1997) pp.905-812
- [7] S. Hiro, K. Tsuji & H. Fujii, "Electron-beam-induced discharge phenomena of Teflon films for space use", *Electrical Engineering in Japan*, Vol.129 (1999) pp.10-19
- [8] A. Palov, H. Fujii & S. Hiro, "Theoretical investigation of charge-up dynamics in Teflon film induced by electron beam", *Jpn. J. Appl. Phys.*, Vol.38 (1998) pp.6777-6781
- [9] H. Nishimoto, H. Fujii & T. Abe, "Surface charging on Engineering Test Satellite V of Japan", *Proc. Spacecraft Charging Technology Conference*, (1989) pp.98-110
- [10] H. Fujii, K. Nakanishi, T. Abe, T. Ohmura & H. Nishimoto, "Suppression of surface potential formation on spacecraft", *Proc. 16th Int. Symp. Space Technology and Science*, (1988) pp.1613-1619
- [11] S. Shimada & K. Kajiwara, "An ion-engine system", *Mitsubishi Electric Advance*, Vol.37 (1986) pp.16-19
- [12] H. Fujii, Y. Shibuya, T. Abe, K. Ijichi, R. Kasai & K. Kuriki, "Laboratory simulation of plasma interaction with high voltage solar array", *15th Int. Symp. Space Technology and Science*, (1986) pp.825-830
- [13] H. Fujii & S. Hiro, "Surface flashover of dielectrics during low-energy electron irradiation in vacuum", *Proc. XVIIIth Int. Symp. Discharges and Electrical Insulation in Vacuum*, (1998) pp.808-811