

電子線照射された宇宙機用誘電体材料の 体積抵抗率評価手法に関する研究

○櫻井和也, 渡邊力夫, 三宅弘晃 (東京都市大学), 高橋真人, 奥村哲平 (JAXA)

Study on Evaluation method for Volume Resistivity of Dielectric material
for Spacecraft Irradiated by Electron beam

Kazuya Sakurai and Rikio Watanabe, Hiroaki Miyake (Tokyo City University),
Masato Takahashi, Teppei Okumura (JAXA)

Key Words: Dielectrics, Spacecraft Charging, Volume resistivity, Charge storage method, Electron beam

Abstract

The purpose of this study is to build and validate a model of volume resistivity from the experimental results to analyze the influence of parameters such as electron beam energy and sample temperature. We established a measurement setup, called the charge storage method, which measures volume resistivity by analyzing the time history of a dielectric sample's surface potential after electron beam irradiation. We also set up a temperature control system using Peltier devices to investigate volume resistivity in the temperature range attained (from 260K to 320K). In this paper, we measured the volume resistivity. We analyzed the effect of sample thickness, electron beam irradiation energy and temperature. The dielectric material considered here is typical polyimide (Kapton[®]) film. The experimental results indicate that higher electron energy and thinner sample thickness show lower resistivity. Volume resistivity in dark current region decreases theoretically as the sample temperature increases. Moreover, we proposed the mechanism of charge accumulation in charge storage method.

1. 研究背景

宇宙機は、宇宙環境、特にプラズマ環境及び放射線環境下で帯電・放電し、それが原因で絶縁破壊による材料の劣化・損傷、搭載機器の故障や全損事故を引き起こすことが知られている[1]。したがって、宇宙機は設計段階から帯電の定量的な解析を行う必要がある。基本的な宇宙機帯電材料の特性は、体積抵抗率、表面抵抗率、二次電子放出、光電子放出である。また、適切な計測技術や温度、放射線誘起導電率、電場、原子状酸素などの影響を計測し、証明したモデルが必要とされている[2]。現在、日本ではMUSCATを使用した帯電シミュレーションによる解析が行われている[3]。帯電シミュレーションを行うためには、材料パラメータの取得が必要になる。米国や欧州において、帯電解析に関わる材料データの開示は、一部の材料のみであり、衛星運用初期の材料劣化のない状態のデータである。また、運用末期の材料劣化した状態のデータはほとんど開示されていない。そこで、日本では材料の劣化後のデータを含めた二次電子放出係数、光電子放出係数、体積抵

抗率、表面抵抗率、誘電率の材料パラメータの取得を行い、帯電解析に反映させようとしている[4]。

人工衛星等の宇宙機に絶縁・断熱の目的で使用されている誘電体帯電に大きな影響を与えるものは、誘電体自体の電気抵抗であり、それは体積抵抗率で評価される。体積抵抗率とは単位体積当たりの電流の流れ難さであり、体積抵抗率の高い誘電体ほど高い絶縁性を持つ。その反面、物質内部や表面での電荷の移動度が低く、一度帯電した際の電界の緩和時間が長くなる。電界緩和時間が長くなると、例えば地球を周期的に周回する人工衛星等では、累積的に電荷の蓄積が起り、放電の危険性が高くなる可能性がある。

従来、誘電体等の体積抵抗率は、JIS[5]やASTM[6]に規定されたコンデンサ法 (Capacitor method) で計測された。しかし、実際に宇宙機が帯電するような高電界下では、オームの法則が成り立たない可能性があり、実際に宇宙機が帯電した時との差異が指摘されてきた[7]。

2003年に米国のFredericksonとDennisonらは、真空チャンバと電子銃を用いて、宇宙機が宇宙空間にて帯電する状況を模擬し、試料の表面電位の減衰か

ら体積抵抗率を求める電荷蓄積法 (Charge storage method) を考案した。電荷蓄積法で計測された体積抵抗率は、コンデンサ法で測定された時の $10^2 \sim 10^4$ 倍程度大きくなると報告されている[7]。この報告が正しければ、電界の緩和時間が長くなり、周期的に荷電粒子照射を受けるような宇宙機の帯電設計に大きな影響を与えるため、帯電解析を根本的に見直す必要がある。

また、電子線照射エネルギー (電子の最大飛程に影響)、試料厚さ (試料内部に形成される電界強度に影響)、試料温度 (電荷移動度に影響) など体積抵抗率に影響を及ぼす可能性があるパラメータが多数考えられる。しかしながら、これらの影響はこれまでの論文や報告等で十分には議論されておらず、材料物性値計測手法としての更なる検討が必要である。

温度に関しては、宇宙機は低軌道上で $-150^\circ\text{C} \sim +120^\circ\text{C}$ の温度下に曝されることが知られている[8]。体積抵抗率は試料温度によって大きく変動することが知られているため[9]、体積抵抗率に対する温度の影響を調べることは重要である。温度が上昇すると材料内部の電荷移動度が上昇し、電荷が移動しやすくなる。これは、導電率の増加を意味し、その逆数である体積抵抗率は減少することになる。

2. 研究目的

本研究では、電子線照射エネルギーや温度などのパラメータの影響を解析するための実験を実施して電荷蓄積法における表面電位減衰モデルの構築及び検証を行うことを研究目的とする。

3. 電荷蓄積法による体積抵抗率

3.1. 暗電流領域における体積抵抗率

真空チャンバ内で電子線を試料に照射して、試料を帯電させる。電子線照射終了後からの表面電位の時間履歴から減衰時定数を求め、体積抵抗率を求める。電子線照射終了後から十分時間が経ち暗電流のみが流れる状態になると、表面電位の減衰は指数関数で近似できるようになる。表面電位を $V(t)$ とすると、以下のような式が適用できる[10]。

$$V(t) = V_0 e^{-t/\tau_d} \quad (1)$$

Eq. 1 中の τ_d [s] が減衰時定数であり、Eq. 2 で表される。

$$\tau_d [s] = \varepsilon / \sigma \quad (2)$$

Eq. 2 より、実験で取得できる τ_d [s] を代入することで導電率 σ [$1/\Omega m$] を求めることができる。ここで、

ε [F/m] は試料の誘電率である。また、体積抵抗率 ρ [Ωm] は Eq. 3 のように表すことができる。

$$\rho = 1/\sigma \quad (3)$$

ここで減衰時定数 τ_d [s] は、Eq. 2, Eq. 3 より Eq. 4 で表せる。 ε_0 [F/m] は真空の誘電率であり、 ε_r は誘電体の比誘電率である。

$$\tau_d = \rho \varepsilon = \rho \varepsilon_0 \varepsilon_r \quad (4)$$

Eq. 1 に示したような指数減衰モデルを用いると、分極などの試料材質固有の値に左右されることなく体積抵抗率を求めることができる。このモデルは、分極の収まった暗電流領域を対象としているため、計測される表面電位の時間履歴を片対数グラフでプロットすることで暗電流領域である指数減衰区間を直線で確認し、指数近似を行う。

3.2. 短時間領域における体積抵抗率

電子線照射終了直後は分極電流が支配的となる。分極の形成による電界緩和に要する時間は数分から数時間であり、材料の物性値 (特に比誘電率) によって異なる。したがって、宇宙機において重要な数時間から 1 日単位の電位変動については、この影響が支配的であるといえる。分極が支配的な時間域における体積抵抗率を Dennison らが考案した次式の電位減衰モデルから求める [10]。

$$V = V_0 [\varepsilon_r^\infty + (1 - \varepsilon_r^\infty) e^{-t/\tau_p}]^{-1} \quad (5)$$

Eq. 5 の表面電位減衰モデルにおいて、分極電流時定数 τ_p と分極電流終了時の比誘電率 ε_r^∞ をパラメータとして実験で得られた表面電位の時間変化にあわせて、これら 2 つのパラメータから体積抵抗率を求めることができる。

4. 体積抵抗率の温度依存性

誘電体の活性化エネルギー U [J], ボルツマン定数を k [J/K] とすると、温度 T [K] における体積抵抗率 ρ は、

$$\rho(T) \propto \exp(U/kT) \quad (6)$$

と表せる[11]。

よって、Eq. 6 より、体積抵抗率と温度は $\exp(T^{-1})$ で比例関係にある。

5. 計測システム

5.1. 体積抵抗率計測システム

Fig. 1 に体積抵抗率計測システムを示す。体積抵抗率計測システムは、表面電位計 (Trek, Model 341B), 表面電位計測プローブ (Trek, Model 3453ST), オシロスコープ (Tektronix, DPO7104), ファンクションジェネレータ (Tektronix, AFG3021B), 微小電流計 (Keithley, 428), 真空チャンバ (内径 400mm, 到達

圧力 10^{-6} Pa), 電子銃 (日本ビーテック, 50keV), 試料台, 真空チャンバ内でプローブ及び試料台を移動させるためのリニアドライブ (VG シェンタ, ストローク 150mm) で構成されている. 温度制御システムは, ペルチェ素子 (フジタカ, FPM-71008, 温度範囲 $-40^{\circ}\text{C}\sim 80^{\circ}\text{C}$), ペルチェコントローラ (フジタカ, T-009-406Pt), 白金測温抵抗体 (Heraeus, M222-A), 水冷ヒートシンク, 冷却水循環装置 (東京理化工機, CCA-1111) で構成されている.

一定時間の電子線照射終了後, リニアドライブ (プローブ側) を動かし, 表面電位計のプローブを試料の電子線照射部まで移動させる. 表面電位計からの表面電位をオシロスコープで読み取りデータを保存する. 表面電位の時間履歴より時定数を算出し, 体積抵抗率を求める.

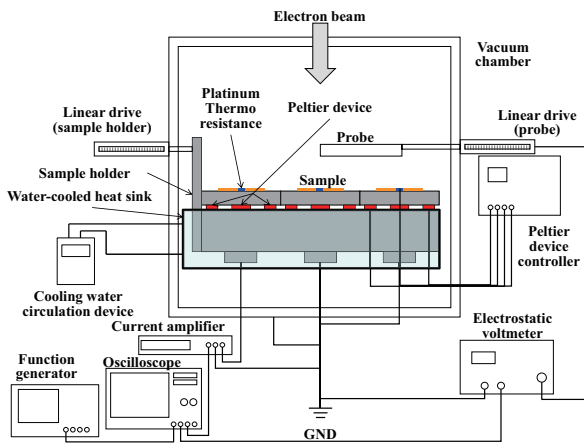


Fig.1 Measurement systems of volume resistivity

5.2. 試料台

Fig. 2 に試料台を示す. Fig. 2 において計測時は試料が試料カバーで固定されている状態 (1 番左) にある. 1 番右の試料台は, 試料台の断面でカットした形になっており, 真ん中は, 試料カバーを付けていない状態になっている. また, 電子線照射位置やプローブの位置までリニアドライブを使用して左右に移動することが可能である.

5.3. 温度制御システム

温度制御を行うために, 試料台と放熱台の間に対角に 4 つのペルチェ素子が配置されている. 温度制御点は, 白金測温抵抗体すなわち試料カバー直下の試料表面温度である. ペルチェコントローラの目標温度設定後に温度制御を開始すると, 白金測温抵抗体で試料温度は計測される. その後, ペルチェコントローラで PID 制御により, ペルチェ素子の温度を

目標温度に制御し, 試料温度が変化するようになっている. また, 冷却を行う場合は, 放熱台の上に水冷ヒートシンクをセットし, 冷却水循環装置を使用して排熱処理を行っている.

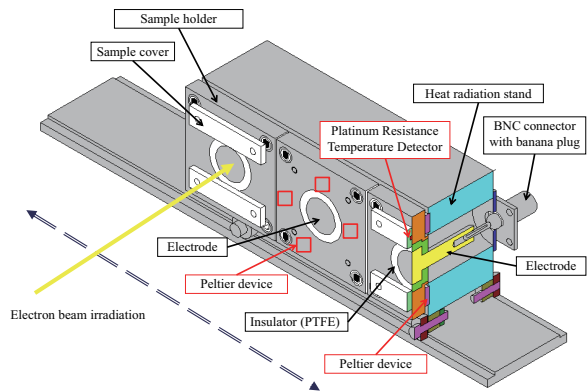


Fig.2 Sample holder

6. 体積抵抗率計測実験

6.1. 電子線照射エネルギーを変化させた場合の体積抵抗率

6.1.1. 実験条件

今までに電子線照射エネルギーを変化させた場合の体積抵抗率計測実験を行ってきた[12]. 試料は, ポリイミドフィルムである東レ・デュボン社製の試料厚さ $25\mu\text{m}$ の Kapton[®]100H (アルミ蒸着) を用いた. 電子線照射エネルギーを 10keV から 30keV まで変化させて計測を行った.

また, 電子線照射エネルギーと電子の最大飛程の関係はフェーザーの式で表すことができる[13]. 試料厚さ $25\mu\text{m}$ において電子線照射エネルギー 30keV の場合には, 電子が試料の 92% まで飛程する. そのため, より広範囲での電子線照射エネルギーの影響を調べるために試料厚さ $50\mu\text{m}$ の Kapton[®]200H を用いて, 電子線照射エネルギーを 10keV から 40keV まで変化させて計測を行った.

6.1.2. 実験結果及び考察

電子線照射エネルギーを変化させた場合の体積抵抗率計測実験の結果から, 体積抵抗率と電子線照射エネルギーとの関係を Fig.3 に示す. 縦軸は体積抵抗率 $\rho[\Omega\text{m}]$ を示し, 横軸は電子線照射エネルギー $E[\text{keV}]$ を示している.

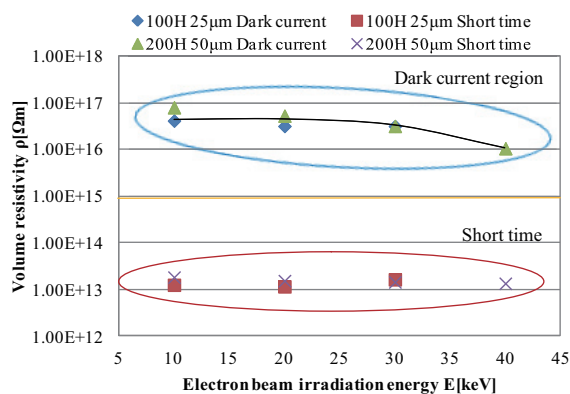


Fig.3 Relation of volume resistivity and Electron energy

Fig.3 より、暗電流領域において電子線照射エネルギーが上昇するにしたがって、体積抵抗率は減少している。参考までに、JIS で規定されたコンデンサ法で測定された体積抵抗率は $1.0 \times 10^{15} \Omega\text{m}$ である[14]. コンデンサ法と比較すると、約 1 桁大きい値となっている。

短時間領域では、 $10^{13} \Omega\text{m}$ オーダーの値を示しており、コンデンサ法と比較すると、約 2 桁小さい値の体積抵抗率が得られた。また、電子線照射エネルギーによる大きな変化は顕著に表れていない。短時間領域の表面電位変動は、誘電分極による分極電流が支配的であり、比較的大きな電流が流れる時には、電子線照射エネルギーの影響が体積抵抗率に見られないということになる。

短時間領域における体積抵抗率では、試料表面の電界の緩和時間を過小評価してしまう可能性があるため、コンデンサ法あるいは暗電流領域における体積抵抗率を使用すべきである。

また、電子線照射エネルギーは、電子の最大飛程（試料厚さ）と密接に関係しており、放射線誘起導電率（RIC : Radiation Induced Conductivity）や電子線照射終了後の遅延放射線誘起導電率（DRIC : Delayed Radiation Induced Conductivity）の影響[15]や電界強調の影響を含めてより検討を行っていかなければならない。

6.2. 温度を変化させた場合の体積抵抗率

6.2.1. 実験条件

次に、試料厚さ $50 \mu\text{m}$ の Kapton[®]200H を用いて、温度の影響を調べた[12]. 電子線照射エネルギー 20keV で、ペルチェコントローラの温度設定を 233K (-40°C) から 353K (80°C) と $299 \text{K}[\text{RT}]$ を含めて温度を変化させて計測を行った。

6.2.2. 実験結果及び考察

温度を変化させた場合の体積抵抗率計測実験の結果から、体積抵抗率と温度の関係を Fig.4 に示す。縦軸は体積抵抗率 $\rho [\Omega\text{m}]$ を示し、横軸は温度 $T [\text{K}]$ を示している。

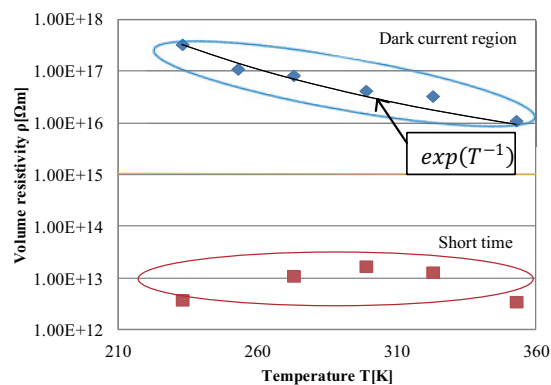


Fig.4 Relation of volume resistivity and temperature

Fig.4 より、暗電流領域において温度が上昇するにしたがって、体積抵抗率が $10^{17} \Omega\text{m}$ オーダーから $10^{16} \Omega\text{m}$ オーダーへと約 1 桁の減少を示している。コンデンサ法と比較すると、約 1 桁から 2 桁大きい値となっている。また、温度が上昇するにつれて、体積抵抗率が減少していることがわかる。

短時間領域では、 $10^{13} \Omega\text{m}$ オーダーに近い値を示している。電子線照射エネルギーの影響と同様に温度による大きな変化は顕著に表れていない。

Fig.4 の暗電流領域において、Eq. 6 を適用した。実際に宇宙機が使用される温度範囲より狭い範囲ではあるが、 $\exp(T^{-1})$ で近似することができ、暗電流領域の体積抵抗率が減少していることがわかる。

7. 電荷蓄積法における表面電位減衰モデル

7.1. 電荷蓄積法における電荷蓄積のメカニズム

電荷蓄積法では、試料表面の電荷蓄積に関して計測を行っている。また、同大学計測電機制御研究室において、電子線照射中における宇宙機用誘電体材料の内部の空間電荷測定が行われている[16][17]. ここで空間電荷測定での材料内部の電荷蓄積を踏まえて、電荷蓄積法における電荷蓄積のメカニズムをまとめてみる (Fig.5).

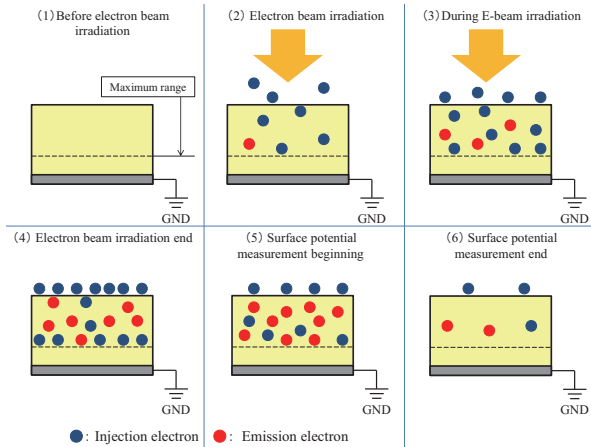


Fig.5 Mechanism of charge accumulation in charge storage method

電荷蓄積法における電荷蓄積のメカニズム

- (1) 電子線照射前
試料内外に電荷はない。
- (2) 電子線照射開始
試料内部に負電荷が蓄積し始める。
- (3) 電子線照射中
電荷が増加し、入射電子が多くなる。
- (4) 電子線照射終了後
電子の最大飛程まで電子が侵入する。また、徐々に電界が形成されるため、電荷の増加の割合は減少していく。
- (5) 表面電位計測開始
多くの電子は GND 側へ引き寄せられ減少し、表面電位は急激に減衰していく。電子線照射に伴う RIC や電界の影響、電子線照射終了後の DRIC の影響を受けて、導電率の上昇など試料の電気的特性が変化したためと考えられる。
- (6) 表面電位計測終了
試料内外の電荷が減少していき、表面電位は緩やかに減衰していく。

7.2. 今までに考案されている帯電モデル

今までに以下のような電子線照射された宇宙機用材料表面の一次元帯電モデルが考案されている [18][19]。電子線が照射される面から x の位置に、注入される全電子が蓄積し、表面電位 $V(t)$ が形成されると仮定した場合、一次元モデルはまず Eq. 7 のようになる。このモデルにおいて、表面漏洩電流は帯電への寄与が小さいため、無視されている。

$$C \cdot dV(t)/dt = J_e(E, V(t)) - J_{se}(E, V(t)) - J_{bs}(E, V(t)) - J_l(E, V(t)) \quad (7)$$

ここで、 C は試料の単位面積当たりの静電容量、 J_l は伝導電流密度、 J_e は試料の入射する電子電流密度、 J_{se} は二次電子放出電流密度、 J_{bs} は後方散乱電流密度である。

次に、表面電位が $0V$ のときの電子の試料表面到達時の速度、表面電位が $V(t)$ のときの電子の試料表面到達時の速度、電子の電流密度 J_b 、電子の加速電圧 V_b から J_e を求める。また、 J_{se} 、 J_{bs} は J_e に比例する。 A_{se} を二次電子放出係数、 A_{bs} を後方散乱係数とすると Eq. 7 は以下ようになる。

$$C \cdot dV(t)/dt = J_b \sqrt{(1 - V(t)/V_b)} \cdot (1 - A_{se} - A_{bs}) - J_l \quad (8)$$

さらに、Eq. 8 は、以下ようになる。

$$dV(t)/dt = (d - x)/\epsilon_0 \epsilon_r \times \left[J_b \sqrt{(1 - V(t)/V_b)} \cdot (1 - A_{se} - A_{bs}) - 1/\rho \cdot V(t)/(d - x) \right] \quad (9)$$

Eq. 9 を用いたシミュレーションを行い、得られた解析値と実験値との比較検討を行っている。

Sim や Dennison らは Poisson の式、連続の式、オームの法則、伝導帯とトラップでの電子の密度、トラップされた状態における電子数の変化率の 5 つの方程式を使うことで電場、位置、時間、温度などをモデル化している [20]。また、方程式を用いて電子線照射エネルギー $5keV$ で帯電した後の Kapton[®] の減衰時における表面電位のモデル化を行い、実験値と解析値の比較を行っている (Fig.6)。

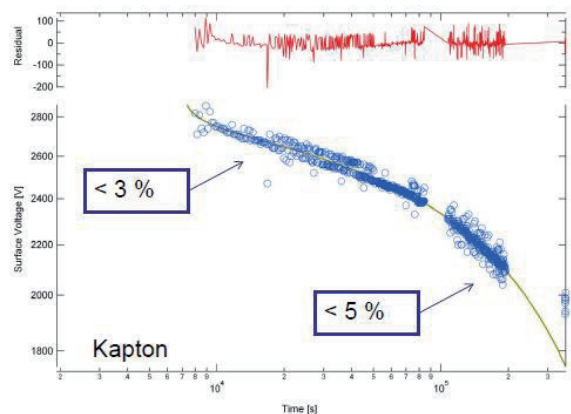


Fig.6 Comparison between experiment value and analytical value [20]

7.3. 電荷蓄積法における表面電位減衰モデル構築に向けて

今後は、今までに考案されている帯電モデルを用いて実験値と解析値との比較を行う。また、実験結

果より電子線照射エネルギーや温度などのパラメータが試料の表面電位に与える影響の解析を行う。その後、電子線照射エネルギーや温度に加えて、試料厚さを考慮した電荷蓄積法における表面電位減衰モデルの構築を行っていく。

8. 結論

電荷蓄積法によりポリイミドフィルムに対する体積抵抗率を計測した。コンデンサ法での体積抵抗率 ($1.0 \times 10^{15} \Omega\text{m}$) と比較すると、電子線照射エネルギーを変化させた場合の体積抵抗率は、暗電流領域では約 1 桁大きい値となり、短時間領域では約 2 桁小さい値の体積抵抗率が得られた。

温度を変化させた場合の体積抵抗率は、暗電流領域では、 $10^{17} \Omega\text{m}$ あるいは $10^{16} \Omega\text{m}$ オーダーの値の体積抵抗率を示し、温度が上昇するにつれて減少している。また、コンデンサ法と比較すると、約 1 桁から 2 桁大きい値であった。短時間領域では、 $10^{13} \Omega\text{m}$ オーダーに近い値を示し、温度による大きな変化は顕著に表れなかった。狭い温度範囲ではあるが、 $\exp(T^{-1})$ で近似することができ、暗電流領域の体積抵抗率が減少していることがわかった。

電荷蓄積法における電荷蓄積のメカニズムをまとめた。今後は、今までに考案されている帯電モデルを使用して実験値と解析値との比較を行う。電子線照射エネルギーや温度などのパラメータの影響を解析し、試料厚さや電子線照射エネルギー、温度を考慮した電荷蓄積法における表面電位減衰モデルの構築を行う。

参考文献

- [1] 五家 建夫：“宇宙環境リスク”，丸善株式会社サービスセンター，pp.110-116, 2006.
- [2] Dale Ferguson: “New Frontiers in Spacecraft Charging”, 12th Spacecraft Charging Technology Conference, 2010.
- [3] T. Muranaka et al. : “Development of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT)”, IEEE Transactions on Plasma Science, Vol. 36, No. 5, 2008.
- [4] 仁田 工美：“帯電解析用材料パラメータ取得状況”，第 7 回宇宙環境シンポジウム講演論文集，pp.137-140, 2011.
- [5] JIS C2139
- [6] ASTM D257-99
- [7] A.R. Frederickson, J.R. Dennison: IEEE TRANSACTION ON NUCLEAR SCIENCE, VOL. 50, No. 6, pp.2284-2291, 2003.
- [8] 日本航空宇宙学会：第 2 版航空宇宙工学便覧，丸善株式会社，p.1081,1992.
- [9] 電気学会：“誘電体現象論”，電気学会，pp.203-258, 1973.
- [10] J.R. Dennison et al.: “PROPOSED MODIFICATIONS TO ENGINEERING DESIGN GUIDELINES RELATED TO RESISTIVITY MEASUREMENTS AND SPACWCRAFT CHARGING”, 9th Spacecraft Charging Technology Conference, 2005.
- [11] Joseph I. Minow, Linda N. Parker: “Spacecraft Charging in Low Temperature Environments”, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting 19, pp. 13214-13223, 2007.
- [12] 櫻井 和也, 渡邊 力夫, 三宅 弘晃, 仁田 工美：“電荷蓄積法における誘電体体積抵抗率におけるパラメータ依存性について”，第 7 回宇宙環境シンポジウム，pp.145-150, 2011.
- [13] 多田 順一郎：“わかりやすい放射線物理学”，オーム社，pp.104-109, 2007
- [14] 東レ・デュボン株式会社カプトン®総合カタログ
- [15] B. Gross: “Radiation-induced Charge Storage and Polarization Effects”, in : G.M. Sessler (Ed.), Electrets, Springer, Berlin, 1980.
- [16] 本城 正人, 丸田 真吾, 田中 康寛, 高田 達雄, 渡邊 力夫 “電子線照射中における宇宙機用絶縁材料内部の空間電荷測定”，第 3 回宇宙環境シンポジウム，2007.
- [17] M. Honjoh, S. Maruta, Y. Tanaka, T. Takada and R. Watanabe: “Measurement of Charge Accumulation in Electron Beam Irradiated Dielectric Materials for Spacecraft”, 10th Spacecraft Charging Technology Conference, 2007.
- [18] 廣 三壽, 藤井 治久：“電子ビーム照射による宇宙機用熱制御材料高分子フィルムの帯電特性”，電学論 A, Vol. 117, No. 8, pp.805-812, 1997.
- [19] 廣 三壽, 藤井 治久：“電子ビーム照射による宇宙機用熱制御材料高分子フィルムの帯電現象解析”，電気学会高電圧研究会試料, Vol. 97, No. 94-101, pp.41-46, 1997.
- [20] Alec M Sim, J.R. Dennison : “Parameterization of Temperature, Electric Field, Dose Rate and Time dependence of Low Conductivity Spacecraft Materials Using a Unified Electron Transport Model ” , 12th Spacecraft Charging Technology Conference, 2010.