

帯電解析用材料パラメータ取得状況

仁田 工美* (JAXA)

1. はじめに

宇宙環境には様々なエネルギー・密度・粒子種のイオンや電子が、固有の空間や特定の時間に存在し、人工衛星・探査機にさまざまな影響を与える。宇宙環境において長期間安定して人工衛星、探査機を運用するためには、軌道上で生ずる帯電・放電に関する設計の妥当性を検証する事が不可欠である。

宇宙機に流出入する各荷電粒子の電流を計算することが、宇宙機帯電の評価に繋がる。我々は、衛星の軌道上での不具合の定量評価と今後の衛星設計へ帯電・放電の観点に立った検討を行うために、データ取得作業行ってきた⁽¹⁾。今後の宇宙機設計へ帯電・放電の観点に立った検討を行うために、宇宙機の帯電解析において特に重要な二次電子放出係数、光電子放出係数、体積抵抗率、表面抵抗率、誘電率について日本国内で行われているデータ取得状況について紹介する。

2. 経緯と取り組み

「みどり2号」の機器の電気系故障を契機として、宇宙航空研究開発機構(JAXA)は衛星の設計基準の整備に向けて作業部会を設置し、宇宙機の設計に関する技術要求文書(通称、宇宙機設計標準)の再整備を2005年度から5年計画で進めている。

これら衛星設計標準体系整備の一環として、電気系分科会 WG1 帯電・放電ワーキンググループにおいて、帯電・放

表 1 劣化条件

Table 1 Irradiated condition

Irradiation	Condition	Place
Ultraviolet	80,240,400ESD	Tsukuba
Electron beam	300,900,1500kGy	Tsukuba
Atomic oxygen	1×10^{19} , 1×10^{20} , 1×10^{21} atoms/cm ²	Tsukuba
	3×10^{18} , 1×10^{19} , 3×10^{19} atoms/cm ²	Kobe

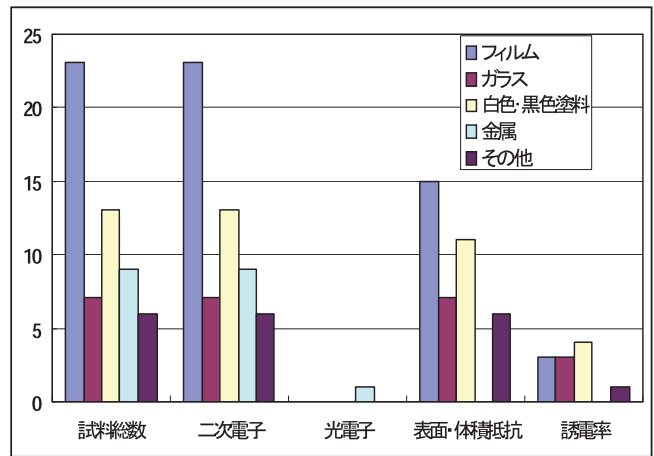


図1 現状の測定試料数

表 2 測定の枠組み

	場所	範囲	状況
二次電子放出係数	高エネルギー加速器研究機構(KEK)	600eV-20keV	想定される材料測定は終了。AO・UV 照射後の影響検討中
	東京都市大学	200eV-1keV	金の測定開始
	JAXA	300eV-10keV	金の測定開始
	KEK	200eV-5keV	ビーム調整中
光電子放出係数	KEK	30nm-250nm	金及びガラスの測定開始
	東京都市大	110nm-400nm	光量較正中
表面・体積抵抗	埼玉大学	ASTM&JEC	想定される材料測定は終了。AO・UV 照射後の影響検討中
	住友金属テクノロジー	ASTM&JEC	温度変化による影響を検討中
体積抵抗	東京都市大学	-40~+80℃	カプトンの測定終了
	奈良高専		常温での測定法は確立済み
誘電率	住友金属テクノロジー	-70~+80℃ 10Hz-1MHz	低温-常温の影響は確認済み
プロトン二次電子放出係数	同志社大学		ビーム調整中

電現象に関わる衛星材料の物性パラメータの計測を進めている。

宇宙機の外表面に使用している主要な材料である太陽電池のカバーガラスや宇宙機の放熱面に使用される OSR (Optical Solar Reflector: 太陽光反射素子) 等のガラス類 7 種類, 宇宙機全体を保護, 曝露される箇所の大半を占める熱制御材料として使用される高耐熱性のポリイミドフィルム等のフィルム 23 種類, アンテナ, ラジエータ, センサ類等に塗布される白色塗料 9 種類, 黒色塗料 3 種類, 金属 10 種類, 接着剤など 7 種類を選定し, 測定を進めている。また, 宇宙で使用される材料は, 高真空等の地上とは異なる環境下で, 放射線 (電子線 (EB: Electron Beam), 陽子線, γ 線, X 線等), 紫外線 (UV: Ultraviolet), 温度サイクル加えて, 高度数百 km の低軌道環境での原子状酸素 (AO: Atomic Oxygen) 等によりダメージを受け, その物理的, 化学的性質が変化する。その結果, 期待していた特性の低下や喪失を招くことがある。これら宇宙環境における材料劣化の程度の把握, 及び, 材料寿命の予測が重要視されるようになった。そこで, 宇宙環境劣化要素加味した試験を行う材料を選定し, (フィルム 3 種類, ガラス 3 種類) 照射試験 (UV3 条件, 電子線 3 条件, AO3 条件) を実施している。材料劣化の照射条件を表 1 に示す。電子線照射及び紫外線照射条件については, 静止軌道約 1 年, 3 年, 5 年相当とし, 原子状酸素 (Atomic Oxygen: AO) に関しては, AO 環境が厳しいと予測されている 2011 年の 1 年間の単位面積当たりの AO の照射量を Space Environment & Effects System (SEES) ⁽¹⁰⁾ で解析した値を参考に, より広い原子状酸素照射量範囲での影響を明らかにする事とした。

2005 年に, 二次電子放出係数測定 (600 eV-5 KeV) の測定を開始し, 光電子放出係数の測定検討を開始したのを皮切りに, 現在では真空中における表面・体積抵抗の測定, 真空中及び温度を変化させた誘電率の測定, さらに電子線照射下における体積抵抗測定検討及びプロトン照射時の二次電子放出係数の測定検討を行っている。昨年度まで測定した種類数を図 1 に示す。

宇宙環境を考慮した材料への照射⁽²⁾についても表 1 に示したように一部共同研究で行っている。測定は, 表 2 に示すように JAXA, 大学, 研究機関, 企業がそれぞれ分担して行っており, 共同研究あるいは委託研究の枠組みで実施されている。

3. 各材料パラメータの測定

〈3・1〉高エネルギー領域 (600eV-5keV) における二次電子放出係数の測定 高エネルギー加速器研究機構(KEK)において比較的電子エネルギーの高い電子線照射をした時の二次電子放出係数の測定が, フェラデーカップを取り付けたビームブランキング型走査電子顕微鏡 (BBSEM) を用いて

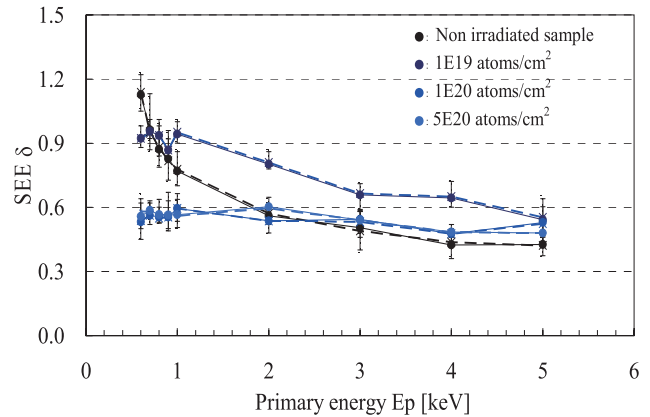


図 2 AO 照射後ポリイミドフィルムの二次電子放出係数

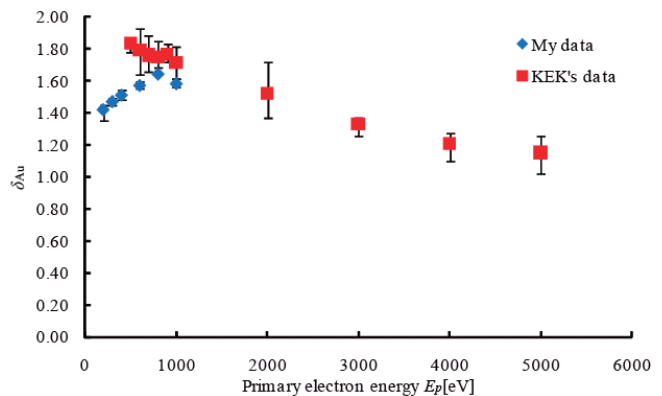


図 3 低エネルギー及び BBSEM での金の二次電子放出係数測定結果

行われている⁽³⁾。二次電子は材料自体の帯電に大きく影響されることから, その帯電を避けるために一次電子ビームをパルス化するパルスビーム法(パルス幅 1 ms, 電流 100 pA)を用いている。

二次電子放出係数は加速エネルギー E_p を 600 eV~5k eV まで変化させ, 各エネルギー毎の入射一次照射電子電流 I_p とその際の二次電子放出電流 I_s の計測を行い, I_p と I_s のピーク値の比を取ることで得られる。ポリイミドフィルムに AO 照射した際の測定結果を図 2 に示す。AO 照射によって, 二次電子放出係数が 1 以下となることがわかり, 劣化の影響が大きいことを確認した。

〈3・2〉低エネルギー領域 (200eV-2keV) における二次電子放出係数の測定 二次電子放出係数が最大値となる一次照射電子の加速エネルギーは, 金属で 100 eV~800 eV, 絶縁物では 300 eV~2 keV と報告されている⁽⁴⁾。東京都市大において, 低エネルギー領域での測定装置を構築した。

加速エネルギー E_p を 200 eV~1 keV まで変化させ, 高エネルギー領域の場合と同様に各エネルギー毎の入射一次照射電子電流 I_p とその際の二次電子放出電流 I_s の計測を行い, I_p と I_s のピーク値の比を取ることで二次電子放出係数が得られる。図 3 に高エネルギー領域での測定結果と低エネルギー領域での測定結果を併記した。両者は 500eV 付近で概ね一致しており, 低エネルギー領域での測定も可能

となった。

〈3・3〉光電子放出係数の測定 KEK-PF BL-20A のビームラインを用いて、放射波長範囲 30-240nm の波長の光を試料に照射し、光電子電流を測定する。照射された光の光子数に対する放出される光電子数の割合である量子効率を求める。材料表面の帯電を避けるために、開放時間 1/60 sec のシャッターを用いて、パルス光とした。KEK ビームラインに真空チャンバーをゲートバルブを介して設置し、チャンバー内には 3 軸制御可能な試料台と、光電子電流測定用のファラデーカップを装着した。

光照射による光電子電流の値を測定し、照射された光の光子数に対する放出される光電子数の割合である量子効率を求めた。図 4 に示す結果は文献値と良く一致し、パルス光で測定した場合と連続光で測定した値にも差がなかった。この値を基に太陽光スペクトル照射時の光電子数に換算した値も $1.2 \times 10^{-5} \mu A$ と過去の値と同等となった^{(5) (6)}。以上のことから今回の測定系で光電子電流値の測定が行えることが確認できた。

〈3・4〉表面・体積抵抗の測定 埼玉大学において、電気規格調査会標準規格 (JIS C2139, ASTM D-257) に基づき、真空中で表面・体積抵抗率の測定を行っている。表 3 に示すように従来から真空中と大気中では表面抵抗率に 2 桁程度の差が見られることが知られていたが、熱制御材として用いられる塗料においては、3 桁以上の差が見られることがわかってきている⁽⁷⁾。さらに図 5 に示すように体積抵抗率も真空環境下では大気中の値と比較して増加する傾向が見られた。

〈3・5〉電子ビーム照射下での体積抵抗の測定 NASA ではプラズマ雰囲気中で漏れ電流測定⁽⁸⁾や電子ビーム照射後の

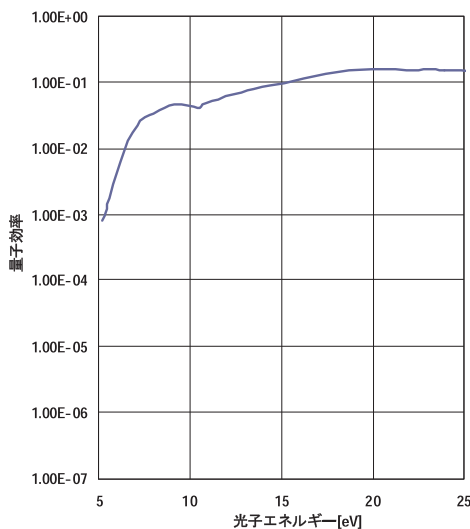


図 4 金の量子効率

表 3 表面・体積抵抗の測定結果例

(a) Surface resistivity in air and vacuum

Test Sample	Air (Ω)	Vacuum (Ω)
Black paint	4×10^{14}	5×10^{16}
White paint	1×10^{10}	9×10^{12}
Cover Glass	$>2 \times 10^{17}$	$>2 \times 10^{17}$

(b) Volume resistivity in air and vacuum

Test Sample	Air (Ωm)	Vacuum (Ωm)
Black paint	1×10^{10}	1×10^{12}
White paint	7×10^7	3×10^{10}
Cover Glass	6×10^{13}	5×10^{13}

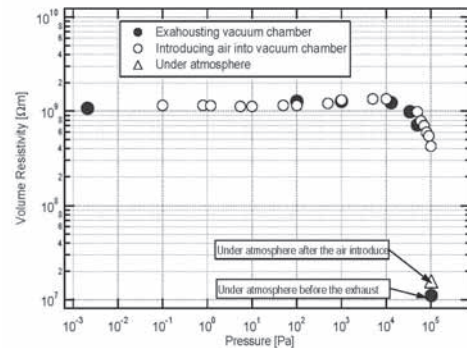
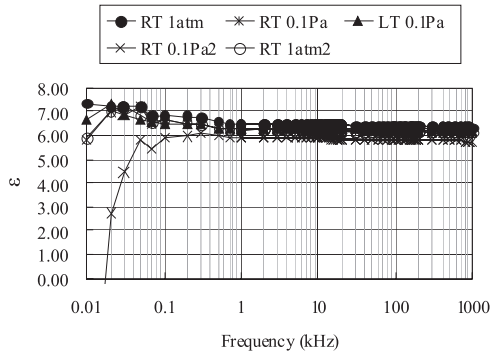


図 5 圧力の変化による白色塗料の体積抵抗率の変化

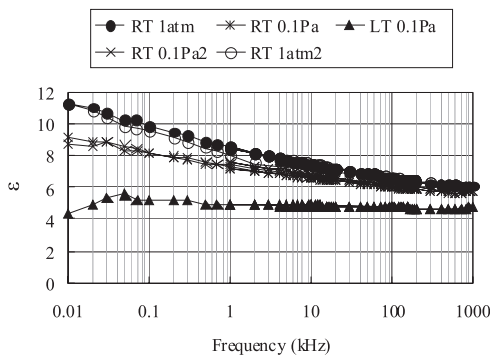
帯電電位緩和時間⁽⁹⁾等による体積抵抗の測定値を人工衛星がおかれる宇宙環境によって使い分けることが提唱されている。日本においても解析時の入力データとしてどの測定手法を用いるか、東京都市大学及び奈良高専において検討を行っている。従来の JIS や ASTM に規定されたコンデンサ法により求められたポリイミドの体積抵抗率 ($1.0 \times 10^{15} \Omega m$) と比較すると時間領域によってそれぞれ数分の 1 から数十倍の値とることがわかっており、人工衛星の帯電設計に用いる場合は、どのような扱いにしたら良いか、人工衛星の帯電解析およびシミュレーションに対する体積抵抗率の適用をさらに検討する必要がある。

〈3・6〉誘電率の測定 誘電率は抵抗率と比較して温度変化や圧力の変化の影響が少ないと考えられた。しかし、住友金属テクノロジーにおいて、温度及び圧力を变化した測定を実施したところ、塗料など空気中の水分の影響を受けていると推察される試料については、温度や圧力の依存性が大きく、低温真空中ではほぼ一定の特性が得られることがわかってきた⁽¹⁰⁾。図 6 に測定結果の一例を示す。カバーガラスのように水分の影響を受け難い試料は、真空中低温での測定と大気中常温での測定結果に大きな差はないが、黒色塗料の場合は、真空中低温での測定は大気中常温時の値の 2 分の 1 以下の値となっている。

文 献



(a) Dielectric constant ϵ_r of cover glass



(b) Dielectric constant ϵ_r of black paint

RT: Room temperature, LT: Low temperature -25°C ,

図6 真空中, 大気中, 常温, 低温時の誘電率測定の一例

4. おわりに

宇宙環境において長期間安定して人工衛星, 探査機を運用するためには, 軌道上で生ずる帯電・放電に関する設計の妥当性を検証する事が不可欠である。そのためには, 計算機シミュレーションによる帯電解析が必要であり, 解析精度の向上のためには, 実際に使用されている材料データを解析ソフトに入力する必要がある。本論文では, 宇宙機の帯電解析に必要となる材料物性値の測定法と衛星用材料についての一部の測定結果を紹介した。

海外においても帯電解析に係わる材料データが開示されているのは一部の材料に限られており, それらは衛星運用初期の材料劣化のない状態におけるデータで, 運用末期の材料が劣化した状態でのデータはほとんど開示されていない。日本の宇宙機の外表面に使用している主要な材料について劣化後の状態を含めたデータの整備をさらに進めていく必要がある。

(1) 仁田 工美, 高橋 真人: “帯電・放電現象に関わる衛星材料の物性パラメータの計測”, 電学論A, Vol. 129, No. 11, pp.739-745 (2009)

(2) E. Miyazaki et al., “Current performance and issues of the Combined Space Effects Test Facility”, JAXA-RM-07-004, 2007

(3) S. Kawakita, M. Imaizumi, M. Takahashi, M. Matsuda, S. Michizono and Y. Saito, “Influence of high energy electrons and protons on secondary electron emission of cover glasses for space solar cells”, 2002 Proceedings of 20th ISDEIV, pp.21-24(2002)

(4) H. Seiler “Secondary electron emission in the scanning electron microscope”, J. Applied Physics, NO. 54, ppR1-R18(1983)

(5) J. G. Timsthy, “The solar spectrum between 300 and 1200 A”, Color Assoc. Univ. press, 1977, ed by O. R. White, Table 1.

(6) B. Feuerbacher and B. Fitton, “Experimental Investigation of Photoemission from Satellite Surface Materials,” J. Appl. Phys., Vol. 43, No.4, pp. 1563-1572, April 1972

(7) Y. Ymano et al., “Measurement of Surface and volume Resistivity for Alumina Ceramics under Vacuum Condition”, ISDEIV, pp. 35-38(2008)

(8) G. B. Hillard, “Measured plasma conductivity of zinc-oxide-based thermal control coatings”, JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS 0022-4650 vol.31 no.5, pp. 910-912 (1994)

(9) W. Y. Chang et al., “Measurements of electronic properties of conducting spacecraft materials with application to the modeling of spacecraft charging” AIAA-2000-870 Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 38th, Reno, NV, Jan. , pp.10-13 (2000)

(10) K.Nitta, “ Current Status and Future Plan for Material Property Measurements Related to Engineering Design Optimization Guidelines and Spacecraft Charging at JAXA “ , 11th International symposium on Materials in space environment (ISMSE), 2009