

ISS・人工衛星搭載用帯電計測装置の開発及び材料帯電物性評価試験

Analysis of charging phenomena in dielectric materials using the developed PEA System for ISS & Satellite

三宅 弘晃^{*}、松本 晴久、五家 建夫¹⁾

Hiroaki MIYAKE, Haruhisa MATSUMOTO, Tateo GOKA

¹⁾ 宇宙航空研究開発機構

田中 康寛²⁾

Yasuhiro TANAKA

²⁾ 武蔵工業大学

宇宙機表面絶縁材料は高エネルギー荷電粒子の照射により帯電を引き起こし、衛星事故・運用停止の原因となる可能性があることが報告されている(1)。本研究では衛星搭載を目的とした衛星材料内部の帯電モニタを開発し、プロトン照射時に材料内に形成される帯電分布を計測した。その結果、材料ごとに正帯電分布の差が観察された。

キーワード：プロトン照射、内部帯電、宇宙機材料

1. 目的

人工衛星の飛行する宇宙空間は放射線環境(ヴァン・アレン帯：電子や陽子等の荷電粒子、プラズマで満たされた空間)であり、飛行している衛星が荷電粒子に起因した帯電・放電現象(Electro static discharge :ESD)、あるいは材料の劣化や絶縁破壊により誤作動や故障するという事故が発生している⁽¹⁻²⁾。世界の衛星のロケット打ち上げ技術はほぼ完成の域にあるが、これに対して衛星が飛行中に宇宙環境の高エネルギー放射線による ESD に起因した事故により、設定された運用期間を待たずに運用を終了してしまう事例が報告されている。そこで、宇宙放射線環境において設定された運用期間、さらにはその期間を越えて長期間安定して動作することが出来る衛星の開発設計を行うことが研究課題になっている。そこで本研究は宇宙放射線環境における帯電現象解明の基礎研究を目的として、衛星搭載を目的とした帯電計測モニタの開発を行っている。本報告では、開発中の帯電計測器を用いて高エネルギーのプロトンを照射した絶縁体の帯電分布の計測を行い、プロトン照射時の材料内部の帯電について検討を行ったので報告する。

2. 方法

ポリイミドフィルム(PI)および FEP を試料として用いた。厚さは全て 125 μ m である。PI は人工衛星の熱制御材として、FEP は暴露面とは反対側の面に金属蒸着が施されており、太陽光反射板(OSR)として用いられているものである。照射面には金属蒸着を施していない面を用いた。プロトン照射は真空下で行い、照射条件は加速電圧 1.5MV、電流密度 270、90nA で 270 nA 時に 60, 180, 600 秒、90nA 時で 180, 540, 1800 秒である。この照射時間は照射粒子総量(フルエンス)を一致させるためであり、270 nA と 90nA でそれぞれ、60 秒と 180 秒、180 秒と 540 秒、600 秒と 1800 秒が対応している。照射後、2 時間の放射化冷却時間をおきチャンバーから取り出した直後にパルス静電応力法(PEA 法)により空間電荷分布測定を行った⁽³⁾。照射装置に日本原子力研究開発機構 3MV タンデム加速器を用いた。

3. 研究成果

図 1 に、プロトン照射(1.5MeV, 270nA, 600sec)材料内の帯電分布計測結果を示す。同図より PI,FEP 共に試料内部照射裏面近傍まで正電荷蓄積が観察される。尚、FEP,PI における 1.5MeV のプロトンを照射した際の計算飛程はそれぞれ、43 μ m と 37 μ m である。PI においては計算飛程 37 μ m の位置に負電荷の蓄積が観察された。次に 270, 90nA で各照射時間における電荷分布を確認した結果、図 1 と同様の電荷分布が確認された。ただし、蓄積量については変化が観察されたので、図 2 に 1.5MeV, 270nA 及び 90nA 照射時における材料内部の蓄積電荷総量を示す。同図より、FEP においては 270nA 照射時に減少、90nA 照射でも 540 秒後を境に減少をしている。しかしながら、PI フィルムは 270nA 及び 90nA 両条件で、照射時間とともに蓄積量が増加していくことがわかる。

4. 結論・考察

今回用いた試料のガラス転移点はそれぞれ、260 $^{\circ}$ C (FEP)と 359 $^{\circ}$ C (Upilex)である⁽⁴⁾。また、FEP はシェルダール社製の A1-FEP であり、連続使用温度としてのメーカー製品保証は最大 150 $^{\circ}$ C とされている⁽⁶⁾。また、

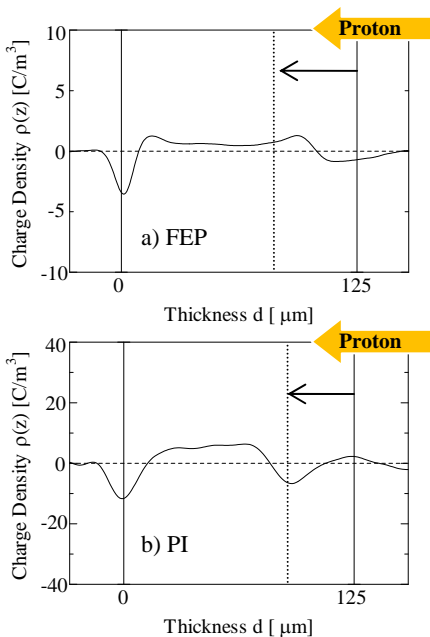


図1. プロトン照射材料の内部空間電荷分布測定結果
(照射条件: 1.5MeV, 270nA, 600sec)

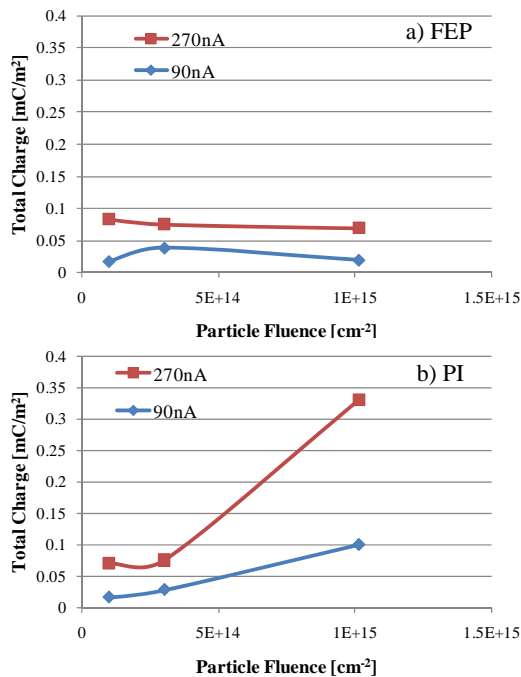


図2. フルエンスと蓄積電荷総量の比較
(照射条件: 1.5MeV, 270 及び 90nA)

Ag-FEPに1MeV, 270nAで照射した際にIRカメラにより試料表面温度を計測したところ、100℃以上になっていることが確認できていたことより、本照射条件においても100℃以上になっていると考えられる⁽⁵⁾。ゆえに、FEPにおいて照射粒子数を増加させても試料内の帯電電荷量が増加しない原因としては、温度により帯電電荷がドリフト、拡散し緩和されていると推測する。図1の試料内帯電分布の測定結果からも、粒子の飛程より深く材料内に正帯電分布しているのが確認できる。これは試料内の蓄積電荷がドリフト、拡散していることを示している。今後、照射エネルギーと粒子数を制御し試料温度をコントロールした状況での試験を行い、本測定での結果の検証を行う予定である。

5. 引用(参照)文献等

- (1) A. C. Tribble, "The Space Environment", Princeton University Press, 1995, Chapter 2-3
- (2) H. C. Koons, J. E. Mazur, R. S. Selesnick, J. B. Blake, J. F. Fennell, J. L. Roeder and P. C. Anderson, "The Impact of the Space Environment on Space Systems", Proceedings of the 6th Spacecraft Charging Technology Conference, Air Force Research Laboratory, pp. 7-11, 1998.
- (3) Tatsuo TAKADA, Hiroaki MIYAKE, and Yasuhiro TANAKA, "Pulse Acoustic Technology for Measurement of Charge Distribution in Dielectric Materials for Spacecraft", IEEE NPSC Transactions on Plasma Science, Vol. 34, No. 5, pp.2176-2184, 2006.
- (4) 大西晃:「宇宙用熱制御材料の太陽光吸収率の入射角依存性と全半球放射率の温度依存性に関する測定データ」, 宇宙科学研究所報告 第113号, 2000.
- (5) Sheldahl Corporation, "RED BOOK -Aerospace Thermal Control Materials-", October, 2007.
- (6) 三宅 弘晃, 松本 晴久, 五家 建夫, 田中 康寛, 高田 達雄:「放射線による宇宙機用絶縁材料内部帯電の計測技術と測定例」, Vol. 2, 2-S5(9)-(12), 平成20年電気学会全国大会, 2008年.

※2008年4月より、所属先が武蔵工業大学に変更。