



Title	宇宙用材料の荷電粒子による劣化
Author(s)	藤井, 治久; 園田, 克己
Citation	電気材料技術雑誌. 1992, 1, p. 16-21
Version Type	VoR
URL	https://hdl.handle.net/11094/81541
rights	
Note	

The University of Osaka Institutional Knowledge Archive : OUKA

<https://ir.library.osaka-u.ac.jp/>

The University of Osaka

宇宙用材料の荷電粒子による劣化

藤井治久、園田克己

三菱電機(株) 生産技術研究所

〒661 尼崎市塚口本町8丁目1-1

Degradation of Spacecraft Materials Due to Charged Particles

Haruhisa Fujii and Katsumi Sonoda

Manufacturing Development Laboratory, Mitsubishi Electric Corporation

1-1, Tsukaguchi-Honmachi, 8-Chome, Amagasaki, Hyogo, 661

In the space environment near the Earth, high-energy charged particles, plasma, ultraviolet light and neutral particles exist. Spacecrafts must function in this severe environment for long time. Various organic materials are used as the structure and thermal control materials for spacecraft. These materials degrade in this space environment. Therefore, it is necessary to analyse the degradation mechanisms in order to design future spacecraft systems. From this view point, we review the analyses of the degradation of spacecraft materials due to the charged particles, mainly based on the results of our ground simulation experiments on high-energy radiation, charging and discharges, and atomic oxygen.

キーワード：絶縁材料、複合材料、宇宙環境、放射線、帯電、放電、酸素原子

1. はじめに

最近の宇宙技術開発の進歩は著しく、通信衛星や気象衛星、放送衛星等の実用衛星、あるいは、技術試験衛星、科学衛星等数多くの衛星が打ち上げられるようになった。また、スペースシャトルによる人工衛星の運搬・打ち上げ・回収が可能となり、宇宙ステーション計画も現実化しつつあり、本格的な宇宙利用時代が到来している。このような状況において、人工衛星や宇宙ステーション等の宇宙飛翔体は、実用性及び経済性の観点から大型化の傾向にあり、必然的に長寿命化、高信頼度化が要求される。一方、宇宙飛翔体には、構造材料や熱制御材料などとして多岐にわたる有機高分子材料が使用されている⁽¹⁾。宇宙飛翔体の長寿命化、高信頼度化のためには、宇宙空間の高真空、熱サイクル、放射線、プラズマ、紫外線等の過酷な環境下において、これらの材料は長期間その性能を発揮し続けなければならない。このような観点か

ら、材料の長期的耐宇宙環境性データの蓄積と評価解析手法の開発が重要視されている。

ここでは、宇宙飛翔体に使用される構造材料、熱制御材料等の有機材料の宇宙放射線環境での劣化現象及びその評価解析を中心に述べる。

2. 宇宙環境の概略

図1に地球近傍の宇宙環境の概略図を示す。大きく分類すると次のようになる。

(1)プラズマ圏：地球に最も近い部分で電離層もこの中に含まれる。1 eV オーダの低エネルギープラズマが100/cm³以上の密度で満たされ、地球の自転と共に回転している。このプラズマ圏の境界では急に密度が減少し、プラズマポーズと呼ばれる。

(2)放射線帯 (Van Allen 帯)⁽²⁾：地球磁場にほぼ定常的に捕捉された高エネルギー粒子を含む領域で、高度1000km～10Re (Re：地球半径) 程度の広がりがある。この領域には、1.5Re 及び 5 Re 辺りを中心とする粒子強度の大きい2つの部分があり、

それぞれ内帯、外帯と呼ばれている。この領域に捕らえられている荷電粒子は主として電子、プロトンで、そのエネルギースペクトルを図2に示す。

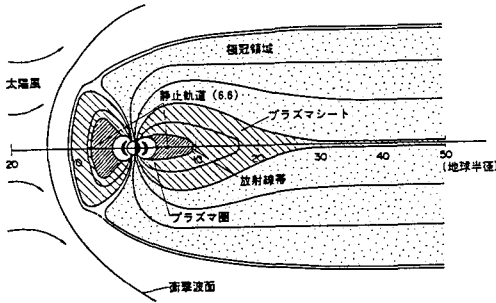


図1 地球近傍の宇宙環境
Fig.1 Space environment near the Earth.

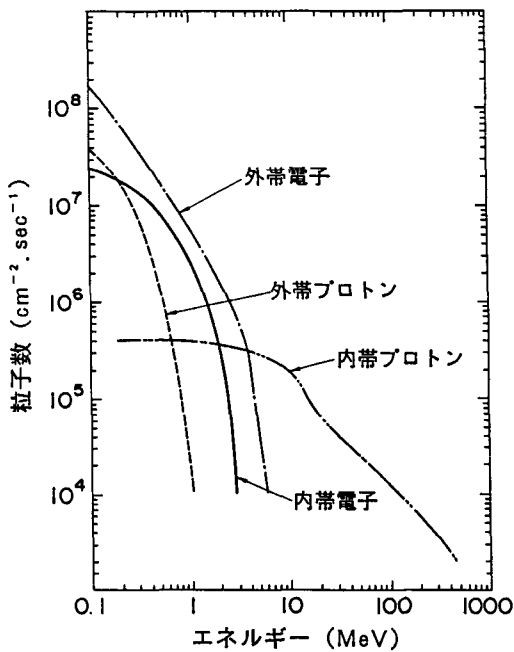
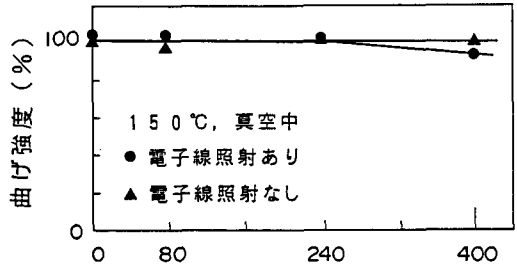


図2 放射線帯における荷電粒子のエネルギー
スペクトル⁽²⁾
Fig.2 Energy spectra of high-energy charged particles in radiation belt.

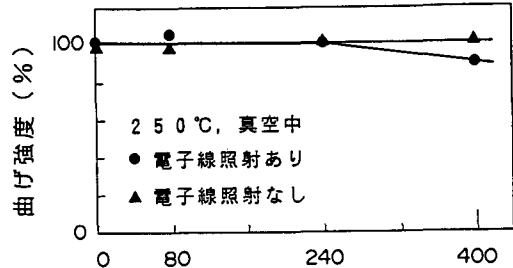
(3)プラズマシート：通常1～10keV、1/cm²程度のプラズマで満たされている。この領域内で太陽風荷電粒子の加速が起り、衛星帯電現象の源となると考えられている。

3. 宇宙放射線による劣化現象

<3・1> CFRP CFRPは、衛星用アンテナ、太陽電池パドルや衛星主構体に应用され、衛星の軽量化、大型化に大きく貢献している⁽³⁾。



曝露時間 (分)
(a) 150°C



曝露時間 (分)
(b) 250°C

図3 CFRPにおける曲げ強度の熱真空曝露時間特性

Fig.3 Dependences of flexural strength of CFRP on exposed time in vacuum at (a)150°C and (b) 250°C.

園田等は、このCFRPの耐宇宙環境性評価を行った⁽⁴⁾。CFRPの熱真空中での電子線照射の効果について、その熱真空曝露時間特性を検討した(図3)。150°Cにおいて(同図(a))、熱真空曝露の短時間側では電子線照射の有無による曲げ強度の差異は殆ど認められないが、長時間側では電子線照射により曲げ強度の低下が観測される。長時間側での曲げ強度の低下は、250°C(図3(b))の方が150°Cの場合よりも大きい。これは、熱真空中では酸化劣化が生じ難く、長時間の電子線照射に伴う分子鎖切断による崩壊分解だけが起っているものと考えられ、その崩壊分解は高温で助長されている。

また、C.Giori等は、宇宙環境におけるCFRP

の劣化現象を検討するため、紫外線、電子線を真空中で照射し、照射中に生ずる脱ガスの分析や照射後の圧縮、曲げ強度を測定し、劣化メカニズムの検討を行っている⁽⁵⁾。照射により生ずるH₂、CH₄、C₂H₆の生成は、ビスフェノールAにおけるC-CとC-H結合の切断による。また、CO、CO₂の生成も観測されるが、これらは、酸化反応による分解に起因している。しかし、曲げ、圧縮強度は共にそれ程変化しない。このことから、照射中の脱ガス分析は照射効果を知る上で有効な方法であると指摘している。

このような状況から、R. Onooka 等により、宇宙環境を模擬できる複合環境試験装置の開発が検討されている⁽⁶⁾。真空、熱サイクル、紫外線、電子線照射といった宇宙特有の環境を作り出せると共に、材料の劣化現象を解明するための脱ガス分析をin-situでモニタできる装置である。

<3・2> 熱制御材料 熱制御材料は宇宙飛翔体の表面材料の一つであり、太陽光吸収率と熱放射率により、飛翔体内部の搭載機器を許容温度範囲内に保持する機能を有している⁽¹⁾。現在、熱

制御材料は、テフロン(FEP)、カプトン等の有機高分子材料が主流であり、その耐宇宙環境性が検討されている。

S. Shimoji 等は、プロトン、電子線照射による熱制御材料の劣化現象について検討した⁽⁷⁾。図4に示したように、代表的な熱制御材料である銀蒸着テフロンにおいて、プロトン照射では太陽光吸収率は増加するが、熱放射率は減少する。一方、電子線照射では太陽光吸収率、熱放射率は共に若干増加する。これは、照射によりテフロン分子の結合切断が起こり、低分子成分の増加に起因するためと考えられている。

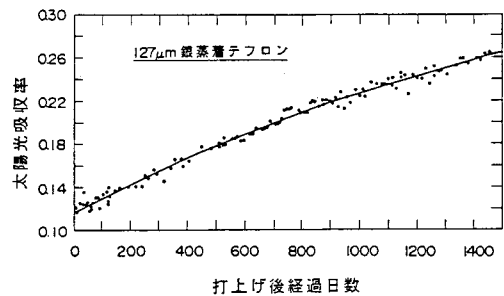


図5 127 μm厚銀蒸着テフロンにおける宇宙環境での太陽光吸収率の経時変化⁽⁸⁾

Fig.5 Time dependence of solar absorptance of 127 μm thick silvered Teflon in space environment.

実際に、静止軌道付近の宇宙環境で熱制御材料の劣化観測がNASA/Air ForceのSCATHA (Spacecraft Charging at High Altitude)衛星でなされた⁽⁸⁾。その例として、図5に銀蒸着テフロンの結果を示す。太陽光吸収率は、時間経過と共に次第に増加するという結果が得られている。

4. 帯電放電による劣化現象

宇宙飛翔体は、プラズマ環境に曝される。このプラズマ環境は、電子、正イオン(主にプロトン)の混在する荷電粒子場であり、静止軌道を含む高々度軌道では、地磁気圏の構造や太陽活動に起因する地磁気嵐(サブストーム)時に数10keVのエネルギーの荷電粒子がプラズマシートから多量に流入する。この時、宇宙飛翔体はプラズマとの相互作用により帯電し、時にはアーク放電が生ずる可能性がある⁽⁹⁻¹¹⁾。

このような帯電放電は、宇宙飛翔体に図6に示すような各種の影響を及ぼす^(10,11)。材料の劣化に関

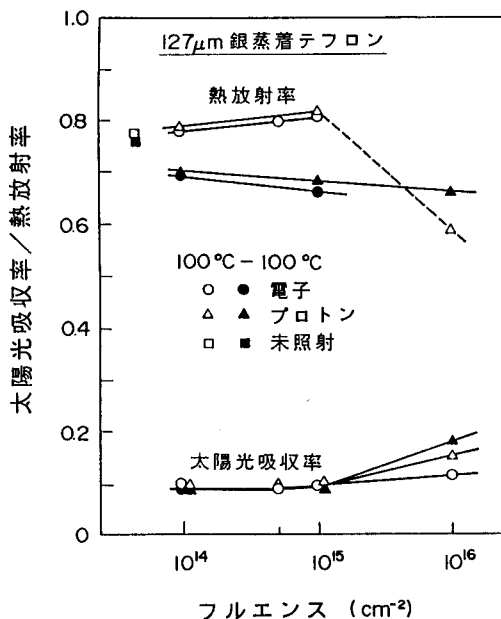


図4 127 μm厚銀蒸着テフロンにおける太陽光吸収率および熱放射率の照射フルエンス依存性⁽⁷⁾

Fig.4 Particle-fluence dependences of solar absorptance and emittance of 127 μm thick silvered Teflon.

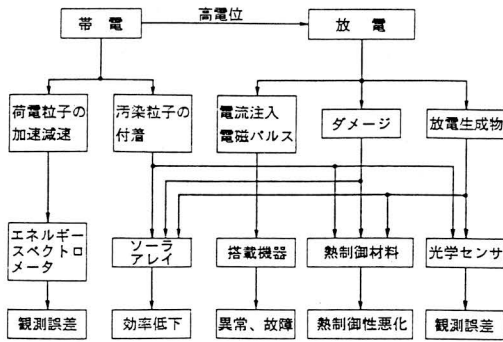


図6 帯電放電の影響

Fig.6 Effects of Spacecraft charging and discharges on satellites

しては、帯電により、飛翔体材料からの脱ガス分子やスラスタから放出される推進剤粒子などが、静電的に表面材料に付着し、太陽電池の効率低下や熱制御材料の熱制御性悪化を引き起こす。また、放電によって太陽電池カバーガラスにクラックが発生したり、熱制御材料の金属蒸着面が剝離するといった種々のダメージが生ずる。さらに、放電による生成物が飛翔体に再付着すると熱制御材料の劣化の原因にもなりうる。

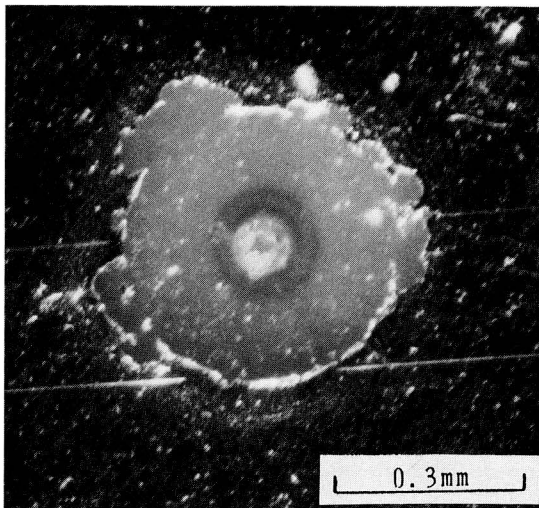


図7 25 μ m厚銀蒸着テフロン放電痕跡

Fig.7 Discharge track occurred in 25 μ m thick silvered Teflon by electron-beam irradiation.

図7には、地上試験で25 μ m厚銀蒸着テフロン(FEP)に電子線を照射することによって生じた放電の痕跡写真を示しているが、貫通破壊孔の周囲の銀蒸着面が消失している⁽¹²⁾。これは、熱制御材料の太陽光吸収率の増大につながる。また、貫

通破壊が発生しなくても表面で沿面放電が繰り返し発生すると熱制御材料の太陽光吸収率が増大する⁽¹²⁾。

従って、現在、このような帯電放電を防止する材料、コーティングの検討や能動的帯電制御技術の検討が進められている⁽¹⁰⁾。

5. 酸素原子による劣化現象

1981年のスペースシャトルの初飛行以来、シャトル暴露部に酸素原子による材料劣化現象が認められた。この現象は、酸素原子の衝突によるもので、光学的・熱的特性、質量損失等の変化をきたすと報告されている⁽¹³⁾。この劣化現象は、図8に示す高度数100kmのプラズマ圏での原子状酸素の分布に起因している⁽¹⁴⁾。この程度の高度では宇宙飛翔体の速度が8 km/sec程度であるので、酸素原子は ~ 5 eVのエネルギーで飛翔体に衝突することになる。また、この時、飛翔体表面で酸素原子をはじめとする他の中性ガスと材料との相互作用による発光が観測されることも知られている⁽¹⁵⁾。

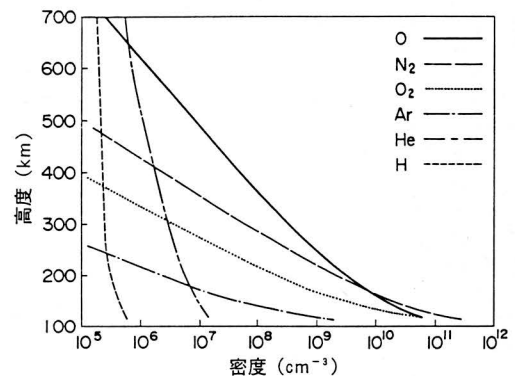


図8 宇宙環境のガス密度の高度分布⁽¹⁴⁾

Fig.8 Altitude dependences of number densities of neutral gases in space.

この酸素原子による材料の劣化評価を行うため、NASAは、EOIM (Evaluation of Oxygen Interaction with Materials) というシャトル搭載実験プログラムを設定し、フライト実験を行い、次のような結果を得ている⁽¹⁶⁾。

- (1) 周囲温度が25 \sim 125 $^{\circ}$ Cでは有意差は認められない。
- (2) 炭素、水素、酸素を含む有機材料が反応し易く、フッ素やシリコン系のポリマーは比較的安定である。
- (3) 最も劣化を受け易いカプトンの場合、10年で0.3 mm、30年で1 mmの膜厚減少となると推定される。

このようなフライト実験と並行して地上実験が実施されている。K. Sonoda 等はプラズマアッシャ装置により生成される酸素ガスプラズマを用いて、カプトンの劣化評価試験を行い、各種表面分析による材料劣化メカニズムを検討している。酸素プラズマを照射した時の膜厚減少は照射時間に比例して増加し、RF電源出力100Wでの実験結果がフライト実験 (STS-5) の結果とよく一致することを見出した (図9) (17)。

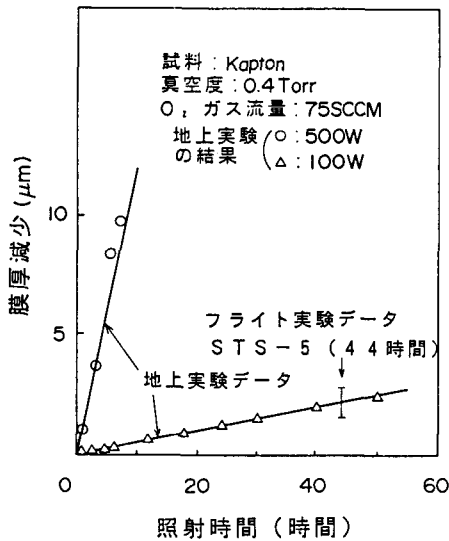


図9 カプトンの膜厚減少に関する地上実験とフライト実験との比較

Fig.9 Comparison of thickness loss between the ground-based experiment and flight experiment.

以上の事から、低地球軌道 (高度数100km) の宇宙飛翔体においては、耐酸素原子性、耐放射線性の両面を考慮した材料・部品の開発が必要であると考えられる。

6. おわりに

宇宙機器の高信頼度化、長寿命化を図るため、宇宙環境シミュレーション試験による評価解析が種々検討されている。とりわけ最近では複合環境試験装置の開発が急務となっている。さらに、LDEF

(Long Duration Exposure Facility)、SCATHA 等をはじめとするフライト実験データ集積も NASA を中心として検討されている。日本でも1987年打ち上げられた技術試験衛星V型で材料・部品の劣化や帯電放電のデータ取得が図られている⁽¹⁸⁾。また、低地球軌道での宇宙環境性評価として酸素原子の材料への影響が今後重要になって来ると考えられる。

文献

- (1) 門谷、佐藤: "絶縁新素材"、電気学会雑誌、105、1046 (1985)
- (2) 竹内: "放射線帯概要"、理研シンポジウム講演集「放射線帯と衛星環境」、1 (1984)
- (3) 日経ニューマテリアル、"国産 CFRP、宇宙へ"、25 (1986年6月9日)
- (4) 園田、兼田、中崎、榎本、村山: "CFRPの放射線照射効果"、第30回宇宙科学技術連合講演会講演集、102 (1986)
- (5) C. Giori and T. Yamauchi: "Investigation of degradation mechanisms in composite matrices", NASA CR-3559 (1982)
- (6) R. Onooka, N. Nakano, M. Kishino, S. Hasegawa, Y. Watanabe, K. Fukuta, K. Sonoda and K. Murayama: "Design and fabrication of combined space environmental effects facility for composite materials", 第3回日米複合材料会議、173 (1986)
- (7) S. Shimoji, H. Kimura, M. Koitabashi, T. Imamura, R. Kasai and M. Matsushita: "Degradation of thermal shield materials in the space radiation environment", ESA SP-200, 441 (1983)
- (8) D. F. Hall and A. A. Fote: " α S/ ϵ H measurements of thermal control coatings over four years at geosynchronous altitude", Prog. Astron. Aeron., 91, 215 (1984)
- (9) H. B. Garrett: "The charging of spacecraft surfaces", Rev. Geophys. Space Phys., 19 577 (1981)
- (10) 藤井、西本: "人工衛星の帯電・放電現象"、静電気学会誌、13, 172 (1989)
- (11) 西本、藤井、阿部: "人工衛星の帯電放電と帯電防止技術"、三菱電機技報、61, 234 (1987)
- (12) H. Fujii, Y. Shibuya, T. Abe, R. Kasai and H. Nishimoto: "Electrostatic charging and arc discharges on satellite dielectrics simulated by electron beam", J. Spacecraft and Rockets, 25, 156 (1988)
- (13) L. J. Leger and J. T. Visentine: "Protecting spacecraft from atomic oxygen", Aerospace America, 32 (July, 1986)
- (14) L. J. Leger and J. T. Visentine: "A consideration of atomic oxygen interactions with the Space Station", J. Spacecraft and Rockets, 23, 505 (1986)
- (15) L. L. Kofsky and J. L. Barrett: "Spacecraft surface glows", Nuclear Instruments and Methods in Physics Research, B14, 480 (1986)
- (16) L. J. Leger, J. T. Visentine and J. F. Kuminecz: "Low Earth orbit oxygen effects on surfaces", AIAA 22nd Aerospace Sciences Meeting, AIAA-84-0548 (1984)
- (17) K. Sonoda, T. Nishikawa and K. Nakanishi: "Atomic oxygen effect on physical properties of spacecraft materials in low Earth orbit", AIAA 24th Thermophysics Conf., AIAA-89-1761 (1989)
- (18) 西本、小泉、阿部、藤田: "ETS-Vに搭載する宇宙環境測定装置"、第29回宇宙科学技術連合講演会講演集、460 (1985)

(1991年12月20日受理)



藤井 治久

昭和27年7月生。55年3月大阪大学大学院工学研究科電気工学専攻博士課程修了、同年4月三菱電機㈱入社。以来、生産技術研究所にて、主として真空絶縁の研究に従事。工学博士。電気学会、応用

物理学会会員。



園田 克己

昭和24年7月生。49年3月早稲田大学大学院理工学研究科電気工学専攻修士課程修了、同年4月三菱電機㈱入社。以来、生産技術研究所にて、主として極限環境における絶縁材料の劣化に関する研究に

従事。工学博士。電気学会、応用物理学会会員。