高分子材料を中心とした宇宙用材料の 耐宇宙環境性評価

森 一之, 宮崎 英治

Evaluations of Polymeric Materials in Space Environment for Space Use

Kazuyuki MORI and Eiji MIYAZAKI (Japan Aerospace Exploration Agency, Aerospace Research and Development Directorate, Tsukuba Space Center, 2-1-1 Sengen, Tsukuba, Ibaraki 305-8505, Japan)

Wide-ranging polymeric materials are commonly used in spacecraft to meet numerous system design requirements. The tolerance of such polymeric materials against the space environment, e.g. vacuum, ultraviolet rays, radiation, atomic oxygen, etc. must be evaluated, because this environment is a known threat for materials, especially polymers. JAXA has been striving to evaluate the tolerance of polymeric materials in the space environment through both ground tests and space exposure experiments, which allows engineers in the space industry to obtain material data detailing tolerance against the space environment. This article introduces the space environment and its effect on polymeric materials, examples of damage to materials in orbit, and the evaluation capabilities for polymeric materials to be used in space at the Tsukuba Space Center, JAXA.

Key Words : Space Environment, Ultraviolet, Atomic Oxygen, Degradation

1. はじめに

人工衛星やロケットに代表される宇宙機には、多くのソフトマテリアル（高分子材料）が使用されている。例えば、宇宙機の最外層に使用される高分子フィルムやフォーム材、電線被覆材、電子回路の基板等がある。人工衛星の写真で、表面が金色にかがやているのを見たことが有ると思うが、それはポリイミドフィルム（黄色透明）の裏面にAlを蒸着したものである。最近では、太陽光圧を受けて進む「ソーラーセイル」のような極薄高分子フィルムの応用例も出てきた¹⁾。

宇宙機に高分子材料が用いられるのは、重量や施工性等種々の制約条件をクリアするためである。一方、宇宙機が曝される環境は、材料に対して厳しいことが知られている。そして、高分子材料は金属材料や無機材料と比べ耐環境性に劣ることが多い。このような背景から、宇宙で使用する材料は宇宙環境に対する評価が必要であり、それは、主として高分子材料に対して適用されている。

本稿では、まず宇宙特有の環境、材料の劣化モードについて述べ、軌道上での材料劣化の例を紹介する。次に、宇宙環境を模擬した地上対象試験と研究事例を紹介する。

2. 宇宙環境と材料劣化及び事例

2.1 宇宙環境

宇宙で使用される高分子材料は、温度サイクル、紫外線、高層大気酸素分子が太陽エネルギーで解離され生成される原子状酸素、放射線、高真空といった過酷な環境に曝される。ここでは、宇宙環境として代表的な、温度サイクル、紫外線、原子状酸素の各環境について紹介する。

森 一之；独立行政法人宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 電子部品・デバイス・材料グループ（〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1）。平成13年名古屋工業大学大学院工学研究科博士前期課程（物質工学専攻）修了。平成13年宇宙開発事業団（現宇宙航空研究開発機構）入社。現在に至る。専門は材料工学。材料の耐宇宙環境性の研究、材料評価試験の効率化検討等に従事。

宮崎 英治；博士（工学）。独立行政法人宇宙航空研究開発機構研究開発本部 電子部品・デバイス・材料グループ（〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1）。平成10年早稲田大学理工学研究科資源及材料工学専攻修士課程修了。平成10年宇宙開発事業団（現宇宙航空研究開発機構）入社。平成12年東京工業大学へ出向し、総合理工学研究科助手を経て、平成15年に復帰。現在に至る。専門は材料工学、宇宙材料学。日本航空宇宙学会平成25年度材料部門委員。

2.1.1 温度環境

宇宙機の外表面は日照時には $+120^{\circ}\text{C}$ 、地球の陰に入る日陰時においては -120°C になる。高度数百kmの低高度地球周回軌道（LEO: Low Earth Orbit）を飛行する人工衛星や国際宇宙ステーション（ISS: International Space Station）は、地球を約90分で1周するため、1日に約16回、設計寿命が10年の場合には、約55,000回の温度サイクルを受けることになる。高度36,000 kmの静止軌道（GEO: Geostationary Earth Orbit）を飛行する気象衛星や通信衛星は、1年間に約90回地球の影に入り、その際に温度が大きく変化する。10年間で約900回の温度サイクルを受ける。

この大きな温度変化への対策の一つとして、高分子フィルムを積層した多層断熱材（MLI: Multi Layer Insulation）を初めとする様々な熱制御材料を使用した熱制御を行い、宇宙機各部の温度が搭載機器の許容温度範囲に入るように設計されている。

2.1.2 紫外線（UV: Ultraviolet）環境

AM0（Air Mass 0, 大気圏外）²⁾における太陽光スペクトル分布を図1に示す。太陽光の強度は波長約200 nmから高くなり、波長約450～500 nmにピークを有する。

UV波長域（200～400 nm）前後のAM0²⁾及びAM1.5G（Air Mass 1.5 Global tilt, 地上）³⁾における太陽光スペク

図1 AM0の太陽光スペクトル分布²⁾

図2 AM0²⁾及びAM1.5G³⁾の太陽光スペクトル分布（UV波長域前後）の比較

トル分布を図2に示す。図2から、地上では大気により弱められる300 nm以下のUVも宇宙空間では存在していることがわかる。

軌道上で宇宙機が曝されるUVフラックスは、AM0における太陽光スペクトル強度を積分することで求められる。近紫外域200～400 nmの波長域を積分すると 118 W/m^2 (11.8 mW/cm^2)のフラックスとなる。

2.1.3 原子状酸素（AO: Atomic Oxygen）環境

高層大気では、太陽から降り注ぐUVにより酸素分子（ O_2 ）が解離し、中性のAOが発生している。大気成分の高度分布を大気モデルNRLMSISE-00⁴⁾で計算した結果を図3に示す。地球の大気は78 %が窒素、21 %が酸素であるが、図3に示すとおり、高度約200 kmから600 kmにおいては、AOが大気の支配的な成分となり、高度約400 kmでは80 %以上を占めている。

ISSが飛行する高度約400 kmのAOの密度は約 $8 \times 10^{13} \text{ atoms/m}^3$ であり、宇宙機が約8 km/sと高速であることから、進行方向面のフラックスは $6.4 \times 10^9 \text{ atoms/m}^2/\text{s}$ ($6.4 \times 10^{13} \text{ atoms/cm}^2 \cdot \text{s}^{-1}$)になる。

2.2 材料劣化

高分子材料が前項で述べたような宇宙環境に曝されると、劣化が生じることが知られている。環境因子と劣化の関係を表1に示す⁶⁾。宇宙環境因子毎に劣化モードが異なっていることがわかる。このことは、宇宙機の軌道によ

図3 気体の分布と高度の関係⁵⁾

表1 宇宙環境因子と高分子材料劣化⁶⁾

宇宙環境因子	高分子材料劣化
温度サイクル・熱負荷	熱ひずみ→形状変化、クラック、剥離 低温→脆化 高温→軟化
原子状酸素	酸化分解→侵食→質量減少、表面形態変化、変色
紫外線	分解→低分子化、架橋→変色、脆化
放射線	分解→低分子化、架橋→変色、脆化
高真空	添加物の揮発→脆化 アウトガス*の放出→コンタミネーションの付着

* 真空環境下において有機材料等から放出されるガス

て, 主要な宇宙環境因子が変わってくることを示している. すなわちLEOでは地球大気由来成分であるAOの影響が大きい, GEOでは, AOの影響はほとんど無く, 放射線の影響が大きくなるという具合である. また, LEO, GEOいずれにおいても, UVに曝される.

2.2.1 UVによる劣化

UVのエネルギー ($h\nu$) を吸収した分子は励起状態に移る. そして, 励起状態の分子が十分なエネルギーを有していたとき, 結合は分解し, ラジカルが生じる⁷⁾.

分解反応で生じたラジカルは, 架橋等の分子結合変化を起こす. 各波長の光が持つエネルギーと主な分子の結合解離エネルギーの関係を図4に示す¹⁰⁾. 先にも記載したが, 宇宙空間では太陽光の強度は波長約200 nmから強くなることから, 高分子材料の主要な結合の多くがUVで分解される可能性が高い. こうして生じた分子結合の変化により, 高分子材料の強度低下, 変色による特性劣化等が起こることになる^{8), 9)}.

2.2.2 AOによる劣化

前述のように, 宇宙機はLEOでは約8 km/sで飛行しており, AOと衝突する時のエネルギーは約5 eVになる. このためAOが高分子材料表面と衝突すると化学的及び物理的变化が生じる. その概要を図5に示す¹¹⁾. この結果,

図4 光の波長と分子の結合解離エネルギーの関係¹⁰⁾

図5 AOと高分子材料表面の反応¹¹⁾

高分子材料は侵食され, 質量減少, 強度低下, 特性変化を生じることになる^{9,12)}.

2.3 劣化の実例及び宇宙曝露実験

2.3.1 宇宙機の劣化例

実際の宇宙機でも高分子材料の劣化が観察されている. ISSに設置された太陽電池パドル端部のフィルムの破損を図6に示す¹³⁾. 元は一枚のフィルムであったが, 破断しシワ状になっていることがわかる. 使われたフィルムは, 両面にAlが蒸着されたポリイミドであり, Alコーティングの微小欠陥からAOが侵入し, ポリイミドを侵食したと考えられている.

2009年5月, ハッブル宇宙望遠鏡の熱制御ブランケットの交換が行われた. 外観を図7に示す¹⁴⁾. 図7(a)では長方形の放熱エリアから複数の亀裂が, (b)では大きな亀裂(円で示す)と片側がめくれ上がりカール(右下の亀裂)していることがわかる.

交換された2枚の熱制御ブランケットの最外層は, 裏面にAlが蒸着されたFEP (fluorinated ethylene propylene) であり, 1990年4月の打ち上げから約19年宇宙環境に曝された. 地上に回収し分析された結果, 特に機械的強度の低下が大きいことが報告されている¹⁴⁾. 薄く割れやすいガラスのように碎けやすくなっており, 地上での温度サイクルや高温放置と同じ挙動であることから, 熱負荷が分子鎖を切断したと考えられている.

図6 ISS太陽電池パドル端面に使用された両面Al蒸着ポリイミドフィルムの破損¹³⁾

図7 ハッブル宇宙望遠鏡のAl蒸着FEPフィルムの破損¹⁴⁾

2.3.2 材料曝露実験

実際の宇宙環境に宇宙用材料を曝露し、実宇宙環境の材料に与える影響を評価する実験は、国内外でさまざまな実験が実施されている。最近のJAXAの曝露実験では、微小粒子捕獲及び材料曝露実験装置（MPAC&SEED: Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device）があり、ISSのロシアのサービスモジュールに設置したSM/MPAC&SEED（2001年8月～2005年8月）と、同じくISSの日本のきぼう船外実験プラットフォームに設置したJEM/MPAC&SEED（2009年7月～2010年4月）の2つがある¹⁵⁾。図8に設置状況を示す。

SM/MPAC&SEED実験は、搭載サンプルを含め全く同じ構成の実験装置を3式製作し、これらを同時に打上げてISS後方のロシアサービスモジュールに設置した。そして、約10ヶ月、約28ヶ月、約46ヶ月の曝露を経て1式ずつ回収した。この方法は世界初の試みであり、ほぼ同じ曝露環境における材料の経年変化を直接比較することが可能である。一方、JEM/MPAC&SEED実験は、ISSの進行方向に対し前方のきぼうに設置されており、ISS自身からの汚れ等による影響が少ない宇宙環境に曝露することが可能である。

実験結果の一例として、ポリイミドフィルムを宇宙空間に曝露した後のSEM画像を図9に示す¹²⁾。図9(a)は初期の試料、(b)は地上で原子状酸素を照射した試料、(c)はSM/MPAC&SEEDに搭載した試料、(d)はJEM/MPAC&SEEDに搭載した試料である。各画像は、断面を出し、試料を傾けて撮影した。図9(c)の宇宙空間に曝露した試料では、表面に付着物（contamination）の存在が認められる。図9(d)の試料でも表面観察時に

は付着物の存在を確認していたが、断面観察用試験片を作成中に付着物が表面より剥離してしまったため、この画像では付着物を確認することはできない。両試料の付着物をEPMAで分析した結果、 SiO_x であると推定された。このことから、付着物はシリコンを多く含む材料（主に接着剤）からアウトガスとして放出されたシロキサン成分がAOと反応することで形成されたものと考えられている。さらに、宇宙曝露試料では、地上で原子状酸素を照射した図9(b)と同様の侵食が見られることに加え、局所的な深い侵食が見られた。これは、表面の付着物による侵食阻害効果と、何らかの理由による付着物の剥離や損傷によって局所的に侵食されたことが原因であると予想されている。

上記以外の宇宙曝露実験結果も報告しているので、それらも参照されたい¹⁵⁻¹⁷⁾。

3. 地上模擬試験技術

宇宙機は、使用している材料が劣化しても、修理や交換することが容易ではない。その為、事前に十分な劣化評価が必要であり、模擬試験技術が重要となる。JAXAでは、地上で宇宙環境を模擬するため、真空においてAO、電子線、UVを照射する設備を導入し運用している。本章では、真空複合環境試験設備と、UV照射試験設備について紹介する。

3.1 真空複合環境試験設備

真空複合環境試験設備は、AO、真空紫外線（VUV: Vacuum Ultraviolet）及び電子線（EB: Electron Beam）の複合照射を行うことが出来る設備であり、1998年から運用している。仕様を表2に示す。同時複合照射が可能な設備は世界的に見てもユニークである。特筆すべきはAOで、大面積に対する高フラックスのAO照射装置として、

図8 MPAC&SEED 設置状況¹⁵⁾

図9 ポリイミドフィルムの断面SEM画像¹²⁾

(a) 初期、(b) 地上試験、(c) 宇宙曝露（SM）、(d) 宇宙曝露（JEM）

世界屈指の能力を誇っている。

3.2 UV照射試験設備

キセノンアークショートランプを光源とするUV照射試験設備を1984年から運用している。その後、宇宙機の運用軌道の多様化や設計命の長寿命化等、UV照射試験の需要が増え、1992年に2台目を、2009年に3台目を整備し運用している。現在の仕様を表3に示す。真空環境において15 cm角と大きな照射面積に軌道上10倍加速の紫外線を照射し、さらに試料温度を制御できる装置は世界で数少ない。試料温度を制御して軌道上30倍加速の紫外線を照射できる装置は世界で唯一である。

4. 材料劣化の研究例

前章で紹介した設備を用いた材料劣化の研究例を示す。ここでは、UVの影響について調べた結果を紹介する。表

表2 真空複合環境試験設備の仕様¹⁸⁾

項目	仕様
AO 照射装置	方式：レーザーデトネーション法 レーザー装置：パルスCO ₂ レーザー レーザー光波長：10.6 μm レーザー出力：～10 J/pulse パルスレート：12 Hz AOビーム速度：～8 km/s（並進エネルギー：～5 eV） フラックス（照射率）：～5 × 10 ¹⁵ atoms/cm ² ・s ⁻¹
VUV 照射装置	光源：30 W 重水素ランプ ランプ数：48 本 ランプ電流：250 ～ 350 mA 管電圧：70 ～ 90 V フラックス（照射率）：0.2 ～ 0.25 mW/cm ² (120 ～ 200 nm の積分強度)
EB 照射装置	ビーム走査：X-Y 走査 加速電圧：200 ～ 500 kV 線源電流：0.1 ～ 2.0 mA フラックス（照射率）：1 kGy/min [*]
真空度	10 ⁻⁵ Pa 以下 (AO 照射時：10 ⁻³ ～ 10 ⁻² Pa)
制御温度	-150 ～ 80 °C
サンプル	標準寸法：φ25 mm, t 3 mm 以下, 16 枚まで

※加速電圧 500 kV, 線源電流 0.2 mA 照射時の線量計指示値

表3 紫外線照射試験設備の仕様

項目	仕様
光源	0.7 ～ 5 kW Xe アークショートランプ 1 本
照射波長域	250 ～ 500 nm [*]
フラックス (照射率)	11.8 ～ 118, 354 mW/cm ² (200 ～ 400 nm の積分強度)
照射面積	15 × 15 cm (11.8 ～ 118 mW/cm ²) 10 × 10 cm (354 mW/cm ²)
フラックス分布	± 3 % 以下
真空度	10 ⁻⁴ Pa 以下
制御温度	室温 ～ 200 °C
サンプル	標準寸法：φ 25 mm, t 5 mm 以下, 25 枚まで

※コーティング及びダイクロイックミラーでオゾンを発生する真空紫外域と著しい温度上昇の原因となる赤外域をカット

1にあるように、UVは変色（黄変）の原因になる。UVフルエンスが多いほど黄変が強くなることは知られていたが、宇宙用の電線被覆材に広く用いられている電子線架橋エチレン-テトラフルオロエチレン（X-ETFE, Raychem Spec 55/）の紫外線劣化の評価において、UV照射中の温度が高いと黄変が強くなることを確認した¹⁹⁾。外観写真を図10に示す。

これは、高温であるほどUVによる分子鎖切断で生じたラジカルの拡散が顕著になり、結合状態の変化が促進されるためだと考えられる。

また、汎用高分子材料のポリエーテルエーテルケトン（PEEK）、ポリエチレンナフタレート（PEN）、ポリウレタン（DUS601）に対して、試料温度と、UVフルエンスを固定し、UVの照射強度を軌道上の2倍、10倍、30倍で照射を実施した。照射前後の太陽光吸収率の変化量を図11に示す²⁰⁾。試料温度を一定に保つことで、照射強度による太陽光吸収率の変化に有意差は見られなかった。

図10と図11から、真空中での材料のUV劣化は、フルエンスと温度が支配的である可能性が高いことがわかった。

5. ま と め

宇宙環境とそこで活躍するソフトマテリアル（高分子材料）への影響について概説した。原子状酸素による侵食、紫外線の分子結合変化による黄変等、高分子材料の変化や劣化を理解した上で、宇宙機に使用しなければならない。そのため、どのように劣化するか地上で事前評価を行う必要がある。筆者の部門では、設備を導入、運用し材料評価を行っている。さらに、実宇宙環境での材料劣化をより理解するため、軌道上における材料曝露実験も行っている。

以上のような宇宙用材料技術が地上用技術として応用さ

UV フルエンス (ESD*)	試料温度	
	313 K	373 K
0
15
30
60

*Equivalent solar days, 1ESD=1.02 × 10³ J/cm²

図10 UV照射によるレイケム55電線被覆材の外観変化¹⁹⁾

図11 UV照射強度と太陽光吸収率の変化量
(PEEK, PEN, DUS601) ²⁰⁾

れソフトマテリアル（高分子材料）の発展に貢献することを願っている。

References

- 1) Yokota, R.: *MATERIAL STAGE*, **10**, 3 (2010)
- 2) ASTM E 490-00a, Standard Solar Constant and Zero Air Mass Solar Spectral Irradiance Tables (2006)
- 3) ASTM G173-03, Standard Tables for Reference Solar Spectral Irradiance: Direct Normal and Hemispherical on 37° Tilted Surface (2008)
- 4) Picone, J. P.; Hedin, A. E.; Drob, D. P.; Aikin, A. C.: *J. Geophys. Res.*, **107**, 1468 (2002)
- 5) Kimoto, Y.; Miyazaki, E.; Ishizawa, J.; Shimamura, H.: *J. Vac. Soc. Jpn.*, **52**, 475 (2009)
- 6) Yokota, R.: *Nippon Gomu Kyokaishi*, **79**, 22 (2006)
- 7) Slemph, W. A.: NASA CP 3035, 425 (1988)
- 8) Sasaki, N.; Nakamura, T.; Oguma, H.; Shimamura, H.: *Trans. Jpn.*

Soc. Mech. Eng. A, **76**, 422 (2010)

- 9) Imagawa, Y.: "Science for Space Utilization Research", Shokabo, Tokyo, 205 (2000)
- 10) Dever, J. A.: NASA TM 103711 (1991)
- 11) Banks, B. A.; Rutledge, S. K.; Brady, J. A.; Merrow, J. E.: NASA CP 3035, 197 (1988)
- 12) Shimamura, H.; Kimoto, Y.; Nakamura, T.: *Astrophys. Space Sci. Proc.*, **32**, 283-294 (2011)
- 13) Banks, B. A.; Demko, R.: NASA TM 211360 (2002)
- 14) de Groh, K. K.; Waters, D. L.; Mohammed, J. S.; Perry, B. A.; Banks, B. A.: *Astrophys. Space Sci. Proc.*, **32**, 13-26 (2011)
- 15) Kimoto, Y.; Ishizawa, J.; Shimamura, H.: *Astrophys. Space Sci. Proc.*, **32**, 73 (2011)
- 16) Miyazaki, E.; Kimoto, Y.; Yokota, R.: *Astrophys. Space Sci. Proc.*, **32**, 295 (2011)
- 17) Proceedings of International Symposium on "SM/MPAC&SEED Experiment", JAXA-SP-08-015E (2009)
- 18) Shimamura, H.; Baba, S.; Miyazaki, E.: "Handbook of the Combined Space Effects Test Facility", Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA-RM-10-013 (2011)
- 19) Ishizawa, J.; Mori, K.: Proceedings of the 11th International Symposium of Materials in a Space Environment (2009)
- 20) Mori, K.; Ishizawa, J.: Materials Life Society 24th Kenkyu Hap-pyokai Yokoshu, 25 (2013)

日本語表記参考文献

- 6) 横田力男：日本ゴム協会誌, **79**, 22 (2006)
- 8) 佐々木望；中村 孝；小熊博幸；島村宏之：機会学会論文集A編, **76**, 422 (2010)
- 9) 今川吉郎：“宇宙環境利用のサイエンス”，裳華房，東京，205 (2000)
- 18) 島村宏之；馬場勸；宮崎英治：“真空複合環境試験設備ハンドブック”，宇宙航空研究開発機構，JAXA-RM-10-013 (2011)
- 20) 森一之；石澤淳一郎：マテリアルライフ学会 第24回研究発表会予稿集，25 (2013)

*

*

*

*

*