

国際宇宙ステーションロシアサービスモジュール利用 微小粒子捕獲実験及び材料曝露実験 (SM/MPAC&SEED 実験) 第1回収試料の評価解析

Evaluation and Analysis of the First-Retrieved Unit of the Service Module/
Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device (SM/MPAC&SEED)

マテリアル・機構技術グループ
(Mechanical and Materials Engineering Group)

今川 吉郎、今井 文一、マイケル・ニーシュ、宮崎 英治、井上 利彦、石澤 淳一郎

Kichiro Imagawa, Fumikazu Imai, Michael J. Neish,

Eiji Miyazaki, Toshihiko Inoue, Junichiro Ishizawa

Abstract

The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) is performing a space environment exposure experiment (Experiment by the Russian Service Module/Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device experiment : SM/MPAC&SEED experiment) on the exterior of the SM on the ISS. The objectives of SM/MPAC&SEED experiment are to capture micrometeoroids and small space debris particles, and to investigate the degradation mechanism of materials for space use. In this paper, we report outline of SM/MPAC&SEED experiment, and summarize the inspection and analysis results on the first retrieved specimens.

1. はじめに

国際宇宙ステーション (ISS : International Space Station) 初期利用及び宇宙実証試験として、平成 11 年度より国際宇宙ステーションロシアサービスモジュールを利用した微小粒子捕獲実験及び材料曝露実験 (SM/MPAC&SEED 実験 (Russian Service Module/Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device Experiment)) を実施している。微小粒子捕獲実験は、近年問題となっているスペースデブリ (人工物起源) 及びマイクロメテオロイド (天然物起源) の分布評価を目的としている。また、材料曝露実験は、宇宙機の高信頼性及び高性能化を目的として、曝露環境下で使用される宇宙機用材料の耐宇宙環境性を評価している。両実験ともに、電力及び通信を必要としないパッシブな実験装置により実施している。

2. 研究の概要

実験装置は、同一試料搭載の 3 式を同時に打上げた。曝露実験開始後 1 年毎に 1 式ずつ回収し、最長 3 年間の曝露期間に対する評価を行う計画である。打上げは、2001 年 8 月に実施し、同年 10 月から宇宙環境への曝露を開始した (Fig. 1)。1 式目の実験装置は 2002 年 8 月に、2 式目の実験装置は 2004 年 2 月にそれぞれ回収された。1 式目の曝露期間は約 10 ヶ月間 (315 日間)、2 式目は約 28 ヶ月間 (865 日間) であった。

微小粒子捕獲実験では、スペースデブリ及びマイクロメテオロイドの非破壊捕獲を目的とした低密度物質のシリカエアロジェル (密度 : 0.03 g/cm³) とマイクロポアフォーム (密度 : 0.01 g/cm³) を ISS

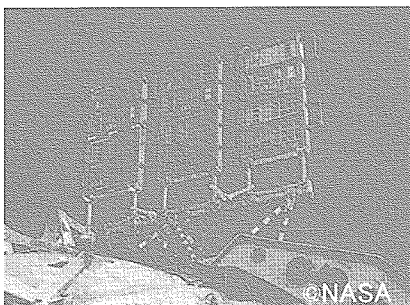


Fig. 1 Front face of SM/MPAC&SEED
(October 2001–August 2002)
(photographed from the ISS RAM side)

Table 1 SM/SEED specimens

Polymers	CFRP, PEEK under tension, Polyimide film under tension, White paint, Adhesive, Potting material
Ceramics	AlN, SiC, TiN, etc.
Lubricants	Cu coating, Cu/BN coating, MoS ₂ coating, TiN coating, MoS ₂ -lubricated Bearing, etc.

進行方向（RAM 面）及び反対方向（WAKE 面）に、衝突頻度測定を目的とした 6061-T6 アルミニウム板（A1 板）を ISS RAM 面に取付けている。

材料曝露実験では、低地球周回軌道の飛行において、材料劣化の最も支配的な要因となる原子状酸素（AO：Atomic Oxygen）による宇宙用材料の特性変化を主に把握するため、各種の新規材料等を搭載している。今回の搭載試料は、JAXA 提案試料を含めて、大学、研究所、メーカー等の 7 機関から提案された計 28 種類である（Table 1）。

平成 15 年度は、第 1 回回収試料の評価解析を実施した。また、地上で宇宙環境を模擬した AO、紫外線（UV：solar UltraViolet rays）及び電子線（EB：Electron Beams）の照射を地上対照試験として実施し、回収試料と比較することで、実宇宙空間での材料劣化メカニズムの主要因の解析を行った。

本報告書では、主に MPAC 実験のシリカエアロジェル及び SEED 実験の JAXA 提案試料に関して報告する。

3. 成果の概要

3. 1 曝露環境及び地上対照照射条件

現在の ISS 飛行姿勢は、BGA（Beta Gimbal Assembly）の不具合により、当初予定していた XVV（station X-axis toward the Velocity Vector：ISS の X 軸が進行方向を向く飛行姿勢）から XPOP（X-axis Perpendicular on Orbit Plane：ISS の X 軸が軌道面に垂直となる飛行姿勢）と XVV を交互にとる姿勢に変更されている。従って、当初計画していた、概ね常時、進行方向に対して試料面が垂直となる実験環境が、大きく変化することとなった。

JAXA において運用している、宇宙環境データベースシステム（SEES：Space Environment and Effects System：<http://sees2.tksc.jaxa.jp/>）により、実際の飛行情報（軌道高度、軌道傾斜角、飛行姿勢等）を用いて第 1 回回収試料に対する AO、UV 及び EB の各曝露量の解析を行った。その解析値、第 1 回実験装置に搭載した環境モニタ材（AO モニタ材：Vespel[®]、PAMDEC、UV モニタ材：ポリウレタンシート、EB モニタ材：TLD、アラニン線量計、RADFET）の評価解析値及び地上対照試験条件を Table 2 に示す。なお、第 1 回実験装置の非曝露面に搭載したサーモラベルの最高指示値は、60℃であった。

実宇宙環境での AO 曝露量は、解析値よりも低い値であった。この理由として、ISS が進行方向にやや傾いた飛行姿勢をとっていることによる影響が考えられる。また、UV 曝露量は、 2 ± 1 ESD と低い値となっている。これは、UV 曝露量校正曲線の立上がり箇所（Fig. 2 の点線箇所）にあたる曝露量であるため、大きな誤差が生じたものと考えられる。

Table 2 Exposure experiment (RAM side) and ground simulation test conditions

	AO[atoms/m ²]	UV-rays[ESD]	EB[Gy]
Numerical simulation	4.27×10^{24}	22.47	214
Experimental value	$2.3 \times 10^{24} \sim 6.6 \times 10^{25}$	2 ± 1	$0.4 \sim 65.0$
Ground simulation test	2.01×10^{25}	35.2	1.63×10^3

Flight data ・Average altitude: 386.6 km

・Orbital inclination: 51.6°

・ISS attitude: XVV(～59%), XPOP(～41%)

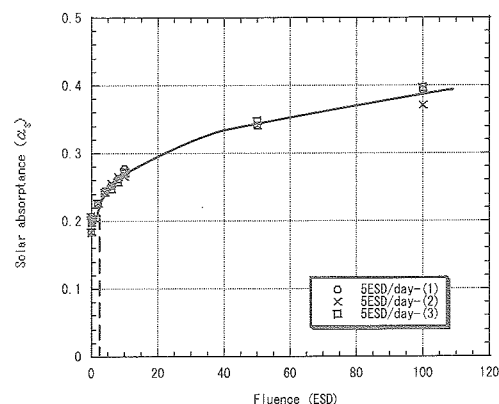


Fig.2 Ground simulation test results of UV-rays monitor

3. 2 微小粒子捕獲実験

スペースデブリ及びマイクロメテオロイドの分布（微小粒子の数、衝突エネルギー等）を評価するために、衝突孔（痕）の形状（直径、深さ、進入角度等）を分析した。分析結果は、地上対照試験と比較することにより、捕獲した微小粒子の衝突エネルギー等の解析を行った。微小粒子捕獲材料であるシリカエ

アロジェル、ポリイミドフォーム及びアルミ板について、目視及びレーザ顕微鏡を用いて観察した衝突孔（痕）を Table 3 に示す。

Table 3 Number and diameter range of impact site

Capturer	RAM side	WAKE side
Al plate	4 (25~30 μ m)	—
Silica Aerogel	2 (500 μ m、2mm)	2 (100 μ m、1mm)
Micro-Pore Foam	20 (15~60 μ m)	none

ここでは、シリカエアロジェルの評価結果について述べる。

目視レベルで識別できるシリカエアロジェルへの衝突痕は、Table 3 に示すように総数 4 個であった。CCD スコープを用いた詳細観察では、シリカエアロジェル（大きさ：37 x 37 mm）1 枚に最大約 70 個の衝突孔が観察された。Fig. 3 に観察された最大の衝突孔を、Fig. 4 に典型的な超高速衝突（秒速 5 km 程度）の形状の衝突孔及び捕獲粒子を示す^[1]。

Fig. 3 に示す衝突孔は、地上対照試験結果との比較から、粒径 200~250 μ m の微小粒子が、速度 5~10 km/s、入射角度約 45 度で衝突したことによって形成されたと考えられる。この衝突孔には、微小粒子が捕獲されていなかった。しかし、衝突孔底を XPS 分析した結果、アルミニウムが検出されたため、この衝突孔を形成した微小粒子はデブリであり、衝突時の衝撃によりデブリが蒸発したものと考えられる。

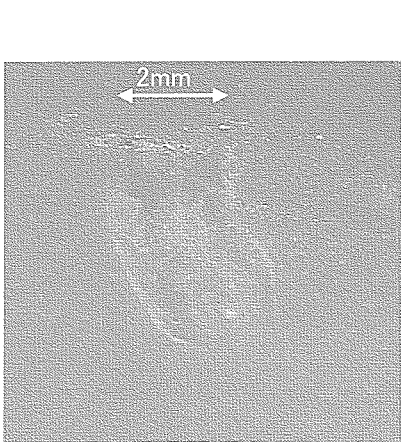


Fig.3 The largest impact track seen in RAM side aerogel

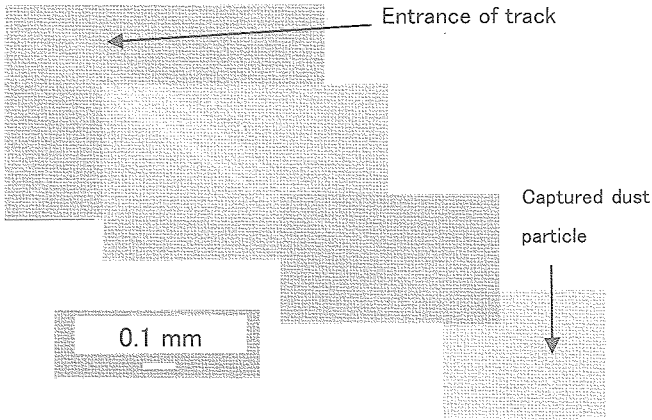


Fig.4 Typical carrot shape track
• Entrance size : 119.9 x 69.8 μ m
• Track length : 2.4 mm
• Captured dust particles size : 8.3 x 6.6 μ m

Table 4 Comparison with estimated impact flux by inspection results and calculated results of MASTER-2001

RAM side			WAKE side		
Particle Dia. [μ m]	Inspection Results [hits/m ² /year]	Analysis Results [hits/m ² /year]	Particle Dia. [μ m]	Inspection Results [hits/m ² /year]	Analysis Results [hits/m ² /year]
5	4.5 x 10 ³	1 x 10 ³	5	4.2 x 10 ⁴	2 x 10 ²
10	3.0 x 10 ³	4 x 10 ²	10	6.8 x 10 ³	7 x 10 ¹
20	1.5 x 10 ³	2 x 10 ²			

Particle Dia. : Estimated based on calibration experiments
Inspection Results : Cumulative flux
Analysis Results : Estimated using MASTER-2001

今回の調査結果とダストの衝突予測に用いられている解析モデル (MASTER-2001 : Meteoroid and Space Debris Terrestrial Reference model-2001) による計算結果とを比較すると、Table 4に示すように約5~100倍の差異が見られる。

この差異の原因としては、1)解析モデルの誤差、2)集中的なダストの衝突、3)ISS やソユーズ宇宙船等から放出される汚染物質の衝突等が考えられる。

3. 3 材料曝露実験 (JAXA 提案試料)

搭載試料の共通評価項目は、質量変化、熱光学特性 (太陽光吸収率 (α_s))、垂直赤外放射率 (ϵ_N)) 変化である。さらに、各試料固有の特性評価を実施した。曝露実験結果と比較するために、地上対照試験としてAO、UV 及びEB の各単独照射を実施した。地上対照試験結果と比較することにより、宇宙環境曝露による材料の特性変化を総合的に解析する計画である^[2]。

3. 3. 1 張力負荷ポリイミドフィルム (UPILEX-S®)

張力負荷状態での実宇宙環境曝露によるポリイミドフィルムの特性変化に関する研究は、LDEF (Long Duration Exposure Facility) 等を除き、ほとんど実施されていない。このため、SM/SEED では、厚さ125 μm のポリイミドフィルム (UPILEX-S) を4層重ねた試料に対し、無負荷 (0 N)、低張力負荷 (4.12 N) 及び高張力負荷 (20.59 N) の3種類の張力を負荷した実験装置を搭載した。

曝露試料の外観をFig. 5に示す。外観を観察した結果、曝露面である1層目の曝露部分が変色していた。Fig. 6に曝露部分のAFM (Atomic force microscopy) 観察結果を示す。AFM 観察の結果、曝露部がカーペット状にエロージョンを受けており、曝露部の変色は主にAO によるエロージョンが原因と考えられる。さらに、曝露試料の曝露部断面をレーザ顕微鏡で観察してAO によるエロージョンを受けた部分の試料厚さを評価した。無負荷、低負荷、高負荷の膜厚減少量を比較すると、大きな差異はなく、3種類とも約10 μm 程度の膜厚減少量であった。この減少量は、環境モニタ材 (ポリイミド系材料) で得られたAO 曝露量に基づく解析値とほぼ等しかった。

張力負荷ポリイミドを4層重ねて実施した引張試験結果をFig. 7に示す。非曝露の4層重ね試料の引張強度は平均281 MPaであり、曝露により試料の引張強度が低下していることが判る。これは、AO によるエロージョンの影響が主な要因であると考えられるが、曝露試料はUV 照射試料と同様の張力対引張強度の関係を示していることから、本試料の宇宙環境曝露による劣化はUV が支配的因子であると考えられる。また、EB 照射では張力が増加するに従って引張強度の低下が緩和した。

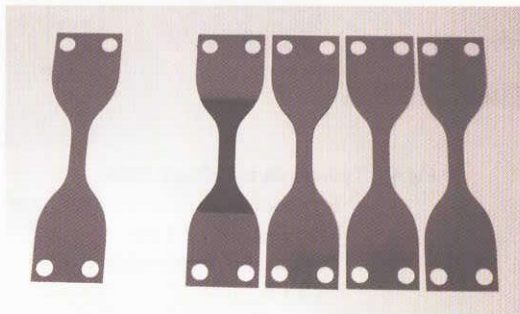


Fig. 5 Loaded UPILEX-S® specimens (left: blank, right: flight)

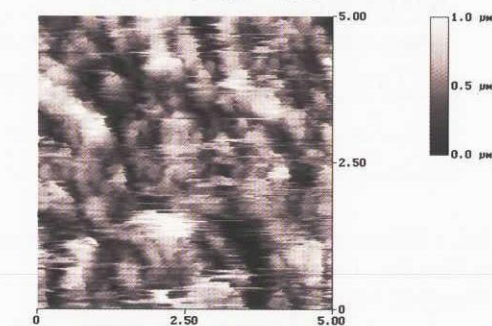


Fig. 6 AFM results of the top surface of the flight specimens

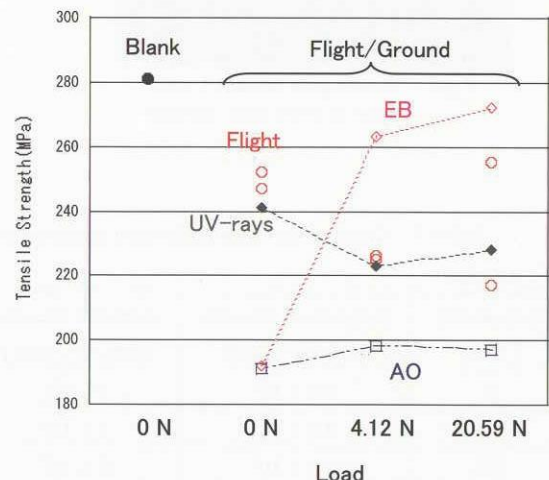


Fig. 7 Result of tensile strength test

3. 3. 2 フレキシブル OSR (Flexible-OSR)

評価の対象としたフレキシブル OSR は、JAXA 認定品の熱制御フィルムである。表面に透明導電膜 (ITO 膜) を持つ多層構造を有している。曝露試料の外観を Fig. 8 に示す。曝露試料を観察した結果、外観上に大きな変化は無かった。共通評価項目の評価結果を Fig. 9 に示す。質量変化は、地上対照試験の AO 照射で大きな減少率 (0.7%) を示した。 α_s は、地上対照試験の UV 照射で顕著な増加 (増加率: 180%) を示した。この UV 照射での増加は、過去の曝露実験における地上対照試験でも同様の傾向であった。 ε_N は、 α_s ほど大きな変化は認められなかった。曝露試料表面の XPS 分析の結果、F 及び Si (SiO_2 層: 約 10~20nm) が認められた。これらの元素は、Flexible OSR 自体には含まれない成分であることから、曝露環境による汚染と考えられる。

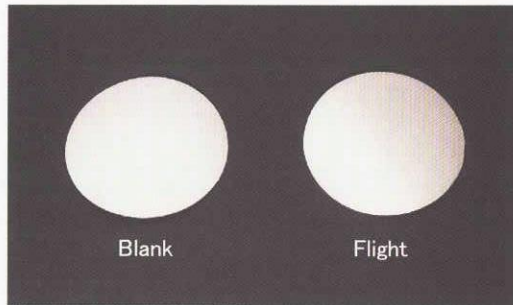


Fig. 8 Flexible OSR specimens

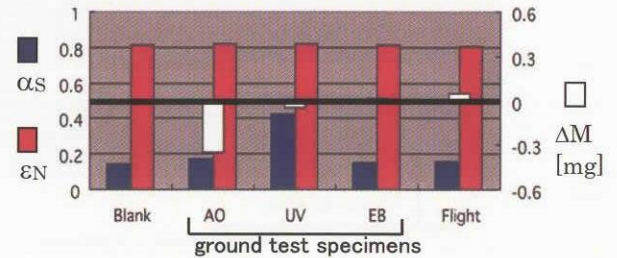


Fig. 9 Changes in mass, solar absorptance (α_s) and normal infrared emittance (ε_N) of flexible OSR specimens after irradiation on the ground or flight exposure experiment

3. 3. 3 白色ペイント

評価の対象とした白色ペイントは、JAXA 認定品の、酸化亜鉛を顔料とした低アウトガス特性に優れたシリコーン樹脂系のペイントである。今回の曝露実験では、Al 板上に塗布した白色ペイントを用いた。曝露した試料の外観を Fig. 10 に示す。曝露した試料の外観を曝露前と比較すると、極僅かに褐色に変色していた。FE-SEM (Field emission-Scanning auger electron microscopy) 観察結果を Fig. 11 に示す。UV 照射試料の表面に、様々な形状のマイクロサイズ塊状物 (酸化亜鉛) が認められなかった。Fig. 12 に共通評価項目の評価結果を示す。質量は、曝露実験及び地上対照試験ともに減少した。地上対照試験では、AO 及び UV の照射で大きな減少率 (AO: 0.4%、UV: 0.3%) を示した。 α_s は、地上対照試験の AO 照射で最大の増加 (増加率: 約 10%) を示した。 ε_N は、 α_s ほど大きな変化は認められなかった。曝露試料表面の XPS 分析の結果、F、N 及び Si (SiO_2) が認められた。 SiO_2 層が、約 $1\mu\text{m}$ と他試料と比べて大きいので、エロージョンを受けたカーペット状の曝露表面の上に、 SiO_2 層が形成されている可能性がある。

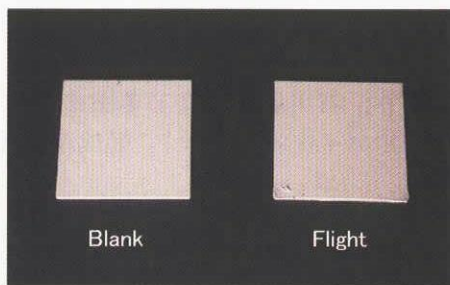


Fig. 10 White paint specimens

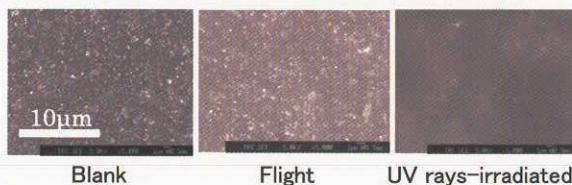


Fig. 11 FE-SEM images of white paint paint specimens

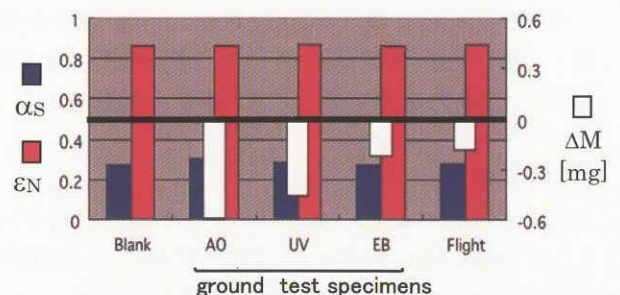


Fig. 12 Changes in mass, solar absorptance (α_s) and normal infrared emittance (ε_N) of white paint specimens after irradiation on the ground or flight exposure experiment

3. 3. 4 接着剤

宇宙機の各種部品の固定用に接着剤は多く用いられているが、一般的に接着剤はアウトガスの発生が多い。そこで JAXA は、低アウトガス特性に優れたシリコン系接着剤を開発し、2002 年に認定を行った。開発したシリコン系接着剤の実宇宙環境曝露による影響評価を行うことを目的として、本曝露実験に供している。

試料の形状を Fig. 13 に示す。曝露後の試料には、外観及び質量変化に顕著な変化は認められなかった。地上対照試験試料と曝露試料の引張せん断試験結果を Fig. 14 に示す。曝露により引張せん断強度が若干減少する傾向が認められた。また、地上対照試験の EB 照射により、引張せん断強度が約 150%増加した。EB が Al 板を透過し、接着剤を硬化させたものと考えられる。

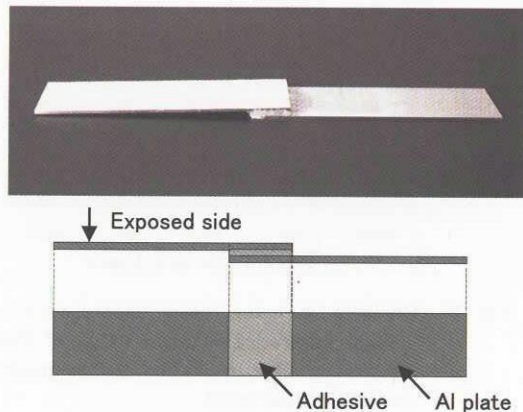


Fig. 13 Adhesive specimen

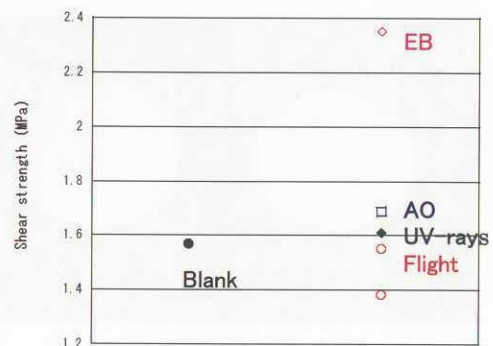


Fig. 14 Result of shear strength changes of adhesive

4. まとめ

本報告では、SM/MPAC&SEED 搭載試料の一部に関して、第 1 回回収試料の評価解析結果を報告した。

MPAC 実験では、シリカエアロジェルに解析モデルよりも多くの衝突孔（痕）を確認した。今後、詳細な検査及び捕獲物の分析を行い、解析モデルとの相違の原因を特定するとともに、ISS 軌道のダスト環境の把握を行う。

SEED 実験では、曝露実験結果と地上対照試験結果を比較すると両者には明らかな差異が認められた。その原因として、実宇宙環境における AO、UV、EB 等の複合照射効果及び汚染による影響が考えられる。宇宙環境下における張力負荷試料では、AO 及び UV の影響が主であることが明らかとなった。今後、第 2 回、第 3 回回収試料の評価解析結果を合わせた総合評価において、これらの複合効果について検討を深める計画である。

5. 謝辞

SM/MPAC&SEED 第 1 回回収試料の評価解析を実施するにあたり、石川島播磨重工業株式会社 北澤幸人氏、(株) IHI エアロスペース 村上淳氏、山浦由起子氏、(株) エイ・イー・エス 梅田花織氏、越智義幸氏のご協力を頂いた。ここに厚く謝意を表する。

[参考文献]

- [1] Y. Kitazawa, K. Imagawa, et al., "First Year Mission Results of Passive Measurement Experiment of Dust Particles on ISS (MPAC)", Proceedings of the 24th International Symposium on Space Technology and Science, 2004.
- [2] T. Inoue, K. Imagawa, et al., "Evaluation and Analysis of the First-Retrieved Unit of the Space Environment Exposure Device (SM/MPAC&SEED)", Proceedings of the 24th International Symposium on Space Technology and Science, 2004.