宇宙（機器）材料における表面技術

木 本 雄 吾^a

^a (独)宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 (〒 305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1)

Surface Technology on Space Materials and Components

Yugo KIMOTO^a

^a Aerospace Research and Development Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency(2-1-1, Sengen, Tsukuba-shi, Ibaraki 305-8505)

Keywords : Space Materials, Space Environment, Atomic Oxygen, UV

1. はじめに

2011年7月21日早朝(日本時間同日夜), スペースシャトル「アトランティス」(STS-135)がケネディー宇宙センターに帰還し, 約30年にわたる米国のスペースシャトル計画が締めくくられた。スペースシャトルはハッブル宇宙望遠鏡の打上げや国際宇宙ステーション(International Space Station: ISS)の建設に大きく寄与した。一方で, 宇宙飛行士と貨物の同時輸送, 船体の再使用など, 多機能の宇宙機が故に高コストの上, 技術課題の存在も否めない。技術課題の一つは熱防護システムであった。表面を耐酸化性ボロンでコートされた炭素繊維-炭素複合材料(C/C コンポジット)成形体・リーディングエッジと軽量セラミックスタイルで構成される熱防護システムには大気圏再突入時に千数百度の高温に曝されるスペースシャトルの帰還を保証する完全な機能が要求される¹⁾。しかし再使用機のためにアポロ宇宙船の回収カプセルやロシアのソユーズ再突入カプセルのように機体表面に二重に重ねた厚さ数センチのガラス繊維ハニカム材にフェノール樹脂を充填した, 一回限りではあるが確実性の高い熱防護・アブレーションシステムをとることが難しかった。この課題は2002年2月1日に発生したスペースシャトル「コロンビア」分解事故の一因となった²⁾。

気象衛星, 通信・放送衛星, 測位衛星などは社会インフラの基幹部分の一部を構成するに至っている。一方で人工衛星など, 宇宙機の不具合要因の8割以上が宇宙環境と宇宙機の相互作用であったとの報告がある³⁾。ここで宇宙環境の定義は文献^{4),5)}を参照されたい。例えば2003年10月23日から11月6日にかけての一連の太陽フレア発生期間中に, JAXAが保有する2つの衛星に障害が発生した^{5),6)}。またNASAのゴダード宇宙センターが運用管制している宇宙科学衛星(深宇宙探査も含む)の約59%がこの10月期の太陽フレアの影響を受けた⁵⁾。耐宇宙環境設計をしていたにも関わらず, 約24%のミッション(衛星)は搭載機器の電源をオフするか, 他の運用上の防衛対策をとった⁵⁾。

特に上述の障害の内, ADEOS-II(みどりII)の運用異常は

太陽電池パドル電力ラインにおける放電が原因の一つと示唆されている⁶⁾。電力系における今後の対策として, 電力ハーネスがおかれる軌道上環境(熱, 帯電・放電, 放射線, 原子状酸素, ならびにこれらの複合環境)およびそれらによる材料の劣化について, 解析や試験による評価を行い, 設計に反映することが提言されている⁶⁾。またこれを契機としてJAXA設計標準に帯電・放電設計標準が整備・制定された。宇宙空間に曝露される箇所への絶縁体材料の禁止, 接地などについての設計基準が網羅された。

上記不具合を回避するため, 宇宙用材料を使用する際は事前の評価が必須である。特に近年, 宇宙機の高性能化, 長寿命化の要求が高まり, 宇宙機の構成コンポーネント, 部品, 材料にはこれまで以上の耐宇宙環境性, 高信頼性が求められている。このため地上評価手法について研究開発が行われている。一方で宇宙環境へ耐性を持たせた材料(表面改質, 母材の改良など)の研究開発も行われている。本稿は宇宙(機器)材料における表面技術と題し, 宇宙用(機器)材料の研究開発, 評価手法, および宇宙(軌道上)実験の概要について解説する。

2. 宇宙(軌道上)実験

実宇宙環境に曝された宇宙用材料の影響を把握する一つに宇宙材料曝露実験がある。宇宙材料曝露実験は, 宇宙空間に部品・材料をある期間曝露する実験で, 宇宙空間に曝露された材料を地上で解析することで, 材料への宇宙環境の影響を把握する。また宇宙用材料の実証の機会でもある。世界の宇宙機関はこれまでスペースシャトル, 宇宙ステーション, 回収型衛星を使用して実験を行ってきた^{7),8)}。宇宙材料曝露実験における大きな成果として原子状酸素の影響の把握がある。化学的に非常に活性な原子状酸素は, 低軌道において宇宙用材料として有望である有機材料を劣化させる。原子状酸素とその影響については, 文献⁷⁾を参考にされたい。またもう一つの成果はコンタミネーション(汚染)の影響の把握である。曝露された材料が地上に持ち帰られるようになって初めて, これら現象が注目された。

さて2009年7月, 宇宙空間に曝露された環境で実験が行

える「きぼう」船外実験プラットフォームがスペースシャトル「エンデバー」(STS-127)で打上げられた。このプラットフォームには日本の宇宙材料曝露実験装置がミッション機器の一つとして取り付けられた。宇宙環境計測ミッション装置(Space Environment Data Acquisition equipment - Attached Payload: SEDA-AP)はISS 周回軌道における宇宙環境(中性子, 重イオン, プラズマ, 高エネルギー軽粒子, 原子状酸素, ダスト)の定量的計測や宇宙材料曝露実験, 電子部品評価実験を行い, 宇宙環境が部品・材料に与える影響を調べる装置である。取得される宇宙環境データは, 宇宙機器設計の基礎データとして利用される他, 関連する科学研究やISSの運用, 宇宙天気予報(太陽活動の変化の予報)などにも利用される⁹⁾。このSEDA-APの宇宙材料曝露実験装置である, きぼう(Japanese Experiment Module (JEM))搭載微小粒子捕獲実験装置および材料曝露実験装置(Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device: MPAC&SEED)^{10,11)}は2010年4月にISS 船内に回収され, 同月20日にスペースシャトル「ディスカバリー」(STS-131)で地上に回収された。軌道上のISSに取り付けられたSEDA-APおよびJEM/MPAC&SEEDを図1に示す。

回収されたサンプルは同年5月に日本へ輸送され, 分析が開始された。一方これに先立ち, 2001年から2005年までISS サービスモジュール(SM)においてもMPAC&SEEDが搭載された(SM/MPAC&SEED)¹²⁾。サービスモジュール(SM)とは2000年7月に打上げられたISSの3番目の構成要素で,

図1 軌道上のSEDA-APおよびJEM/MPAC&SEED

ロシアのモジュールである。この実験は同一試料を3式用意し, 材料劣化と曝露期間(約10ヶ月(0.9年), 28ヶ月(2.4年), 46ヶ月(3.8年))の関係を評価する実験であり, 世界でも初めての試みであった。両MPAC&SEEDには同一のサンプルも搭載されており, フライト時期, ISSへの搭載場所の違いに関する分析も行われる予定である。

ISS以外では小型衛星を使用した宇宙実験が進行中である。小型実証衛星(Small Demonstration Satellite (SDS))プログラムはJAXA 研究開発本部が進める実利用衛星や科学衛星プログラムに向けた技術実証や次期衛星システムの先端基盤技術確立を目的としている¹³⁾。SDS-4は2009年1月に打上げられたSDS-1の後継機であり, 50 kg級の三軸姿勢制御バス衛星として開発が進められている。SDS-4のミッションの一つとしてTHERMEを用いた熱制御材実証実験(In-flight experiment of Space materials using THERME: IST)が行われる。THERMEはフランス国立宇宙研究センター(CNES)が行ってきた熱制御材料実証実験で, フランスのSPOTシリーズ(1~5)およびHELIOS II衛星へ搭載され, 長期間継続的に実験が行われてきた^{14)~16)}。このCNESが開発したTHERME技術を用いて, 熱制御材の重要な特性である太陽光吸収率(α_s)の軌道上劣化データを取得する。本実験はCNESと協力して実施する¹³⁾。サンプルはJAXA 提案サンプル(2種類)とCNES 提案サンプル(2種類)の合計4種類を搭載する。SPOT4へ搭載されたTHERME実験装置を図2へ示す¹⁵⁾。SDS-4は2010年12月よりシステムPFMの組立, インテグレーションを実施し, 順次, システムPFM試験(PFM試験: 人工衛星がフライト実機としての品質を有していることを確認する一連の試験)を実施していく予定である¹³⁾。

超低高度衛星技術試験機(Super Low Altitude Test Satellite: SLATS)はJAXAが開発中の高度180 km ~ 250 kmの低高度(超低高度軌道)での衛星技術の実証を目的とした衛星である。超低高度軌道を周回する衛星は従来の衛星と比較して地表面との距離が短くなるため, 観測分解能の大幅な向上やセンサの小型化・低消費電力化が期待される¹⁷⁾。しかしこの軌道の支配的な大気成分である原子状酸素は宇宙用材料を劣化させるため, その対策が必要である。今後の本軌道における実用機の設計・製作へ生かすため, SLATSには原子状酸素(Atomic Oxygen: AO)環境とその影響を観測するAOモニター(Atomic Oxygen Monitor: AMO)が搭載される。AMOの目的はAOによる材料劣化の確認, SLATSが運用される軌道のAO環境の計測である¹⁸⁾。材料劣化モニター(Material Degradation Monitor: MDM)は宇宙用材料がAOによってどのように劣化していくのか, 画像観測によって定性的にモニ

図2 SPOT4へ搭載されたTHERME実験装置¹⁵⁾

タリングするシステムである。10種類の材料試験片を衛星の進行方向を向いた面に並べ、これを斜め方向に配置したCCDカメラで定期的に撮影することが計画されている。MDMの配置図を図3に示す。

材料は今後の超低高度衛星に向けてAOに耐性を有するものを選択するが、超低高度の様にAO衝突量が極めて多い場合、破れ、めくれが生じる可能性が考えられる。原子状酸素フルエンスモニタ(Atomic Oxygen Fluence Sensor : AOFS)はSLATSに衝突するAOフルエンスを計測するシステムである。AOが物質をエロージョンすることに伴う微少な質量変化から、AOフルエンスを計測する方式を採用した¹⁸⁾。

3. 宇宙用材料の研究・開発

2章で述べたとおり、宇宙環境と宇宙材料との相互作用を考えた場合、一つの課題が耐原子状酸素性である。耐原子状酸素性を向上する手法としてコーティングがある。例えば、ゲルマニウム、シリコン系、ITOなどの無機物は優れた耐原子状酸素性を示す。図4に地上原子状酸素照射量に対する各コーティング処理したカプトン®(東レ・デュボン社製)と未処理のカプトン®の質量減少量との関係を示す¹⁹⁾。未処理のカプトン®は原子状酸素によって急速にエロージョンされるのに対し、コーティングを施したカプトン®は耐性を持つ。特にシリコン系、ゲルマニウムコーティングは優れた耐性を有する。またITO、ゲルマニウムは導電性を有するため、帯電・放電設計の観点から優れた特性を持つ。しかし、コーティングが損傷を受けるなどし、耐原子状酸素性機能が損な

図3 MDMの配置図¹⁹⁾

図4 各種コーティングの地上照射試験結果(プラズマアッシャー)(原子状酸素フルエンス vs. 質量減少量(mg/cm²))²⁰⁾

われると母材(カプトン®など)が浸食を受けてしまう。

図5に2001年に写真撮影されたISSの太陽電池アレイブランケットカバー(1年間宇宙空間に曝露)を示す。カバーは両面100nmアルミニウム真空蒸着したカプトン®フィルム(厚み25μm)であるが、アルミニウム層の欠陥部より原子状酸素が浸入し、カプトン®を消失させたと考えられている²⁰⁾。このように何らかの原因で生じた欠陥部(コーティングが施されていない領域)においては、下地の高分子材料が原子状酸素によるエロージョンを受ける。この現象はUndercutと呼ばれる²¹⁾。欠陥部より浸入した原子状酸素および内部で散乱した原子状酸素により下地の高分子材料はエロージョンされ、深い穴(Undercut cavity)が形成される。高分子フィルムではUndercut cavityが裂け・破断の起点になることにより、強度が大きく低下する可能性がある。さらに長期間曝された場合、Undercut cavityは徐々に広がり、破れ・めくれなどの損傷が生じることが考えられる。このためコーティングの機能を維持するための高い品質管理や地上ハンドリングへの厳しい要求が課せられる。硬質のためにコーティングが損傷しないように取扱いに注意する必要がある一方、製造時から欠陥が存在する。また透明コーティングの場合は欠陥の検出が難しい。ゲルマニウムコーティングは原子状酸素の他、宇宙放射線や紫外線にも安定した耐性を示し、国内外の宇宙機への使用頻度が高い。しかしながら、地上保管中に空気中の水分によって変質し、徐々に消失してしまうため、乾燥空気もしくは不活性ガス中への保管が推奨される。さらに作業者の汗、唾などの水分にも注意が必要であり、地上での取扱いに注意が必要である。

これら課題に対し、新しいタイプの有機-無機ハイブリッ

図5 1年間宇宙空間に曝されたISS太陽電池アレイブランケットカバー²¹⁾

ド材料であるシルセスキオキサンを使用したコーティングの研究が進行中である。米国を中心としたグループでは多面体オリゴマーシルセスキオキサン(Polyhedral Oligomeric Silsesquioxanes : POSS)を含んだ材料を耐原子状酸素コーティングとして研究している²²⁾。一方、JAXAにおいても複数構造のシルセスキオキサンを用いたコーティングの評価を行っており、研究・開発を進めている。ポリイミドフィルムへの塗布性(親和性)は良好で、硬化後も柔軟で、粘着性なく取扱いやすい特長を確認できた。さらに耐原子状酸素性のみならず、シリコン系の課題であった耐紫外線性能に優れた組成を選択できた。またこのコーティングは屈曲性にも優れている。アウトガス性能(TML, CVCMM)はコーティングの有無で差のない結果であった^{23),24)}。現在製品の実用化に向けて研究・開発中である。

一方、耐原子状酸素対策という点では、コーティングではなく、母材自体に耐AO性を持たせる手法がある。シロキサン変性ポリイミドフィルム(BSF-30)(新日鐵化学製)は、原子状酸素と衝突すると、フィルムの表面に皮膜が形成され、原子状酸素によるエロージョンを防ぐことができることが地上試験で確認されてきた^{25)~27)}。さらにその皮膜が剥離しても、再度新たな皮膜が形成される自己修復機能も備えている。こうした原子状酸素への優れた耐性が高く評価され、JEM/MPAC&SEEDの宇宙曝露実験試料へ採用され、地上回収後の分析が進められている²⁸⁾。現在製品の実用化に向けて研究・開発を進めている。

宇宙環境下で特に有機材料を使用するに当たっては原子状酸素対策に加え、耐紫外線性についても考慮が必要である。耐原子状酸素コーティング同様、「紫外線遮蔽コーティング」の研究を進めている。紫外線遮蔽コーティングは母材である有機物質に表面に紫外線遮蔽材料を付与する技術であるが、適切な紫外線遮蔽材料の選定のみならず、成膜プロセスの検討に加えて紫外線吸収特性および薄膜安定性などの品質評価が必要となる。紫外線遮蔽材料として酸化セリウムを用い、異なる成膜手法(電子ビーム蒸着法およびイオンプレATING法、スパッタリング法)およびそれぞれの成膜条件の検討が行われた。またポリエチレンテレフタレート(PET)フィルム上に酸化セリウムを成膜後に真空条件下で紫外線照射を行い、分光特性の変化から紫外線遮蔽能の評価が試みられた。結果、石英上に調製した酸化セリウム薄膜の分光吸収率はほぼ同一であるが、PETフィルム上に成膜した酸化セリウム薄膜の紫外線遮蔽能にはプロセス間の差異が認められた²⁹⁾。現在、これらの結果に基づき、製品の実用化に向けて研究・開発を進めている。

ソーラーセイル(太陽帆)は、超薄膜の帆を広げ太陽光圧を受けて進む宇宙機である。構想は100年前から提案されていたが、世界の誰もが実現できなかった。その理由の一つは微弱な太陽光から受ける力を利用するための軽量かつ宇宙環境に強い膜(高分子フィルム)がなかったことにある。2010年5月、一辺15mクラスの小型ソーラー電力セイル実証機(Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun : IKAROS)が打上げられ、翌6月にセイルの展開に成功した。同年7月には光子加速の確認が発表され、IKAROSは世界で

初めてソーラーセイル技術を宇宙実証した。ソーラーセイルには大面積、超薄型(10 μm)以下の高分子フィルムが必要である。ポリイミドフィルムは40年も前にアポロ月着陸船の外部表面熱保護材として用いられており、これをソーラーセイル膜材とする計画は繰り返し提案されてきた。ポリイミドフィルムは抜群の宇宙環境特性(原子状酸素を除く)と高温耐熱性を持つ。一方ソーラーセイルのような大面積帆(膜)を製作するにあたり、膜同士で熱による融着ができないため、張り合わせ時には接着剤を使用することが実現を阻んできた要因の一つと言える³⁰⁾。このため、薄膜であり、大面積化を容易に可能、かつ厳しい宇宙環境に長期間耐えられる新規熱可塑性ポリイミド(ISAS-TPI)(JAXA (ISAS)製)が開発された^{30),31)}。耐宇宙環境性という点で、陽子線100 MGy、電子線20 MGy、紫外線150 ESD (Equivalent Solar Day)をそれぞれ個別に照射し、膜材の破断伸び保持率の変化について検討を行った。結果、いずれの膜材においても、各環境因子に対し、十分に耐えうることがわかった。

4. 地上評価技術

耐原子状酸素性を評価するために、JAXA 研究開発本部では真空複合環境試験設備を整備して多くの宇宙用材料の地上模擬試験を実施してきた³²⁾。当設備は原子状酸素、真空紫外線、電子線のビーム源を有しており、真空環境下において、これらビームの単独および同時複合照射試験を実施することができる。図6に真空複合環境試験設備主要部の外観について示す。サンプルホルダは170 mm $\times$ 200 mmの範囲に、標準25 mm ϕ (最大厚み3 mm) $\times$ 18枚のサンプルを固定するスロットがある。原子状酸素照射装置は、レーザーデトネーション法によるものである。真空チャンバ内のノズルに酸素ガスを導入し、同期してCO₂パルスレーザー光(波長10.6 μm)を放射させ、ノズル内に集光することで、人工衛星の飛行速度(8 km/s 程度)と同等の原子状酸素ビームを生成し、サンプルホルダに向けて照射する方式である。電子線は、100 kV ~ 500 kV で加速した電子を、X-Y 走査により照射する。真空紫外線は、重水素ランプを用いる。

レーザーデトネーション法による原子状発生装置では副産物として酸素プラズマから紫外線が発生することが知られて

図6 真空複合環境試験設備主要部の外観

いる。これまで本設備において原子状照射中に発生する発光スペクトルを計測した実績はない。しかしながら、同様な原理の原子状発生装置において波長 20 ~ 50 nm の極紫外線が発生していることが分かった³³⁾。よってレーザーデトネーション法での評価において紫外線に敏感な材料に対して照射する場合には、副産物として発生した極紫外線に注意が必要である。

コンタミネーション(Contamination, 汚染)とは宇宙用材料の表面に汚染物質が付着することで、光学機器の性能の劣化、熱制御面の性能の劣化、推進系・機構系などの可動部の動作不良、太陽電池の劣化など宇宙機のミッションの成功、設計寿命に直接的に影響をおよぼすものとして問題視されてきた^{34)~36)}。先に述べた宇宙材料曝露実験においても、コンタミネーション層が材料表面に付着していることが観察されており、自然(宇宙)環境下による影響の評価を複雑にさせている^{37),38)}。これら問題を回避するために、体系的なコンタミネーション管理が必要である。コンタミネーション管理技術とは、「ミッション期間における汚染物質とその発生源およびその影響を受ける被汚染対象をコンタミネーション管理品目として識別し、コンタミネーションによる影響を除去/低減するための管理技術」であり、宇宙機の設計、製作、製造・試験、運用フェーズにまたがった、広い技術分野である³⁹⁾。この技術分野の中で「汚染メカニズム」の解明のため、JAXA は外部汚染環境ソフトウェア Japanese Spacecraft Induced Contamination Environment analysis software (J-SPICE)を開発するとともに、ソフトウェアを構成する各数学モデルを地上試験データで部分的に検証し、改良を進めてきた。一方でこの技術のためには、従来の材料選定の一次スクリーニングに用いられる ASTM E595 の手法(アウトガス測定)ではなく、ASTM E1559 に従ったアウトガスレート測定のデータが必要である³⁹⁾。JAXA では本アウトガスレート測定、解析技術を高めて行くとともに、各課題を解決し、汚染管理技術を確立するべく研究活動を行っている。

5. おわりに

宇宙(機器)材料における表面技術と題し、宇宙用材料の宇宙(軌道上)実験、研究開発および評価手法の概要について解説した。宇宙(機器)材料に対し、実宇宙環境の影響を把握する実験、地上評価技術、それらを融合したデータベースおよび新材料創成技術が相互に作用し、例えば原子状酸素に関する課題解決へ寄与している。これら活動で培った成果は宇宙機の設計基準へ反映され、今後の飛躍する宇宙活動に活かされることが期待される。

(Received September 30, 2011)

文 献

- 1) 横田力男; 日本ゴム協会誌, **79**, 22 (2006).
- 2) The CAIB Report, <http://caib.nasa.gov/>
- 3) H. S. Koons, J. E. Mazur, R. S. Selesnick, J. B. Blake, J. F. Fennell, J. L. Roeder, P. C. Anderson; The Impact of the space environment on Space Systems, AFRL-VS-200001578 (2000).
- 4) 木本雄吾; *J. Vac. Soc. Jpn.*, **51**, 36 (2008).
- 5) 五家建夫; 宇宙環境リスク事典(2006).
- 6) 環境観測技術衛星(ADEOS-II)「みどりII」の運用異常に係る原因究明及び今後の対策について、宇宙開発委員会報告書(2004).
- 7) 木本雄吾, 宮崎英治, 石澤淳一郎, 島村宏之; *J. Vac. Soc. Jpn.*, **52**, 475 (2009).
- 8) D. L. Edwards, A. P. Tighe, M. V. Eesbeek, Y. Kimoto, K. K. de Groh; *MRS BULLETIN*, **35**, 25 (2010).
- 9) 古賀清一, 松本晴久, 木本雄吾, 山田理子, 小原隆博, 渡辺英幸, 遠藤美穂, 佐考大地, 松枝達夫; IEICE Technical Report SANE2010-23, 47 (2010).
- 10) Y. Kimoto, S. Ichikawa, E. Miyazaki, K. Matsumoto, J. Ishizawa, H. Shimamura, R. Yamanaka, M. Suzuki; Proc. of the 9th International Conference on "Protection of Materials and Structures from Space Environment", 207 (2009).
- 11) 木本雄吾, 市川正一, 宮崎英治, 石澤淳一郎, 島村宏之, 松本康司, 山中理代, 鈴木峰男; 第52回宇宙科学技術連合講演会講演集(CD-ROM), 3D09 (2008).
- 12) Proc. International Symposium on "SM/MPAC & SEED Experiment", JAXA-SP-08-015E (2008).
- 13) 高橋康之, 中村揚介, 大谷 崇, 堀口博司, 平子敬一; 第54回宇宙科学技術連合講演会講演集(CD-ROM), 2C03 (2010).
- 14) I. Alet; Proceedings of the 7th International Symposium on "Materials in a Space Environment", p.283 (1997).
- 15) S. Remaury, F. Serene, P. Nabarra; Proceedings of the 9th International Symposium on "Materials in a Space Environment", p.585 (2003).
- 16) S. Remaury, P. Nabarra, E. Bellouard, S. d'Escrivan; *Journal of Spacecraft and Rockets*, **48**, 27 (2003).
- 17) 五十嵐伸明, 白杵 茂, 山川史郎, 今村俊介, 此上一也, 首藤和雄, 安光亮一郎, 山田浩之, 齊藤宏明, 舟生豊朗; 第54回宇宙科学技術連合講演会講演集(CD-ROM), 2D10 (2010).
- 18) 青山和広, 木本雄吾, 宮崎英治, 島村宏之; 第54回宇宙科学技術連合講演会講演集(CD-ROM), 2D14 (2010).
- 19) E. M. Silverman; NASA CR 4661PT-1 (1995).
- 20) B. Banks, M. Lenczewski, R. Demko; Durability Issues for the Protection of Materials From Atomic Oxygen Attack in Low Earth Orbit, IAC-02-1.5.02 (2002).
- 21) D. Dooling, M.M. Finckenor; NASA/TP-1999-209260 (1999).
- 22) D. P. Dworak, B. A. Banks, C. A. Karniotis, M. D. Soucek; *Journal of Spacecraft and Rockets*, **43**, 393 (2006).
- 23) 特開2011-42755 (P2011-42755A).
- 24) 石澤淳一郎, 木本雄吾, 田村高志, 古田尚正, 北村昭憲, 鈴木 浩; 第55回宇宙科学技術連合講演会講演集(CD-ROM) (inprint)
- 25) 宮崎英治, 田川雅人, 横田力男, 石澤淳一郎, 木本雄吾; 第52回宇宙科学技術連合講演会講演集(CD-ROM), 3C03 (2008).
- 26) E. Miyazaki, M. Tagawa, K. Yokota, R. Yokota, Y. Kimoto, J. Ishizawa; *Acta Astronautica*, **66**, 922 (2010).
- 27) E. Miyazaki, M. Tagawa, K. Yokota, R. Yokota, Y. Kimoto, J. Ishizawa; Tolerance of Polysiloxane-Block-Polyimide Film against Space Environment in Low Earth Orbit, Proceedings of the 11th International Symposium on "Materials in a Space Environment" (CD-ROM) (2009).
- 28) E. Miyazaki, Y. Kimoto, R. Yokota; Flight Experiment Results of the Polysiloxane-Block-Polyimide "BSF-30" on the JEM/MPAC&SEED Mission on the ISS, 10th International Space Conference on Protection of Materials and Structures from the Space Environment (ICPMSE-10J)・Astrophysics and Space Science Proceedings (inprint)
- 29) 坂本宗明, 村上彰啓, 小林裕太郎, 高木俊介, 古林 寛, 草野英二,

- 宮崎英治, 木本雄吾, 横田力男 ; 第121回講演大会講演要旨集, p.216 (表面技術協会, 2010).
- 30) 宮内雅彦, 安藤あゆみ, 風間健一, 鈴木基妥, 石田雄一, 岩田 稔, 島村宏之, 石澤淳一郎, 横田力男 ; 第54回宇宙科学技術連合講演会講演集(CD-ROM), 2S04 (2010).
- 31) 横田力男 ; *MATERIAL STAGE*, **10**, (5), 3 (2010).
- 32) 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, JAXA-RM-10-013 (2011).
- 33) A. Mizutani, K. Kishida, K. Yokota, M. Tagawa, H. Shimamura, Y. Kimoto, M. Koga, H. Nishimura ; Extreme Ultraviolet Emission from a Carbon Dioxide Laser-Sustained Oxygen Plasma, 10th International Space Conference on Protection of Materials and Structures from the Space Environment (ICPMSE-10J) ・ Astrophysics and Space Science Proceedings (inprint)
- 34) 矢野敬一, 馬場尚子, 浦山文隆, 渡辺吉男 ; ひので光学望遠鏡における汚染解析評価, JAXA-RM-07-008 (2007).
- 35) 浦山文隆, 矢野敬一, 山中理代, 宮崎英治, 木本雄吾 ; 日本航空宇宙学会論文集**56**, 543 (2008).
- 36) 浦山文隆, 板東貴政, 鹿野良平, 原 弘久, 成影典之, 板尾太郎 ; 日本航空宇宙学会論文集, **56**, 536 (2008).
- 37) Y. Kimoto, K. Yano, J. Ishizawa, E. Miyazaki, I. Yamagata ; *Journal of Spacecraft and Rockets*, **46**, 22 (2009).
- 38) N. Baba, Y. Kimoto ; *Journal of Spacecraft and Rockets*, **46**, 33 (2009).
- 39) 木本雄吾, 宮崎英治, 山中理代 ; 第53回宇宙科学技術連合講演会講演集(CD-ROM), 2E04 (2009).
- ~~~~~