

宇宙航空研究開発機構研究開発資料
JAXA Research and Development Memorandum

真空複合環境試験設備 ハンドブック
Handbook of the Combined Space Effects Test Facility

島村 宏之, 馬場 勸, 宮崎 英治

Hiroyuki SHIMAMURA, Susumu BABA and Eiji MIYAZAKI

研究開発本部 電子部品・デバイス・材料グループ
Electronic Devices and Materials Group,
Aerospace Research and Development Directorate

2011年1月

January 2011

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1. はじめに.....	2
2. 真空複合環境試験設備の概要.....	3
2.1. 全体像及び仕様.....	3
2.2. 照射チャンバの真空圧力.....	4
2.3. 標準サンプル形状、搭載サンプル数、サンプル搭載エリア.....	4
2.4. 照射チャンバの構成.....	6
3. AO 照射試験.....	7
3.1. AO 生成原理.....	7
3.2. AO ビーム速度.....	7
3.3. AO フルエンス及びフラックス計算.....	8
3.4. AO フラックス範囲.....	9
3.5. サンプルトレイ内の AO フラックス分布.....	9
3.6. AO 照射中に発生する UV.....	10
3.7. コンタミネーションの発生.....	10
4. VUV 照射試験.....	11
4.1. VUV 光源及び光路.....	11
4.2. VUV フラックス及びフルエンス計算.....	13
4.3. VUV フラックス範囲.....	14
4.4. サンプルトレイ内の VUV フラックス分布.....	15
5. 電子線照射試験.....	16
5.1. EB 線源及びビーム経路.....	16
5.2. 吸収線量及び線量率計算.....	16
5.3. 線量率範囲.....	17
5.4. サンプルトレイ内の線量率分布.....	18
5.5. EB 照射によるサンプルトレイの温度上昇.....	19
5.6. Geant4 による EB エネルギー分布の計算.....	20
6. 同時複合照射試験.....	21
6.1. 真空複合環境試験設備で模擬可能な宇宙環境.....	21
6.2. 同時複合照射下における各ビームの強度計測.....	22
6.2.1. AO フルエンス及びフラックス.....	22
6.2.2. VUV フルエンス及びフラックス.....	23
6.2.3. 吸収線量及び線量率.....	23
7. おわりに.....	24
謝辞.....	24
参考文献.....	25

真空複合環境試験設備 ハンドブック*

島村 宏之^{*1}、馬場 勸^{*1}、宮崎 英治^{*1}

Handbook of the Combined Space Effects Test Facility*

Hiroyuki SHIMAMURA^{*1}, Susumu BABA^{*1} and Eiji MIYAZAKI^{*1}

Abstract

Equipped with atomic oxygen (AO), vacuum ultraviolet (VUV), and electron beam (EB) sources, the Combined Space Effects Test Facility can irradiate these beams singularly or simultaneously into a chamber under a high vacuum. The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) has conducted numerous irradiation tests on space materials using the facility to evaluate the materials' durability in the space environment. This document describes the facility's specifications, each beam source, and the current irradiation performances.

Key words: space environment, atomic oxygen (AO), vacuum ultraviolet (VUV), electron beam (EB), irradiation test

概要

真空複合環境試験設備(Combined Space Effects Test Facility)は、高真空下で原子状酸素(AO: Atomic Oxygen)、真空紫外線(VUV: Vacuum Ultraviolet)、電子線(EB: Electron Beam)の単独または同時複合照射試験ができる設備である。宇宙航空研究開発機構(JAXA: Japan Aerospace Exploration Agency)では、これまで当設備を使用して数多くの照射試験を実施し、宇宙用材料の耐宇宙環境性について評価してきた。本資料では、真空複合環境試験設備の仕様、各ビームの生成原理、現状の照射能力等について述べる。

* 平成 22 年 11 月 4 日受付 (Received 4 November 2010)

*1 研究開発本部 電子部品・デバイス・材料グループ

Electronic Devices and Materials Group, Aerospace Research and Development Directorate

1. はじめに

宇宙空間には、原子状酸素(AO: Atomic Oxygen)、紫外線(UV: Ultraviolet)、放射線、熱サイクル・熱負荷、高真空等、材料の性能を低下させる多くの環境因子が存在する[1-5]。特に高分子材料はこれら宇宙環境因子の影響を強く受け、宇宙環境曝露された高分子材料の熱光学特性(太陽光吸収率、赤外放射率)、機械特性等は大きく劣化することが知られている[1-12]。そのため、宇宙機の材料設計において、使用する材料の宇宙環境曝露による性能低下を事前に評価し、ミッション期間中における劣化の程度を見積もることは極めて重要となる。

宇宙環境曝露による材料劣化評価では、軌道上材料曝露実験や地上設備を用いた宇宙環境模擬実験(地上模擬試験)が行われてきた。軌道上材料曝露実験により得られた材料劣化データは、実宇宙環境が材料に与える影響を知ることで重要なデータである。しかし、軌道上材料曝露実験には膨大な費用と時間を要する。さらに、実宇宙環境に曝露した材料は、多くの宇宙環境因子の複合的な影響を受ける。よって、宇宙環境曝露による材料劣化の根本的な要因を解明するには、個々の宇宙環境因子を分離した試験、または、任意の宇宙環境因子を抽出した試験等の地上模擬試験が必要である。

宇宙航空研究開発機構(JAXA: Japan Aerospace Exploration Agency)では、筑波宇宙センターに設置されている真空複合環境試験設備(Combined Space Effects Test Facility)を用いて、多くの宇宙用材料の地上模擬試験を実施してきた[13-16]。当設備は、AO、真空紫外線(VUV: Vacuum Ultraviolet)、電子線(EB: Electron Beam)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及び同時複合照射試験を実施することができる。

本資料では、真空複合環境試験設備の仕様、各ビームの生成原理、現状の照射能力等について述べる。当設備を用いた地上模擬試験を計画しているユーザに本資料を活用していただければ幸いである。

2. 真空複合環境試験設備の概要

2.1. 全体像及び仕様

真空複合環境試験設備は宇宙環境を模擬し、材料の宇宙環境曝露による劣化特性を明らかにすることを目的として、平成 10 年、筑波宇宙センター研究開発棟地下 1 階に整備された。

真空複合環境試験設備主要部の外観及び構成概略図を図 2-1 に示す。当設備主要部はサンプル導入室 (Sample Induction Chamber) (以下、「導入室」と呼ぶ。)、及び、照射チャンバ (Irradiation Chamber) で構成され、各チャンバはゲート弁で仕切られている。また、各チャンバには、真空ポンプが装備されている。導入室は、サンプルを出し入れする際のエアロックとして機能する。照射チャンバは、AO、VUV、EB の 3 つのビーム源を装備しており、これらビームの単独または同時複合照射が可能である。当設備の仕様を表 2-1 に示す。

真空複合環境試験設備を使用した照射試験では、サンプルを専用のトレイに搭載する。そして、導入室のみを大気圧に戻した後、サンプルトレイを導入室内の真空搬送機にセットする。導入室を真空排気し、他のチャンバと同等の高真空状態になった後にゲート弁を開ける。続いて、真空搬送機により、サンプルトレイを照射チャンバまで移動させ、規定の位置にセットし、照射試験を開始する。照射試験後、サンプルトレイを導入室まで搬送し、ゲート弁を閉める。導入室のみを大気圧に戻し、サンプルトレイを取り出す。以上の運用により、照射チャンバは、常時、超高真空状態が維持される。

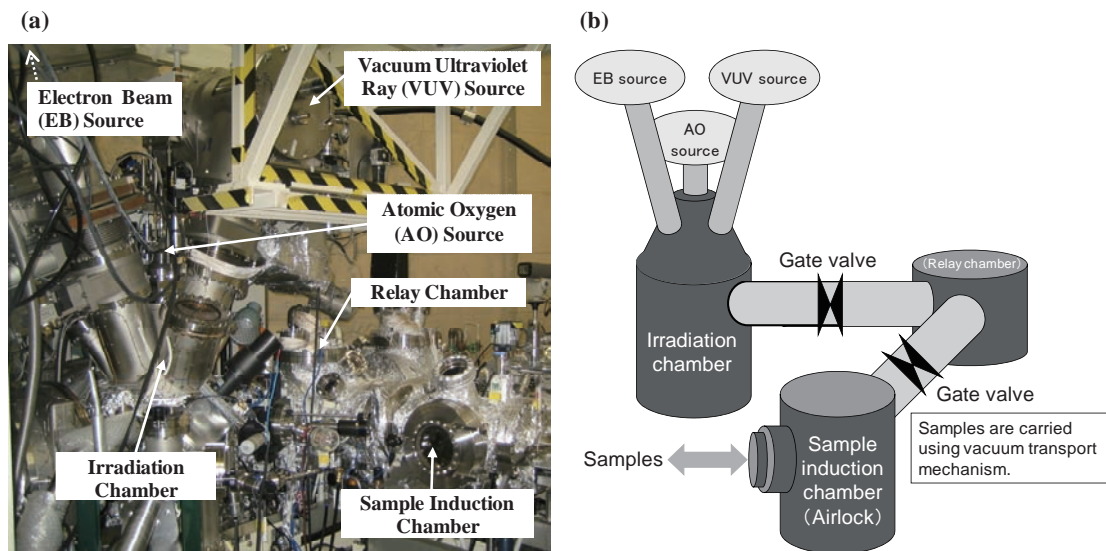


図 2-1 真空複合環境試験設備主要部の (a) 外観、(b) 構成概略図

表 2-1 真空複合環境試験設備の仕様

項目	仕様
照射チャンバの 真空圧力	10^{-5} Pa 以下 (AO 照射時: 10^{-3} – 10^{-2} Pa)
標準サンプル形状 及び 搭載サンプル数	標準サンプル形状: $25\text{ mm}^{\phi} \times$ 最大 3 mm^{\dagger} 有効照射エリア: 1 サンプルにつき 20 mm^{ϕ} (3.14 cm^2) 搭載可能な最大サンプル数: 18 (モニタ材を含む)
AO 照射装置	AO 生成方式: レーザデトネーション法 レーザ装置: パルス CO_2 レーザ レーザ光波長: $10.6\text{ }\mu\text{m}$ レーザ光出力: ca. 10 J/pulse パルスレート: 12 Hz AO ビーム速度: ca. 8 km/s (並進エネルギー: ca. 5 eV) AO フラックス (f_{AO}): 5×10^{15} – $1 \times 10^{16}\text{ atoms/cm}^2\text{ s}$
VUV 照射装置	光源: 30 W 重水素ランプ (48 本) ランプカレント: 250 – 350 mA 管電圧: 70 – 90 V VUV フラックス (f_{VUV}): 0.2 – 0.25 mW/cm^2 (波長 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 線量率: 0.003 – 0.06 kGy/s (加速電圧: 200 kV) 0.01 – 0.17 kGy/s (加速電圧: 500 kV)
サンプル温度制御	温度制御点: 温度制御ブロック 温度制御範囲: -150 – $80\text{ }^{\circ}\text{C}$

2.2. 照射チャンバの真空圧力

照射チャンバは、ターボ分子ポンプ及びロータリーポンプに加え、2 台のクライオポンプを装備しており、超高真空下 (10^{-5} Pa 以下) での照射試験が可能である。AO 照射時には、照射チャンバ内に多量の酸素ガスが導入されるため、照射チャンバの真空圧力は 10^{-3} – 10^{-2} Pa 程度まで上昇する。

2.3. 標準サンプル形状、搭載サンプル数、サンプル搭載エリア

標準的なサンプル形状は $25\text{ mm}^{\phi} \times$ 最大 3 mm^{\dagger} である。サンプルトレイには、標準形状のサンプルをセットすることのできるホルダが 18 個 (ホルダ No. 1–18) 搭載されている。サンプルトレイの外観を図 2-2 に示す (図中の数字はホルダ No.)。サンプルトレイの中央には、AO 照射時にレーザの光

路となる穴が開いている。なお、AO 及び EB 照射試験では、照射量計測のためのモニタ材を搭載する。通常、AO 照射試験ではホルダ No. 6 と 18、EB 照射試験ではホルダ No. 9 と 10 にモニタ材を搭載する。

標準形状のサンプルは、袋ナット状のキャップによりサンプルトレイに固定される。このキャップには 20 mm ϕ の窓が開いており、この窓の領域のみが照射される。すなわち、25 mm ϕ のサンプルにおいて、表面中央付近の 20 mm ϕ が有効照射エリア(面積: 3.14 cm²)であり、サンプルの外周は未照射部となる。

サンプルが標準形状ではない場合、アルミテープ等を用いてサンプルをサンプルトレイに固定することも可能である。サンプルの搭載可能エリアを図 2-3 に示す。図 2-3 においてサンプルトレイ端の灰色の領域には、サンプルを搭載することができない。また、AO 照射試験では、サンプルトレイ中心 35 mm ϕ の領域にも搭載できない。なお、搭載するサンプルの許容高さは 10 mm である。

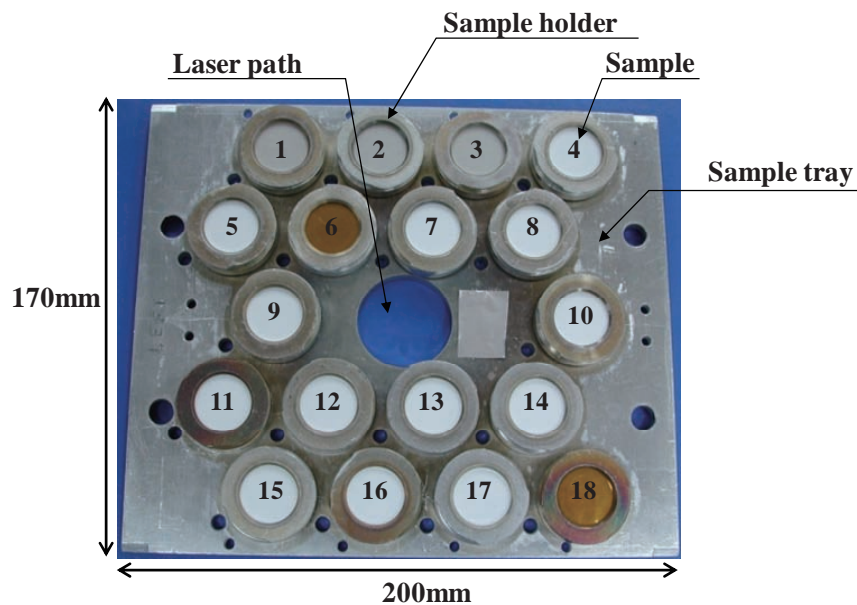


図 2-2 サンプルトレイの外観(数字はホルダ No.)

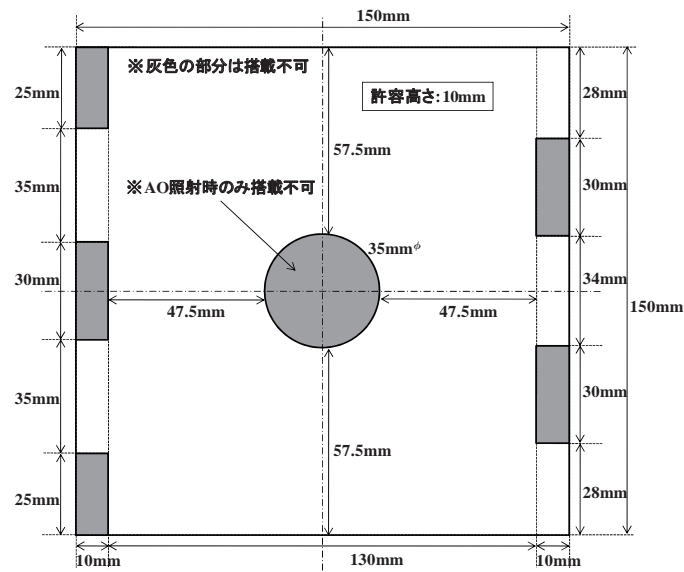


図 2-3 サンプルの搭載可能エリア

2.4. 照射チャンバの構成

照射チャンバの断面構成図を図 2-4 に示す。照射チャンバには、AO、VUV、EB のビーム源として、それぞれレーザ detonation 型 AO 照射装置、重水素 (D_2) ランプ、電子銃が装備されている。また、照射チャンバには直線導入機が組み込まれており、その先端には水晶振動子微小天秤 (QCM: Quartz Crystal Microbalance)、または、UV センサを設置する。サンプルトレイと直線導入機の距離は約 10 cm である。

導入室から照射チャンバに搬送されたサンプルトレイは、温度制御ブロックの上にセットされる。温度制御ブロックとの熱伝導により、サンプルトレイの温度を制御することができる。温度制御ブロックの加熱・冷却には窒素ガスを使用しており、加温機出力と窒素ガス流量を制御することにより目的の温度を達成する。

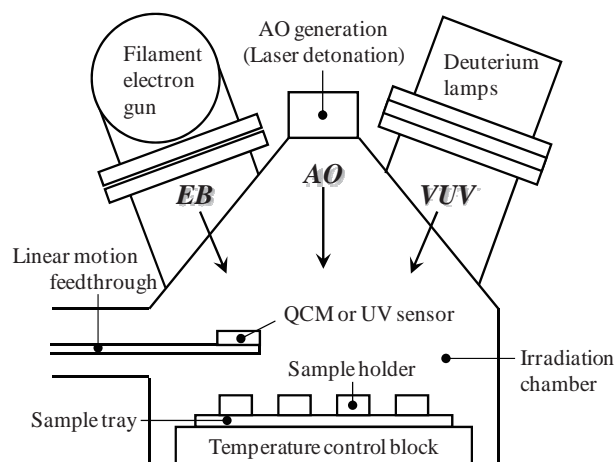


図 2-4 照射チャンバの断面構成図

3. AO 照射試験

3.1. AO 生成原理

真空複合環境試験設備に装備されているレーザデトネーション型 AO 照射装置のブロック図を図 3-1 に示す。この AO 照射装置はレーザ推進の原理を応用したものであり、Physical Sciences Inc. により開発された[17-19]。照射チャンバ上部に設置されたノズル内部に酸素ガスをパルス状に導入し、そこへガス導入と同期させた炭酸ガスレーザ光($\lambda=10.6 \mu\text{m}$ 、Laser power=約 10 J/pulse)を集光して入射する。すると、ノズルスロート部で酸素ガスのブレイクダウンが生じ、高温プラズマが生成する。高温プラズマはデトネーション波として伝播し、ノズル内部の酸素ガスが AO に解離する。さらに、プラズマの熱エネルギーは AO の運動エネルギーに変換され、高速の AO ビームがサンプルトレイに対しほぼ垂直に入射する。

AO 生成の確認には、ポリイミドを塗布した QCM を用いる。QCM は直線導入機の先端にセットする(図 2-4)。ポリイミドを塗布した QCM に AO が照射されると、AO の浸食によりポリイミドの質量が減少し、QCM の振動数は増加する。AO 照射試験中には、QCM の振動数変化を常にモニタし、AO が生成されていることを確認する。

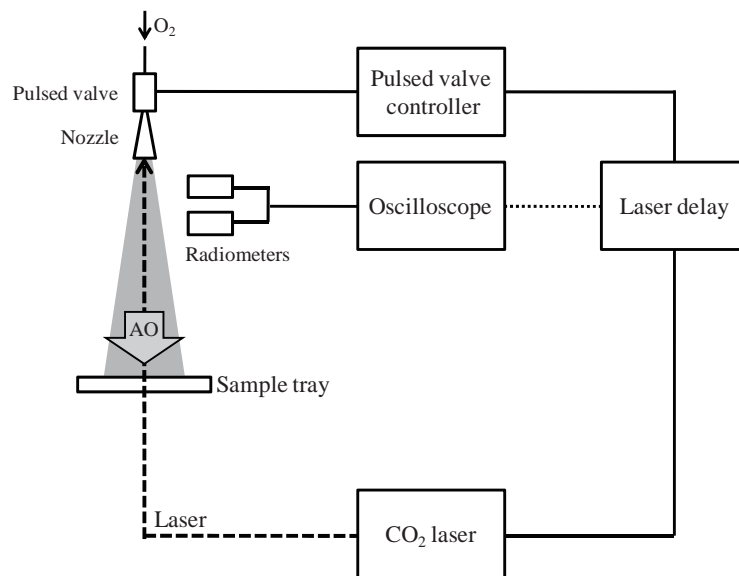


図 3-1 AO 照射装置のブロック図

3.2. AO ビーム速度

AO 照射中には、AO ビームに少量含まれる酸素イオン(O^+)と電子が結合して生成した AO のエネルギー遷移($\text{O}(^5\text{P}) \rightarrow \text{O}(^5\text{S})$)により、波長 777.4 nm の発光が生じる[17-20]。ノズルから 280.5、356.5 mm 離れた位置に設置された 2 台のラジオメータ(図 3-1)により、この遷移放射光を検出し、その時間差とラジオメータ間の距離(76 mm)から AO ビーム速度を求める。

オシロスコープにより表示したラジオメータの波形の例を図 3-2 に示す。AO ビーム速度は、酸素ガス導入と炭酸ガスレーザー光入射のタイミング設定により可変である。高度 200–600 km の低地球軌道 (LEO: Low Earth Orbit) における AO 環境 (AO の相対速度: 約 8 km/s) を模擬する場合には、波形のピーク間の時間が $9.4 \mu\text{s}$ ($76 \text{ mm}/9.4 \mu\text{s} \approx 8 \text{ km/s}$) になるように調整する。なお、図 3-2 の各波形において、Relative Time=10–20 μs に見られるスパイクはレーザー発振に伴うものである。

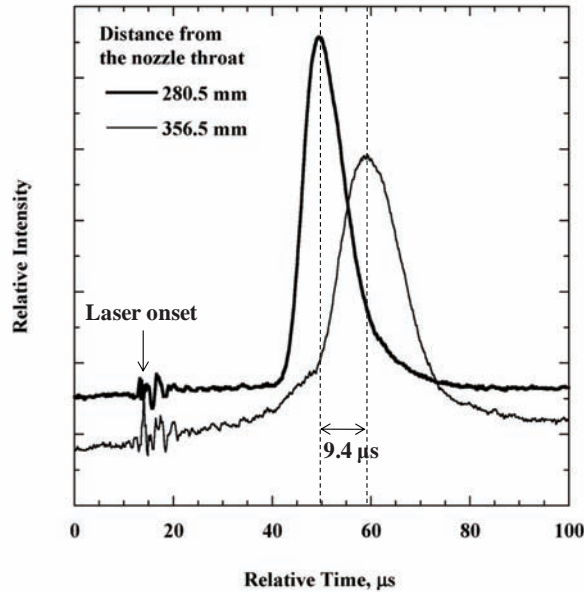


図 3-2 ラジオメータ波形の例 (検出光の波長: 777.4 nm)

3.3. AO フルエンス及びフラックス計算

単位面積当たりの AO 照射量を表す AO フルエンス (F_{AO} , atoms/cm²) は、サンプルと一緒にサンプルトレイに搭載した AO モニタ材 (Kapton H) の質量減少量 (Δm_K , g) から、以下の式を使用して計算する[21]。

$$F_{AO} = \frac{\Delta m_K}{A_K \rho_K E_{yK}} \quad (3-1)$$

ここで、 A_K は Kapton H の照射面積 (cm²)、 ρ_K は Kapton H の密度 (1.42 g/cm³)、 E_{yK} は Kapton H の反応効率 (Erosion yield) ($3.0 \text{ E-}24 \text{ cm}^3/\text{atom}$) である。反応効率とは、1 つの AO によりガス化して失われる体積であり、材料固有のパラメータである。

通常の実験では、サンプルトレイ内において AO 照射強度が最も高いホルダ No. 6 と最も低いホルダ No. 18 (図 3-3) に AO モニタ材 (Kapton H) を搭載する (ホルダ No. 6 には $50 \mu\text{m}^2$ 、ホルダ No. 18 には $25 \mu\text{m}^2$ の Kapton H を搭載する)。 F_{AO} の計算には、ホルダ No. 18 に搭載した Kapton H の質量減少量 Δm_K を用いる。すなわち、サンプルトレイ内部における F_{AO} の最低値をその照射試験の F_{AO} として採用する。一方、ホルダ No. 6 に搭載した Kapton H の Δm_K より計算した F_{AO} は参考値と

する。

なお、Kapton H ($25 \mu\text{m}^{\text{I}}$)により計測可能な F_{AO} の上限値を $6.0 \text{ E}20 \text{ atoms/cm}^2$ としている。 $F_{AO} > 6.0 \text{ E}20 \text{ atoms/cm}^2$ ではフィルムに穴が開き、 Δm_K が正確に計測できない可能性がある。よって、目標とする F_{AO} が $6.0 \text{ E}20 \text{ atoms/cm}^2$ 以上の試験では、試験の途中で随時 Kapton H を新しいものに取り換える。

単位面積当たりの AO 照射率を表す AO フラックス (f_{AO} , $\text{atoms/cm}^2/\text{s}$) は、(3-1) 式より計算した F_{AO} を照射時間 (t , s) で除することにより求める。

3.4. AO フラックス範囲

AO フラックス f_{AO} は炭酸ガスレーザーのミラー、パルスバルブ内のポペット等の劣化により変化する。これまでの実績において、レーザーのパルスレートが 12 Hz のときの f_{AO} は $5 \times 10^{15} - 1 \times 10^{16} \text{ atoms/cm}^2/\text{s}$ である。

3.5. サンプルトレイ内の AO フラックス分布

レーザーデトネーション型 AO 照射装置において、AO フラックス f_{AO} はノズルからの距離及びビーム軸からの距離に依存して変化し、ノズルまたはビーム軸に近いほど大きくなる傾向を示す[17-19]。真空複合環境試験設備において、ノズルとサンプルトレイ中心間の距離は 70 cm である。一方、ビーム軸からの距離はサンプルの搭載位置で変わるため、サンプルトレイ内で f_{AO} の分布が生じる。

サンプルトレイ内の AO フラックス f_{AO} 分布を図 3-3 に示す。図 3-3 に示した値は、サンプルトレイ内において最も f_{AO} が小さいホルダ No. 18 における値を 100% とした f_{AO} の相対強度である。ここで、ホルダ No. 1-18 の f_{AO} は、Kapton H を各ホルダに搭載して AO 照射した後、各 Kapton H の質量減少量 Δm_K より計算した。図 3-3 から分かるように、サンプルトレイ中心の穴を通るビーム軸に近い位置のホルダでは、 f_{AO} が高い値となる。 f_{AO} が最大となるのはホルダ No. 6 であり、ここでの f_{AO} はホルダ No. 18 における f_{AO} の約 133% である。なお、長時間の AO 照射試験時においても、 f_{AO} 分布の変化は小さい。

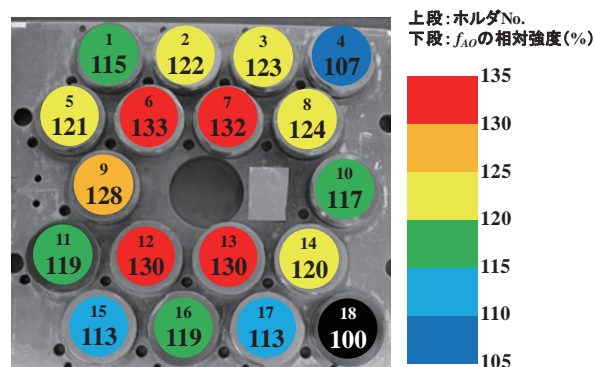


図 3-3 サンプルトレイ内の AO フラックス分布
(ホルダ No. 18 における f_{AO} を 100% とした相対強度)

3.6. AO 照射中に発生する UV

レーザドネーション型 AO 照射装置では、副産物として酸素プラズマから UV が発生することが知られている。酸素プラズマからの発光スペクトルの例を図 3-4 に示す[22, 23]。図 3-4 より、エネルギーの高い短波長の UV が発生していることが分かる。これまでに、真空複合環境試験設備の AO 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、当設備の AO 照射中においても、図 3-4 と同様の発光が生じていると考えられる。よって、UV に敏感な材料に対し当設備で AO 照射する場合には、副産物として発生した UV の影響に注意する必要がある。

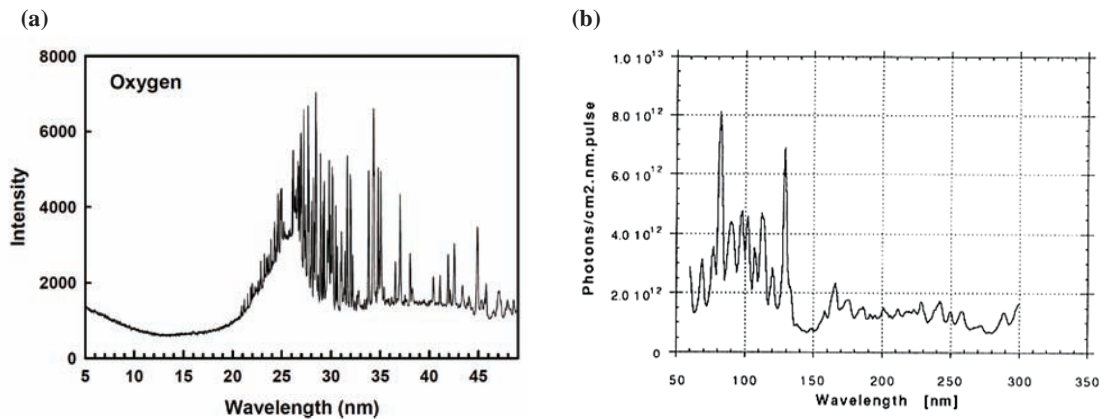


図 3-4 レーザドネーション法により生成した酸素プラズマからの発光スペクトル
(波長域: (a) 5–50 nm、(b) 50–300 nm) [22, 23]

3.7. コンタミネーションの発生

AO 照射したサンプル表面を XPS (X-ray Photoelectron Spectroscopy) や EPMA (Electron Probe Micro-Analyzer) 等を用いて定性分析すると、Fe、Ni、Cr、Mo、Cu、F 等のサンプルに含まれない元素が検出されることがある。これらは、設備由来のコンタミネーションと考えられ、AO 照射中にサンプル表面に堆積した可能性が高い。従って、AO 照射試験前後において、サンプル表面の高感度な成分分析、または、サンプルの光学スペクトル測定等を行う場合、コンタミネーションの堆積による影響が顕在化することがあるので注意を要する。

4. VUV 照射試験

4.1. VUV 光源及び光路

真空複合環境試験設備の VUV 光源には、48 本のヘッドオン型 30W 真空紫外 D₂ ランプ L2581 (浜松ホトニクス) を使用している。当 D₂ ランプの仕様を表 4-1 に示す。また、波長 120–200 nm における D₂ ランプの発光スペクトルと AM0 (Air Mass 0) 太陽光スペクトルの比較を図 4-1 に示す[24, 25]。D₂ ランプの発光スペクトルは、波長 160 nm 付近にピークを有する。また、波長 120–200 nm における D₂ ランプの発光強度は AM0 太陽光と比較して高い。

VUV の光路を図 4-2 に示す。照射チャンバの上部にはミラーチャンバ、ランプチャンバが設置されており、48 本の D₂ ランプはランプチャンバ内に取り付けられている (図 4-3)。D₂ ランプより発せられた VUV は、CaF₂ レンズ、Al+MgF₂ 反射ミラーにより集光され、MgF₂ 窓を通してサンプルトレイに照射される。また、D₂ ランプからの排熱を効率的にするため、ランプチャンバ及びミラーチャンバは Ar ガス雰囲気にする。

表 4-1 ヘッドオン型 30W 真空紫外 D₂ ランプ L2581 の仕様

項目	仕様	
窓材	MgF ₂	
窓材寸法 (mm)	25.4 ^φ × 1 ^t	
放射波長 (nm)	115–400	
放射開始電圧 Min. (Vdc)	350	
管電流 (mA _{dc})	300±30	
管電圧 Typ. (Vdc)	80	
光出力安定度	ドリフト Max. (%/h)	50±0.5
	フラツキ Max. (%p-p)	0.1
予熱	電圧 (V _{dc.ac})	10±1.0
	電流 (A _{dc.ac})	1.2
	時間 (s)	10–60
ヒータ定格	電圧 (V _{dc})	7±0.5
	電流 (A _{dc})	1
動作寿命 Min. (h)	500	

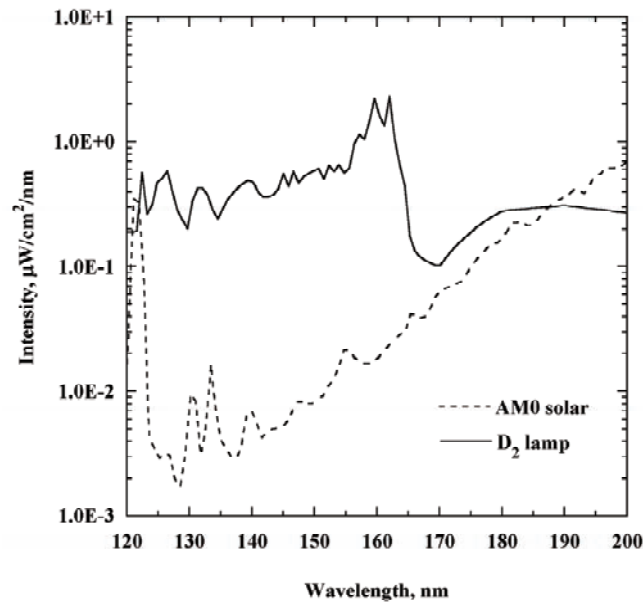


図 4-1 D₂ランプの発光スペクトル及び AM0 太陽光スペクトル[24, 25]

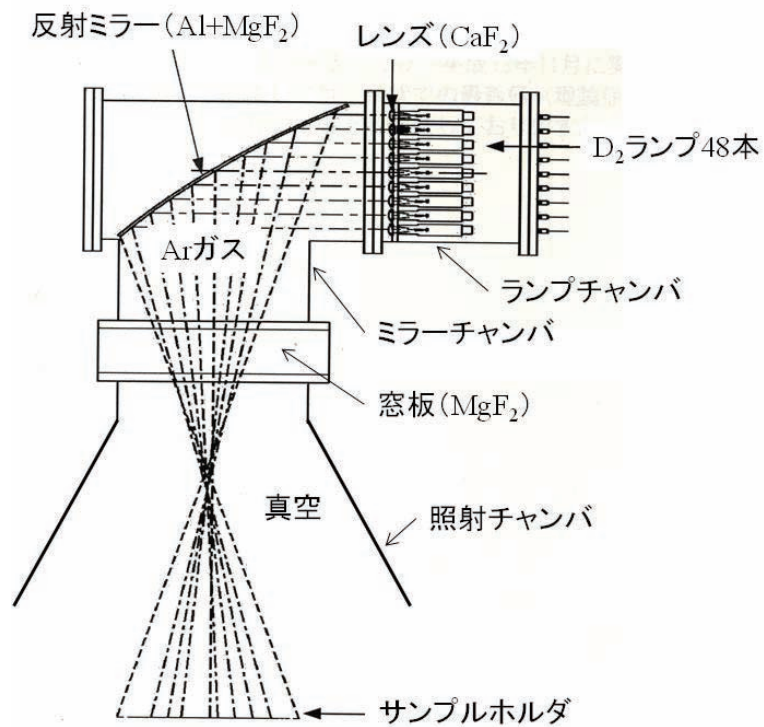


図 4-2 VUV の光路

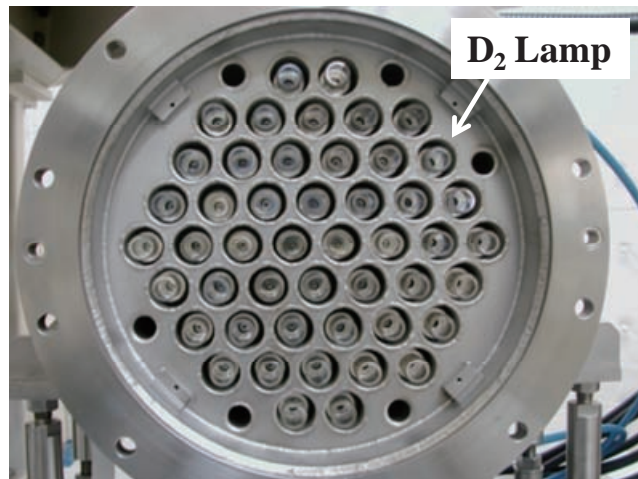


図 4-3 ランプチャンバにセットされた 48 本の D₂ ランプ

4.2. VUV フラックス及びフルエンス計算

VUV フラックス (f_{VUV} , mW/cm^2) の算出方法を以下に述べる。まず、D₂ ランプの発光スペクトル (図 4-1) と光路中の減衰量 (CaF₂ レンズの透過率、Ar ガスの透過率、Al+MgF₂ ミラーの反射率、MgF₂ 窓の反射率等) から、サンプルトレイ上での VUV スペクトル (波長 120–200 nm) を見積もる。そして、ダイヤモンド VUV センサ (岩崎電気) (図 4-4) で実測したサンプルトレイ上における VUV 強度 (波長 140–227 nm) により、VUV スペクトルを補正する。このとき、ダイヤモンド VUV センサの分光感度を考慮する。以上の方法により求めたサンプルトレイ上における VUV スペクトルの例 (ランプカレントレベル (4.3. 参照) = 5、ダイヤモンド VUV センサ測定値 = 5.37 nA) を図 4-5 に示す。得られた VUV スペクトルの波長 120–200 nm における積分強度を f_{VUV} とする。

ダイヤモンド VUV センサを用いた f_{VUV} 計測は、VUV 照射試験前に行う。サンプルトレイを照射チャンバに搬入する前、つまり、照射チャンバにサンプルがない状態のとき、直線導入機の先端に取り付けたダイヤモンド VUV センサ (図 2-4) をサンプルトレイがセットされる位置の上部 (ホルダ No. 4 の上部付近) へ移動させる。そして、VUV 照射を行い、上記の方法により f_{VUV} を計算する。 f_{VUV} 計測の後、サンプルトレイを照射チャンバへ搬送し、照射試験を開始する。このとき、ダイヤモンド VUV センサは、VUV の光路外 (サンプルトレイと重ならない位置) に移動させ、この位置で VUV 強度をモニタする。照射試験が終了し、サンプルトレイを照射チャンバから搬出した後、ダイヤモンド VUV センサをサンプルトレイがセットされた位置の上部 (ホルダ No. 4 の上部付近) へ移動させる。そして、 f_{VUV} 計測を再度行い、 f_{VUV} が照射前と同等であることを確認する。これまでに実施した VUV 照射試験では、照射中の VUV 強度は非常に安定しており、照射前後の f_{VUV} はほぼ同等の値となっている。

VUV フルエンス (F_{VUV} , mJ/cm^2) は、VUV 照射試験前に求めた f_{VUV} に照射時間 (s) を掛けることにより計算する。

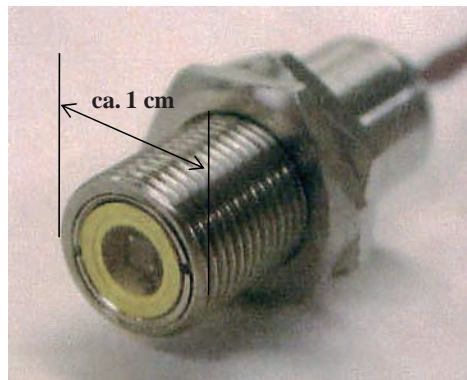


図 4-4 ダイヤモンド VUV センサ外観

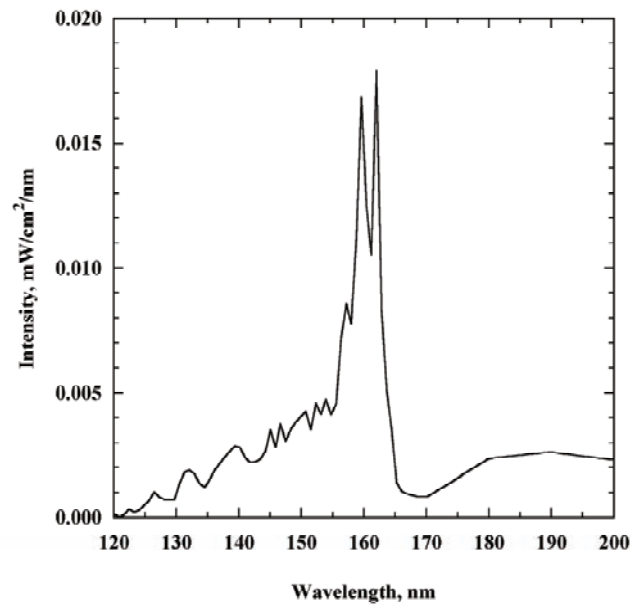


図 4-5 サンプルトレイ上における VUV スペクトル
 (ランプカレントレベル=5、ダイヤモンド VUV センサ測定値=5.37 nA)

4.3. VUV フラックス範囲

VUV フラックス f_{VUV} は、 D_2 ランプのランプカレントを調整することにより可変である。ランプカレントは、250–350 mA の範囲で 10 段階(ランプカレントレベル=0–9)変化させることができる。 f_{VUV} とランプカレントレベルの関係を図 4-6 に示す。ランプカレントレベルの増加に伴い、 f_{VUV} は 0.2–0.25 mW/cm^2 の範囲で変化する。

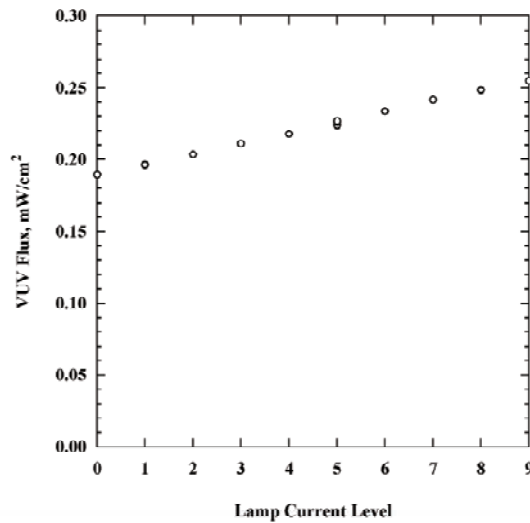


図 4-6 VUV フラックスとランプカレントレベルの関係

4.4. サンプルトレイ内の VUV フラックス分布

サンプルトレイ内の VUV フラックス f_{VUV} 分布を図 4-7 に示す。4.2. で述べたように、ダイヤモンド VUV センサによる f_{VUV} 計測はホルダ No. 4 の上部付近で計測する。そこで、図 4-7 には、ホルダ No. 4 における値を 100% とした f_{VUV} の相対強度を示した。ホルダ No. 1-18 における f_{VUV} の測定には、三酢酸セルロース (CTA: Cellulose Triacetate) 線量計 FTR-125 (富士フィルム) を用いた。まず、CTA 線量計の吸光度と VUV フルエンス F_{VUV} の関係を実験的に確認した。そして、各ホルダに CTA 線量計を搭載して VUV 照射した後、CTA 線量計の吸光度から F_{VUV} を求めた。続いて、 F_{VUV} を照射時間で除することにより各ホルダにおける f_{VUV} を計算した。図 4-7 より、サンプルトレイ内における f_{VUV} の分布は $\pm 25\%$ 程度であり、ホルダ No. 4 から離れた位置 (ホルダ No. 11、15) の f_{VUV} が特に小さいことが分かる。なお、いずれのランプカレントレベルにおいても図 4-7 とほぼ同等の分布を示し、VUV 照射時間に伴う分布の変化は小さい。

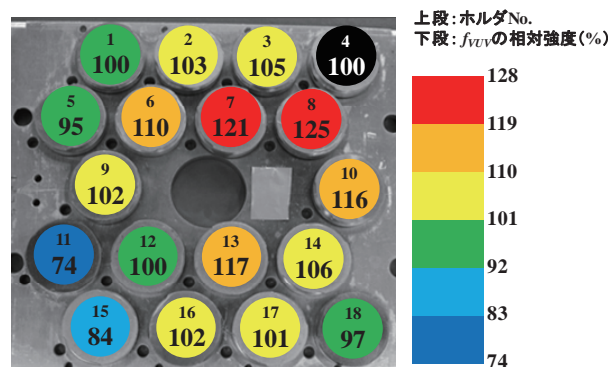


図 4-7 サンプルトレイ内の VUV フラックス分布
(ホルダ No. 4 における f_{VUV} を 100% とした相対強度)

5. 電子線照射試験

5.1. EB 線源及びビーム経路

真空複合環境試験設備のEB線源には、電子銃EPS-500(日新電機)をベースとしたものを使用している。フィラメントを加熱することにより発生した熱電子を加速管により加速し、照射チャンバ上部のポートからサンプルトレイへ入射させる[26]。そして、EBをX-Y走査(発振周波数X: 111 Hz、Y: 200 Hz)することにより、サンプルトレイ全面に照射する。

EBのビーム経路上には、フィラメントが設置されているチャンバと照射チャンバの真空隔壁となるCuメッシュ/Ti箔が2枚、そして、これらには大気層が存在する(図5-1)。Cuメッシュ/Ti箔及び大気層によりEBは散乱・減衰するため、線源での加速電圧とサンプルトレイ上でのEBエネルギーは一致しない。ビーム経路上の散乱・減衰を考慮して推定したサンプルトレイ上でのEBエネルギーについては、5.6.を参照されたい。

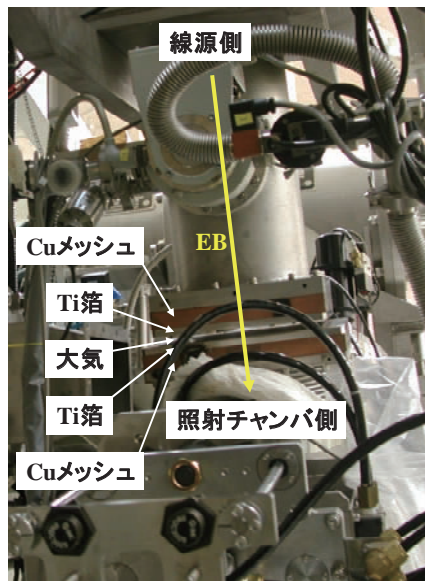


図 5-1 EB のビーム経路

5.2. 吸収線量及び線量率計算

吸収線量(kGy)の測定には、フィルム状のCTA線量計FTR-125(0.125 mm^l)を用いる。CTA線量計による測定は、波長280 nmの光の吸光度が吸収線量に比例して増加することに基づいている。図5-2に、EBに対する波長280 nmの吸光度増加分(ΔA)と吸収線量の関係を示す[27]。CTA線量計は、150 kGy付近まで線量に比例するレスポンスを有する。

通常の実験では、ホルダ No. 10 に CTA 線量計を複数枚積層して搭載する。照射試験後、最表面(線源側)の CTA 線量計の吸光度より吸収線量を求める。なお、ホルダ No. 10 での吸収線量は、サンプルトレイ内における吸収線量の平均値とほぼ同等である(図 5-4)。

線量率 (kGy/s) は、CTA 線量計により求めた吸収線量 (kGy) を照射時間 (s) で除することより計算する。

CTA 線量計の有効測定範囲は、10–150 kGy としている。これより低線量の試験では、過去の照射試験における線量率から算出した照射時間制御による推定照射となる。一方、高線量の試験では、有効測定範囲毎に CTA 線量計を交換する。

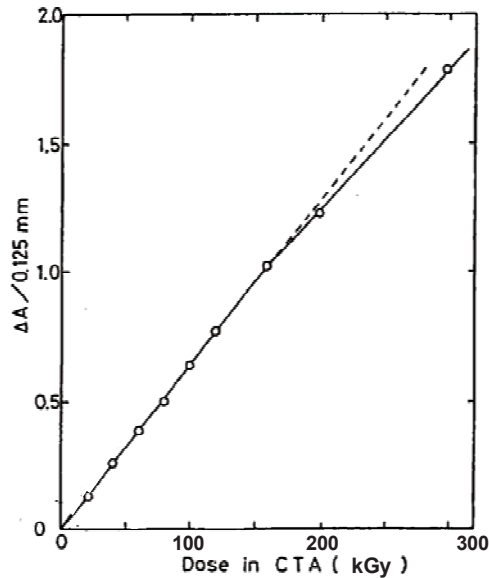


図 5-2 EB に対する波長 280 nm の吸光度増加分 (ΔA) と吸収線量の関係[27]

5.3. 線量率範囲

線量率は、加速電圧及び線源電流を調整することにより可変である。加速電圧は 200–500 kV、線源電流は 0.1–2.0 mA の範囲で調整することができる。加速電圧が 200、500 kV のときの線源電流と線量率の関係を図 5-3 に示す。線量率は線源電流に比例して増加し、加速電圧が 200 kV のときは 0.003–0.06 kGy/s、500 kV のときは 0.01–0.17 kGy/s の範囲で変化する。

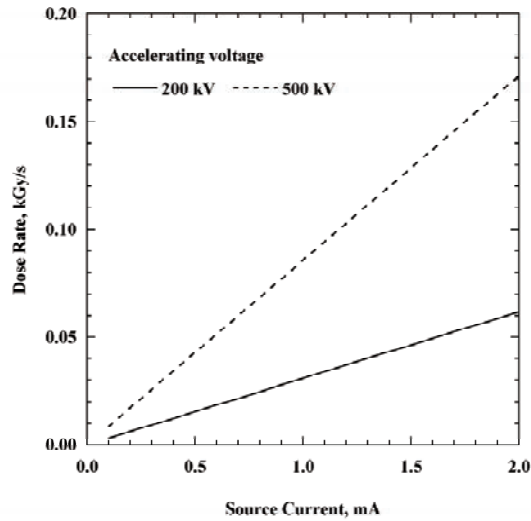


図 5-3 線源電流と線量率の関係

5.4. サンプルトレイ内の線量率分布

サンプルトレイ内の線量率分布(加速電圧: 200、500 kV)を図5-4に示す。図5-4に示した値は、ホルダ No. 10 における線量率を 100%とした相対強度である。ここで、ホルダ No. 1-18 における線量率は、各ホルダに CTA 線量計を搭載して EB 照射した後、CTA 線量計の吸光度変化より求めた吸収線量を照射時間で除することにより求めた。加速電圧が 200 kV のとき、サンプルトレイ内における線量率分布は約±15%である。一方、加速電圧が 500 kV のときの分布は約±10%であり、加速電圧が大きいほど分布が小さくなる傾向がある。また、これら線量率分布の線源電流及び照射時間依存性は小さい。なお、いずれの加速電圧のときも、ホルダ No. 10 における線量率は、サンプルトレイ内における線量率の平均値とほぼ一致する。

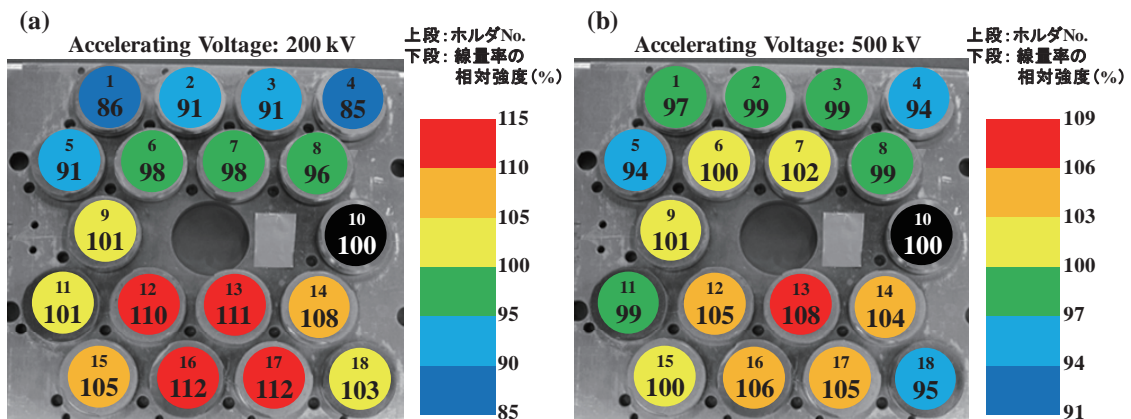


図 5-4 サンプルトレイ内の線量率分布(加速電圧: (a) 200、(b) 500 kV)

5.5. EB 照射によるサンプルトレイの温度上昇

EB 照射によるサンプルトレイの温度上昇について表 5-1 にまとめる。表 5-1 の結果は、トレイ内において線量率が低いホルダ No. 4 と線量率が高いホルダ No. 13 (図 5-4) にカプトンテープを用いて貼り付けた熱電対により測定した。表 5-1 から分かるように、EB 照射によりサンプルトレイの温度が上昇するのは、加速電圧が 500 kV、線源電流が 2 mA の条件のみである。この条件における EB 照射中のサンプルトレイ温度変化を図 5-5 に示す。EB 照射開始直後に、ホルダ No. 4、13 の温度は上昇する。しかし、照射開始から約 20 分以降においては、温度上昇が非常に小さく、ほぼ一定の温度が維持される。

表 5-1 EB 照射によるサンプルトレイの温度上昇

加速電圧, kV	線源電流, mA	照射時間, min	ホルダ No.	照射前温度, °C	照射後温度, °C	温度上昇, °C
500	2	60	4	20	27	7
			13	20	36	16
	0.2	35	4	23	23	0
			13	23	23	0
200	2	45	4	21	21	0
			13	21	21	0

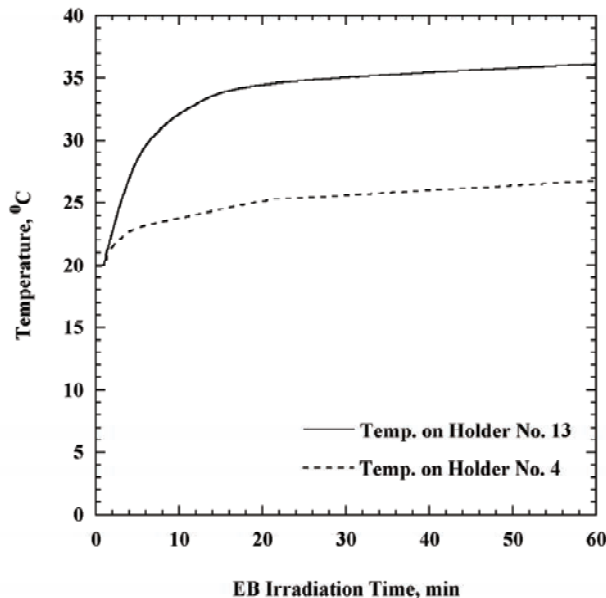


図 5-5 EB 照射中におけるサンプルトレイの温度上昇 (加速電圧: 500 kV、線源電流: 2 mA)

5.6. Geant4 による EB エネルギー分布の計算

5.1.に述べたように、EB のビーム経路上には Cu メッシュ/Ti 箔及び大気層が存在し、これらによりEBは散乱・減衰するため、線源での加速電圧とサンプルトレイ上でのEBエネルギーは一致しない。そこで、粒子輸送計算コード(Geant4: Geometry and Tracking 4) [28]を用いて、サンプルトレイ上におけるEBエネルギー分布の計算を試みた[29]。なお、Geant4によりサンプルトレイ内における線量率分布を計算したところ、計算結果は実験結果(図5-4)とほぼ一致した[30]。

サンプルトレイ(ホルダ No. 10)に入射した1次電子、2次電子、X線 γ 線のエネルギー分布のGeant4による計算結果(加速電圧:200、500 kV)を図5-6に示す。いずれの加速電圧においても、ホルダ No. 10に入射する粒子の大部分が1次電子である。また、加速電圧が200 kVの場合は120–140 keVに、500 kVの場合は460–480 keVにエネルギーのピークがある。

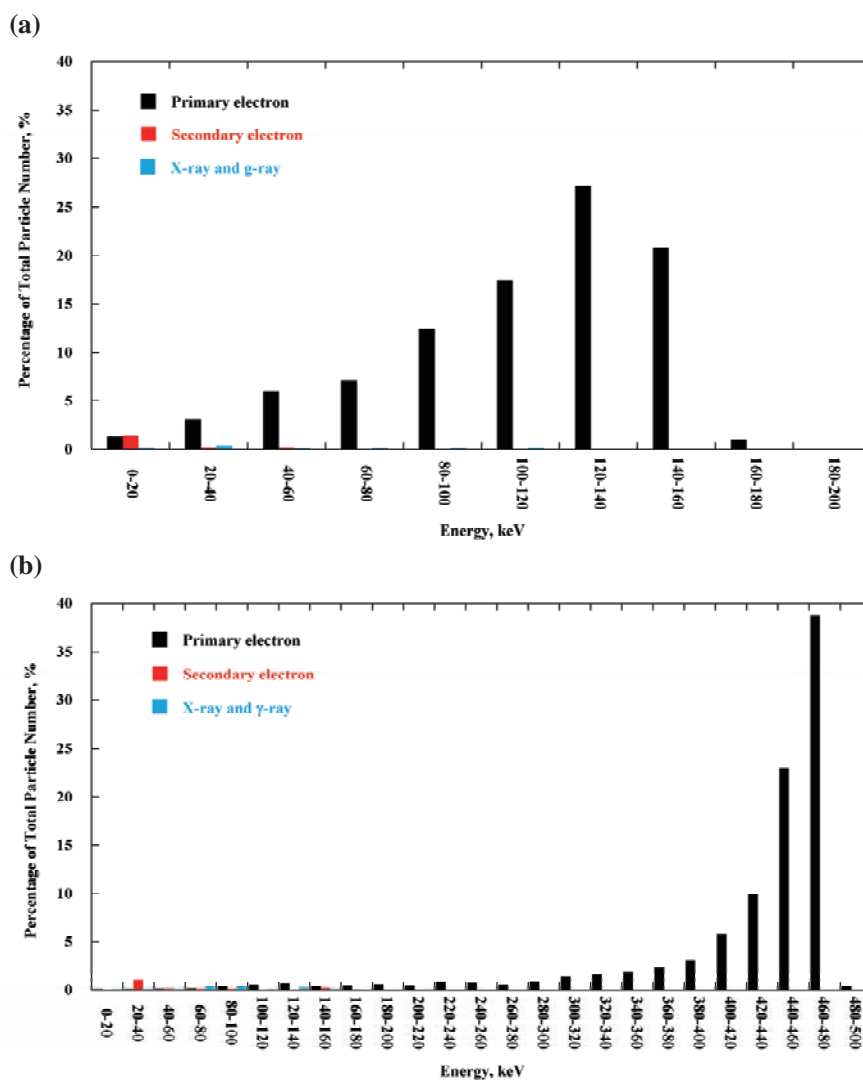


図 5-6 サンプルトレイ(ホルダ No. 10)に入射した1次電子、2次電子、X線 γ 線のエネルギー分布(Geant4による計算)(加速電圧: (a)200、(b)500 kV)

6. 同時複合照射試験

6.1. 真空複合環境試験設備で模擬可能な宇宙環境

これまで述べてきた通り、真空複合環境試験設備は AO、VUV、EB の 3 つのビーム源を装備しており、高真空下でこれらビームの単独または同時複合照射が可能である。ある宇宙環境を模擬した同時複合照射試験を実施する場合、各ビームの加速率を同等にする必要がある。ここで、加速率は以下の式で表わされる。

$$\text{加速率} = \frac{\text{真空複合環境試験設備のビームフラックス}}{\text{宇宙環境におけるフラックス}}$$

図 5-7 は、高度 300–800 km の宇宙環境に対する各ビームの加速率を示したものである。ここで、高度 300–800 km の宇宙環境における AO フラックス f_{AO} 、VUV フラックス f_{VUV} 、線量率は、SEES (Space Environment and Effects System) [31] を用いて計算した。SEES より、2009 年 7 月 25 日から 2010 年 4 月 20 日に宇宙機(軌道傾斜角: 51.6 °)が受ける AO フルエンス F_{AO} 、VUV フルエンス F_{VUV} 、吸収線量を求め、それらを曝露期間(259 日)で除することにより各ビームのフラックスを求めた。なお、SEES により計算した曝露期間は、電子部品・デバイス・材料グループが実施した軌道上材料曝露実験(JEM/MPAC&SEED: Japan Experiment Module/Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device) [32] を参考にした。

表 2-1 に示した通り、真空複合環境設備における f_{AO} 、 f_{VUV} 、線量率は、それぞれ $5 \times 10^{15} - 1 \times 10^{16}$ atoms/cm²s、0.2–0.25 mW/cm²、0.003–0.17 kGy/s である。一方、高度 300–800 km の宇宙環境において、 f_{AO} は高度の増加とともに減少する。そのため、真空複合環境試験設備における AO ビームの加速率は高度の増加に伴い上昇することとなる。また、宇宙環境における f_{VUV} の高度変化は小さいため、VUV ビームの加速率はいずれの高度においてもほぼ同等となる。一方、線量率は高度の増加に伴い徐々に増加するため、EB の加速率は高度の増加と共に小さくなる。

図 6-1 から分かるように、高度 350km 付近の宇宙環境に対して、真空複合環境試験設備の AO ビームと VUV ビームの加速率はほぼ同等となる。すなわち、真空複合環境試験設備により、この高度の宇宙環境を模擬した AO+VUV 照射(AO と VUV の同時複合照射試験)が可能である。また、高度 600–800 km の宇宙環境に対して AO ビームと EB の加速率が同等となり、この高度域の宇宙環境を模擬した AO+EB 照射を実施することができる。しかし、現在の真空複合環境試験設備の照射能力では、いずれの高度の宇宙環境に対しても AO、VUV、EB の全てのビームの加速率は一致しない。今後、任意の宇宙環境を模擬した AO+VUV+EB 照射試験が実施できるよう、各ビームのフラックス調整可能範囲を拡大する方針である。

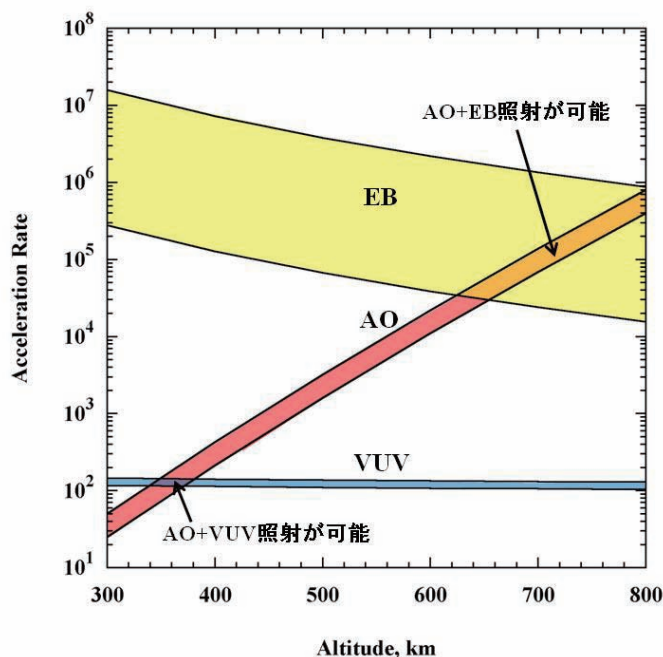


図 6-1 高度 300–800 km の宇宙環境に対する各ビームの加速率

6.2. 同時複合照射下における各ビームの強度計測

6.2.1. AO フルエンス及びフラックス

3.3.で述べたように、AO フルエンス F_{AO} 及びフラックス f_{AO} は、ホルダ No. 18 に搭載した AO モニタ材 (Kapton H) の質量減少量 Δm_K から計算される。よって、同時複合照射下において F_{AO} 及び f_{AO} を正確に計測するには、AO による Kapton H の質量減少に対する VUV 及び EB の影響を極力少なくする必要がある。

AO によるポリイミドの質量減少に対して、EB はほとんど影響しないことがこれまでの研究により分かっている[13, 16]。よって、AO+EB 照射試験における F_{AO} 及び f_{AO} は、AO 単独照射の場合と同様、ホルダ No. 18 に搭載した Kapton H の Δm_K より計算する[13, 16]。

一方、UV は AO によるポリイミドの質量減少を加速させるという報告がある[33]。よって、VUV を含む同時複合照射試験では、VUV の影響を無視できる位置に搭載した AO モニタ材より F_{AO} 、 f_{AO} を見積もる必要がある。図 6-2 に、AO+VUV 及び AO+VUV+EB 照射における AO モニタ材の搭載位置を示す。なお、AO モニタ材は直線導入機により当該位置まで搬送する。図 6-1 に示した AO モニタ材搭載位置 (同時複合照射時) での VUV 照射強度は非常に小さく、この位置に搭載したポリイミドの AO による質量減少に対して VUV の影響はない[14–16]。また、当該位置とホルダ No. 18 に搭載した Kapton H の Δm_K を比較したところ、ホルダ No. 18 に搭載した方が 2.65 倍大きい値となった[15]。以上より、AO+VUV、AO+VUV+EB 照射試験における F_{AO} は、AO モニタ材搭載位置 (同時複合照射時) にセットした Kapton H の質量減少量 ($\Delta m_K'$) より、以下の式を用いて計算する[15]。

$$F_{AO} = 2.65 \frac{\Delta m_K'}{A_K \rho_K E_{yK}} \quad (6-1)$$

また、(6-1)式より求めた F_{AO} から(3-2)式を用いて f_{AO} を計算する。

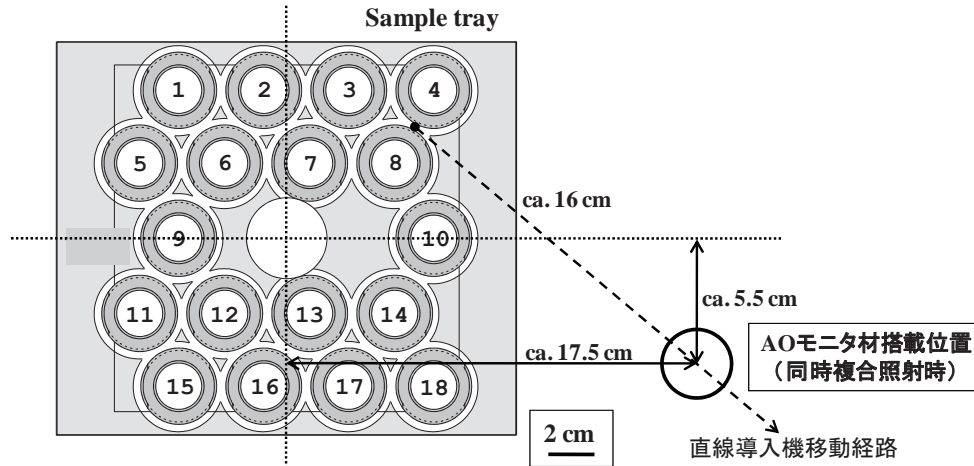


図 6-2 AO+VUV 及び AO+VUV+EB 照射における AO モニタ材 (Kapton H) の搭載位置

6.2.2. VUV フルエンス及びフラックス

同時複合照射試験における VUV フラックス f_{VUV} 計測は、4.2. で述べた VUV 単独照射の場合と同様、照射試験の直前にダイヤモンド VUV センサを用いて行う[15]。そして、求めた f_{VUV} に照射時間を掛けることにより VUV フルエンス F_{VUV} を計算する[15]。

また、同時複合照射においても、VUV の光路外(サンプルトレイと重ならない位置)にて、照射中の VUV 強度をモニタする。このとき、AO+VUV、AO+VUV+EB 照射中における VUV 強度は、VUV 単独照射の場合と比べて若干高い値となる。それは、AO 生成時に副産物として発生した UV (3.6. 参照) の強度が加算されるからである。なお、ダイヤモンド VUV センサの出力値に対し、EB の影響は認められない。

6.2.3. 吸収線量及び線量率

同時複合照射試験における吸収線量は、Al フォイル ($t=5 \mu\text{m}$) でカバーした CTA 線量計を用いる[13]。これまでの研究により、Al フォイル ($t=5 \mu\text{m}$) は EB を十分に透過することが分かっている[13]。また、Al フォイルでカバーすることにより AO 及び VUV は完全にブロックされる。よって、Al フォイル ($t=5 \mu\text{m}$) でカバーした CTA 線量計を使用することにより、AO+EB、AO+VUV+EB 照射下においても正確な吸収線量を測定することができる。そして、求めた吸収線量を照射時間で除することにより、線量率を計算する。

7. おわりに

本資料では、真空複合環境試験設備の仕様、現状の能力、各ビームの強度計測手法等について述べた。本資料が地上模擬試験に関するユーザの理解を深め、目的に応じた適切な試験の実施に貢献できることを願う。また、今後も、地上模擬試験技術の向上及び設備の改善に努めると共に、取得したデータについては、随時、公開していく所存である。

謝辞

本資料に掲載した各種データの取得において、株式会社エイ・イー・エス 宇宙基盤技術部の梅田 花織殿、高橋 健介殿、美浦 由佳殿、宮川 芳布殿には多大なるご支援をいただいた。ここに深謝の意を表す。

参考文献

- [1] Joyce Dever, Bruce Banks, Kim de Groh, and Sharon Miller, "Degradation of Spacecraft Materials," Handbook of Environmental Degradation of Materials, edited by Myer Kutz, William Andrew Publishing, Norwich, NY, U. S. A., 2005, pp. 465–501.
- [2] E. Grossman and I. Gouzman, "Space environment effects on polymer in low earth orbit," Nuclear Instruments and Methods in Physics Research B, 208, 2003, pp. 48-57.
- [3] Gerald Griffith and Takeo Goka, "The Space Environment: Natural and Induced," Safety Design for Space Systems, edited by Gary Eugene Musgrave, Axel (Skip) M. Larsen, and Tommaso Sgobba, Elsevier Ltd., U. S. A., 2009, pp. 7–104.
- [4] K. L. Bendingfield, R. D. Leach, and M. B. Alexander, "Spacecraft System Failures and Anomalies Attributed to the Natural Space Environment," NASA Reference Publication 1390, 1996.
- [5] Bonnie F. James, O. W. Norton, and Margaret B. Alexander, "The Natural Space Environment: Effects on Spacecraft," NASA Reference Publication 1350, 1994.
- [6] J. B. Whiteside, D. Giangano, R. L. Heuer, E. Kamykowski, M. Kesselman, W. D. Rooney, R. Schulte, and M. Stauber, "Effects of the Space Environment on Space-Based Radar Phased-Array Antenna; Status and Preliminary Observations (LDEF Experiment A0133)," NASA Conference Publication 3134 Part 3, 1991, pp. 1227–1240.
- [7] Joyce A. Dever, Sharon K. Miller, and Edward A. Sechkar, "Effects of the Space Environment on Polymer Film Materials Exposed on the Materials International Space Station Experiment (MISSE 1 and MISSE 2)," ESA SP-616 [CD-ROM], September, 2006.
- [8] Kim K. de Groh, Bruce A. Banks, Joyce A. Dever, Donald A. Jaworske, Sharon K. Miller, Edward A. Sechkar, and Scott R. Panko, "NASA Glenn Research Center's Materials International Space Station Experiments (MISSE 1-7)," JAXA-SP-08-015E, 2009, pp. 91–119.
- [9] Hiroyuki Shimamura and Ichiro Yamagata, "Degradation of Mechanical Properties of Polyimide Film Exposed to Space Environment," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 46, No. 1, 2009, pp. 15-21.
- [10] Hiroyuki Shimamura and Takashi Nakamura, "Effects of Atomic Oxygen on Mechanical Properties of Polyimide Films," Protection of Materials and Structures from Space Environment, edited by Jacob I. Kleiman, American Institute of Physics, New York, 2009, pp. 75-82
- [11] Hiroyuki Shimamura and Takashi Nakamura, "Mechanical properties degradation of polyimide films irradiated by atomic oxygen," Polymer Degradation and Stability, Vol. 94, 2009, pp. 1389–1396.
- [12] Hiroyuki Shimamura and Takashi Nakamura, "Investigation of Degradation Mechanisms in Mechanical Properties of Polyimide Films Exposed to a Low Earth Orbit," Polymer Degradation and Stability, Vol. 95, 2010, pp. 21–33.
- [13] Eiji Miyazaki and Hiroyuki Shimamura, "Investigations into Ground Simulation Tests Used to Evaluate Synergistic Effects on Materials," ESA SP-616, 2006.
- [14] Hiroyuki Shimamura and Eiji Miyazaki, "Investigation into Synergistic Effects of Atomic Oxygen and Vacuum Ultraviolet," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 46, No. 2, March–April, 2009, pp. 241–247.
- [15] Eiji Miyazaki, Hiroyuki Shimamura and Yugo Kimoto, "Ground Simulation Tests of Simultaneous Irradiation from Three

- Beam Sources on Materials at the Combined Space Effects Test Facility,” Proc. of ISMSE-11, 15–18 September, Aix-en-Provence, France, 2009.
- [16] 宮崎英治, 島村宏之, “真空複合環境試験設備の現状の能力と課題,” JAXA-RM-07-004, 2007.
- [17] G. E. Caledonia, R. H. Krech, B. L. Upschulte, D. M. Sonnenfroh, D. B. Oakes, and K. W. Holtzclaw, “Fast Oxygen Atom Facility for Studies Related to Low Earth Orbit Activities,” AIAA-92-3974, 1992.
- [18] George E. Caledonia and Robert H. Krech, “Studies of the Interaction of 8 km/s Oxygen Atoms with Selected Materials,” *Materials Degradation in Low Earth Orbit (LEO)*, edited by V. Srinivasan and Bruce A. Banks, The Minerals, Metals & Materials Society, Warrendale, 1990, pp. 145–153.
- [19] George E. Caledonia, Robert H. Krech, and Byron D. Green, “A High Flux Source of Energetic Oxygen Atoms for Material Degradation Studies,” AIAA Journal, Vol. 25, No. 1, 1987, pp. 59–63.
- [20] R. E. Walkup, K. L. Saenger, and G. S. Selwyn, “Studies of Atomic Oxygen in O₂+CF₄ rf Discharges by Two-Photon Laser-Induced Fluorescence and Optical Emission Spectroscopy,” J. Chem. Phys., Vol. 84, No. 5, 1986, pp. 2668–2674.
- [21] American Society for Testing and Materials (ASTM) Standard E-2089-00, “Standard Practices for Ground Laboratory Atomic Oxygen Interaction Evaluation of Materials for Space Application,” 2000.
- [22] 田川雅人, 横田久美子, 島村宏之, 木本雄吾, 古賀麻由子, 西村博明, “炭酸ガスレーザー励起酸素プラズマからの極端紫外線分光,” 第 50 回 真空に関する連合講演会, 2009.
- [23] Bruno Weihs and Mark Van Eesbeek, “Secondary VUV Erosion Effects on Polymers in the ATOX Atomic Oxygen Exposure,” ESA SP-368, 1994, pp. 277–283.
- [24] K. -I. Oyama, K. Suzuki, N. Kawashima, K. S. Zalpuri, S. Teii and Y. Nakayama, “An Extreme Ultraviolet Radiation Source for the Simulation of Ionosphere,” Rev. Sci. Instrum., Vol. 62, No. 7, 1991, pp. 1721–1726.
- [25] ASTM E490-00a, “Standard Solar Constant and Zero Air Mass Solar Spectral Irradiance Tables,” 2000.
- [26] 宇都宮伸宏, 矢田洋三, 水谷睦, “電子線照射装置の歴史と取り組み,” 日新電機技報, Vol. 54, No. 2, 2009, pp. 3–8.
- [27] 田中隆一, 三友昭市, 須永博美, 松田光司, 田村直幸, “CTA 線量計マニュアル,” JAERI-M 82-033, 1982.
- [28] <http://geant4.web.cern.ch/geant4/>
- [29] 宇宙技術開発株式会社, “平成 19 年度 宇宙用材料への放射線影響解析 成果報告書,” SED-TEC 18214, 2008.
- [30] 島袋翼, 小泉勉, 矢野敬一, 武田直道, 木本雄吾, 島村宏之, “Geant4 による真空複合環境試験設備電子線照射試験のシミュレーション,” 第 52 回宇宙科学技術連合講演会, 2008.
- [31] <http://seeslocal.p.tksc.in-jaxa/>
- [32] 木本雄吾, “きぼう船外実験プラットフォーム搭載微小粒子捕獲実験装置及び材料曝露実験装置(JEM/MPAC&SEED)搭載環境モニタ材解析結果等について,” JAXA GDZ-10021, 2010.
- [33] Kumiko Yokota, Nobuo Ohmae, and Masahito Tagawa, “Effect of Relative Intensity of 5 eV Atomic Oxygen and 172 nm Vacuum Ultraviolet in the Synergism of Polyimide Erosion,” High Performance Polymers, Vol. 16, 2004, pp. 221–234.