

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

低軌道宇宙環境に曝露した MoS_2 スパッタリング被膜の

トライボロジー特性評価

松本 康司・鈴木 峰男・今川 吉郎

岡田 豊・田頭 稔

2006 年 3 月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

低軌道宇宙環境に曝露した MoS₂ スパッタリング 被膜のトライボロジー特性評価*

松本 康司*¹ 鈴木 峰男*¹ 今川 吉郎*² 岡田 豊*³ 田頭 稔*⁴

Evaluation of Tribological Characteristics of Sputtered MoS₂ Films Exposed to the LEO Environment*

Koji MATSUMOTO*¹, Mineo SUZUKI*¹, Kichiro IMAGAWA*²,
Yutaka OKADA*³ and Minoru TAGASHIRA*⁴

ABSTRACT

Three kinds of sputtered molybdenum disulfide (MoS₂) films were exposed to the low earth orbit (LEO) space environment aboard the NASA Space Shuttle (STS-85) for 11 days, as a part of the Evaluation of Space Environment and Effects on Materials (ESEM) experiment. For comparison, the same types of MoS₂ films were exposed to atomic oxygen (AO) or ultraviolet rays (UV) on the ground. Surface analyses and friction tests were carried out to evaluate the influence of AO, UV and the LEO space environment on the tribological characteristics of the sputtered MoS₂ films.

The surfaces of all the films exposed to LEO were oxidized. The depth of the oxidized layer differed for each type of film. The friction coefficient of all the films decreased after exposure to the LEO environment. The effect of space exposure on the wear life of the MoS₂ films depended on the film type. AO produced a similar but more profound effect than LEO exposure. The effect of UV irradiation was hardly observed.

Keywords: sputtered MoS₂ film, low earth orbit space environment, atomic oxygen, ultraviolet rays

概 要

スペースシャトル (STS-85) を使った 11 日間の材料曝露実験の一部として、3 種類の二硫化モリブデン (MoS₂) スパッタリング被膜を低軌道宇宙環境に曝露した。比較のため、地上で同種の被膜に原子状酸素と紫外線の照射を行った。表面分析と摩擦試験を行い、MoS₂ スパッタリング被膜のトライボロジー特性に及ぼす原子状酸素、紫外線、低軌道宇宙環境の影響を評価した。

低軌道宇宙環境へ曝露した被膜はいずれも表面が酸化しており、その深さは被膜の種類により異なった。摩擦係数は低軌道曝露により、試験したすべての被膜で低くなった。低軌道宇宙環境曝露による被膜寿命への影響は被膜により異なった。2 種の被膜で短くなり、1 種の被膜で長くなった。地上での原子状酸素の照射による寿命の変化は低軌道宇宙環境曝露と同様であったが、その影響は宇宙環境に曝露した場合より大きかった。紫外線については、1 種の被膜を除き、化学的变化やトライボロジー特性の変化はあまり見られなかった。

* 原稿受付：2003 年 6 月 24 日 (Received 24 June, 2003)

* 1 宇宙先進技術研究グループ (Advanced Space Technology Research Group)

* 2 宇宙基幹システム本部 (Office of Space Flight and Operations)

* 3 旧宇宙開発事業団、現石川島播磨重工業株式会社 (National Space Development Agency, Presently Ishikawajima-Harima Heavy Industries)

* 4 旧宇宙開発事業団、現三菱電機株式会社 (National Space Development Agency, Presently Mitsubishi Electric Corporation)

1. はじめに

現在、国際宇宙ステーションの建設が進められており、日本は曝露部を備えたJEM (Japanese Experiment Module)を提供する。JEM曝露部では、ドッキング機構のように潤滑面を直接、低軌道宇宙環境に曝した状態で動作する駆動機構が必要とされるため、その開発過程で、以下のような新たなトライボロジーの課題が生じた。

- (1) 宇宙ステーションの飛行高度(約450 km)では、雰囲気組成の90%以上が原子状に解離した酸素で占められており¹⁾、その強い酸化作用による潤滑剤の劣化が懸念される。また、紫外線、放射線・高エネルギー粒子、スペースデブリ(宇宙ゴミ)との衝突なども潤滑部品の高信頼性・長寿命を実現する上でネックとなる恐れがある。
- (2) 質量の大きい物体をドッキングさせたりマニピュレータで扱う際に、加速・減速に伴う大きな慣性力が発生するために高荷重に耐えられる固体潤滑膜が必要になる。
- (3) 宇宙ステーションの運用寿命は10年以上とされており、上記(1)、(2)という厳しい条件下で長い寿命が要求される。

高荷重下における固体潤滑膜の性能については、二硫化モリブデン(MoS_2)が十分に長寿命を示すことが超高真空中の実験で確認されている²⁾。しかし、 MoS_2 は酸化雰囲気では大幅にトライボロジー特性が劣化することが知られており³⁾、低軌道宇宙環境の活性な原子状酸素による性能劣化が懸念される。また、紫外線や放射線の影響についても未知の部分が多い。このため、低軌道宇宙環境が MoS_2 のトライボロジー特性に及ぼす影響を把握するとともに、性能劣化の要因の解明が急務となっている。

これまでに、実際の宇宙環境に曝露させたり、地上で原子状酸素を照射させた後、 MoS_2 のトライボロジー特性を調べた例がいくつか報告されている⁴⁻¹⁶⁾。

MoS_2 被膜を宇宙環境に曝露させ、トライボロジー特性に及ぼす影響を調べた例としてLDEF⁴⁾(Long Duration Exposure Facility)、EOIM-3⁵⁾(Evaluation Oxygen Interaction with Materials 3)、EFFU⁶⁾(Exposed Facility Flyer Unit)などがある。LDEFでは、実際に商品化されている MoS_2 系潤滑剤をはじめとする様々な材料が69ヶ月の長期にわたって宇宙環境に曝露された。その潤滑剤のほとんどは実際の衛星のメカニズムに使われ宇宙環境からはシールドされていて、明確なトライボロジー特性の変化は報告されていない。低軌道宇宙環境評価用に搭載された MoS_2 焼成膜が帰還後に観察されず、宇宙環境への曝露により消失したのか、塗布されていなかったのか不明な状況となっている⁴⁾。EOIM-3では MoS_2 とNiの多層膜、 MoS_2 と

SbOx の混合膜がスペースシャトル(STS-46)を使って約8日間曝露されたが、トライボロジー特性の変化に関する明確なデータは報告されていない⁵⁾。EFFUは、H-IIの3号機で打ち上げられ、約10ヶ月間宇宙環境に曝露された後、スペースシャトル(STS-72)で回収された。 MoS_2 のスパッタリング被膜と焼成膜を搭載し、曝露後に摩擦試験を行っている。しかし、スパッタリング被膜については大気中でしか試験されておらず、その試験での摩擦係数は摩擦初期に高くなり、被膜寿命は短くなったと報告されている⁶⁾。

一方、地上で原子状酸素照射装置を用いて、 MoS_2 のトライボロジー特性に及ぼす原子状酸素の影響を調べた例がいくつか報告されている。有田らは⁷⁻⁹⁾、 MoS_2 スパッタリング被膜、焼成膜に炭酸ガスパルスレーザー法を用いて原子状酸素を照射した試料を摩擦試験した。原子状酸素を照射した被膜はいずれも、摩擦初期にやや高い摩擦係数を示すものの、その後は原子状酸素照射による影響はあまりみられず、寿命も原子状酸素照射による差異は認められなかった。被膜の分析では、 MoS_2 膜は10 nm程度のごく表層のみが酸化されていたことが確認されている。これらの結果から、原子状酸素照射により表層部分が酸化されるため摩擦係数が高くなるが、酸化層はごく表層部分に限られるため摩擦初期に摩耗して除去され、原子状酸素を照射した影響が摩擦初期にのみ現われたものと推測している。有田らとはほぼ同様の結果は、Crossら¹⁰⁾の MoS_2 スパッタリング被膜の摩擦試験でも得られている。Crossらが用いた原子状酸素源は、連続波の炭酸ガスレーザーを利用するものであり¹¹⁾、有田らの用いた原子状酸素源とは異なる。Crossらは、 MoS_2 被膜のごく表層のみしか酸化されないのは生成された酸化膜が原子状酸素の進入を防ぐ働きをしているためと想定している。

Durschら¹²⁾は、ポリイミド(カプトン)上に固体潤滑剤の焼成膜を付着させ、高周波放電法で生成した原子状酸素を照射してから低荷重下で摩擦試験を行なっている。 MoS_2 をベースとした被膜では摩擦途中で摩擦係数が低下した。原子状酸素の照射によって生成された酸化膜が摩擦により除去され、この固体潤滑剤本来の低い摩擦係数を示したものと推測している。

一方、山口らは¹³⁾、DCアークジェット法により原子状酸素を照射した MoS_2 スパッタリング被膜について摩擦試験を行ない、原子状酸素を照射させた被膜では非照射の被膜に比べ摩擦係数がやや低く、摩耗寿命が低下する、という有田やCrossらとは正反対の結果を得ている。ただし、酸化層の厚さは有田やCrossらの試験結果と同じく10 nm程度であった。

これらの試験では、摩擦係数、摩耗寿命では相反する結果が得られている場合もあるが、 MoS_2 被膜はごく表層

のみが酸化されることは共通している。ごく表層のみが酸化されていたことは、Cross らが想定したように、生成された酸化膜がその後の原子状酸素の進入を防ぐ働きをしていた可能性が高い。しゅう動面では保護酸化膜は摩擦により除去されてしまい常に新生面が露出するため、原子状酸素を照射した後に摩擦試験を実施したのでは、宇宙環境におけるトライボロジー特性を正確に模擬しているとはいえない。このため田川らは¹⁴⁻¹⁶⁾、原子状酸素を照射しながら摩擦試験を行った。その結果によれば、原子状酸素照射により MoS₂ 単結晶では摩擦係数はあまり増大しないが、MoS₂ スパッタリング被膜では大幅に増大し、しかも原子状酸素を照射している間はその高摩擦を維持したことを報告している。

上述したこれまでに報告されている原子状酸素の MoS₂ スパッタリング被膜のトライボロジー特性への影響を表 1-1 にまとめた。摩擦係数が上昇し、摩耗はあまり影響を受けないという結果が多いが、逆の結果も報告されている。この相違の原因は不明だが、試験した MoS₂ スパッタリング被膜の性質が異なっていたことも十分考えられる。単に MoS₂ スパッタリング被膜といっても、成膜装置、被膜作成条件などによりトライボロジー特性が大きく異なることがわかっており、原子状酸素の影響が被膜の結晶構造、配向性、密度などにより大きく異なることも十分考えられる。この点の検証には、さらにデータの積み重ねが必要である。また、使用した原子状酸素発生装置の方式が異なることが原因である可能性もある。これまでに、DC アークジェット¹⁷⁾、イオン銃¹⁸⁾、RF 高周波¹⁹⁾、マイクロ波²⁰⁾、炭酸ガスレーザー^{11,21)} を用いたものなど、

種々の方式の原子状酸素発生装置が提案されてきた。これらの中では、低軌道宇宙環境における原子状酸素の速度・量（速度 8 km/s、流束 10¹⁴ 個/cm²・s²²⁾）を模擬でき、広範な照射面積を確保できる点から炭酸ガスレーザー法がよく使われているが、最終的にはトライボロジー特性評価に必須な加速試験の妥当性などを含め、今後、地上での模擬試験の条件を確立する必要がある。

本研究は、性質の異なる 3 種類の MoS₂ スパッタリング被膜を用い、低軌道宇宙環境に曝露させた後、及び地上で原子状酸素や紫外線を照射した後に摩擦試験・表面分析を行い、トライボロジー特性に及ぼす宇宙環境の影響に関するデータを取得することを目的としたものである。また、トライボロジー特性を評価する場合に低軌道宇宙環境を地上で模擬する適切な条件を確立するためのデータを提供することも目指した。低軌道宇宙環境曝露は、スペースシャトル STS-85（1998 年 8 月 7 日打上げ、8 月 19 日帰還）に搭載された MFD（Manipulator Flight Demonstration）に付随して実施された ESEM²³⁾（Evaluation of Space Environment and Effects on Material）の一部として行われた。また、地上での原子状酸素照射は炭酸ガスパルスレーザー方式の米国 PSI 社の装置、紫外線照射は旧 NASDA 筑波宇宙センターの装置により行われた。

2. 試 料

2.1 試料の選定

MoS₂ スパッタリング被膜のトライボロジー特性は、用

表 1-1 原子状酸素、低軌道宇宙環境の MoS₂ スパッタリング被膜に対する影響

実施者または プロジェクト名	発表年 実施年	照射法	被膜	摩擦試験方法	初期 摩擦係数	摩擦係数	被膜寿命
Cross ら	1987	連続式 炭酸ガスレーザー法	スパッタ MoS ₂	真空中 一方向		同	同
山口ら	1989	DC アークジェット法	RF スパッタ MoS ₂	真空中 一方向		低	短
有田ら	1991	炭酸ガス パルスレーザー法	スパッタ MoS ₂	真空中 一方向	高	同	同
Lifshitz ら	1994	O ⁺ イオンビーム	スパッタ MoS ₂	乾燥窒素中 一方向	高	低	短
		RF O ⁺ プラズマ			高	低	同
大前， 田川 ら	1994	YAG レーザー	RF スパッタ MoS ₂	真空中 in-situ 往復動		高	短
SFU/EFFU	1996	炭酸ガス パルスレーザー法	スパッタ MoS ₂	大気中 往復動	高	同?	長
EOIM-3	1993	低軌道宇宙環境 曝露	スパッタ MoS ₂ +Ni +Sb ₂ O ₃			高 同	
SFU/EFFU	1996	低軌道宇宙環境 曝露	スパッタ MoS ₂	大気中 往復動	高	低	短

いたスパッタリング方式（スパッタリング装置）、スパッタリング条件により大きく左右される。このため、本研究では詳細な成膜条件や微妙な成膜法（ノウハウ）などが既知である、いわば「素性の知れた」 MoS_2 スパッタリング被膜を使用する必要があると考え、旧航空宇宙技術研究所で成膜した MoS_2 スパッタリング被膜3種を試料として用いた。これらの被膜はいずれも宇宙で実用されている被膜ではなく、そのトライボロジー特性も宇宙で実用されているものとは相違することはわかっているが、より一般的に MoS_2 スパッタリング被膜への宇宙環境の影響を調べるためには、以下の理由により適切と考えたため採用した。

スパッタリング方式やスパッタリング条件により MoS_2 スパッタリング被膜のトライボロジー特性が異なる理由は、成膜中の基板温度やスパッタリング粒子のエネルギーなどが最終的に被膜の構造・密度、S/Mo比、結晶性や結晶の方位、下地への密着性に影響を及ぼすためと考えられる。田川らの実験結果で、 MoS_2 単結晶が原子状酸素の影響をあまり受けなかったのは、比較的安定な基底面に原子状酸素が照射されてもトライボロジー特性にはあまり影響がなかったためと推測される。すなわち、被膜の結晶性やそのオリエンテーション、被膜密度などの相違により、原子状酸素の影響が大きく異なることが想定される。

選択した3種の被膜は、高周波スパッタリング法による被膜（以下、RF被膜）、同じ高周波スパッタリング法であるが基板の水冷を行わず、比較的高い基板温度で成膜した被膜（以下、RF-H被膜）、及び電子サイクロトロン共鳴イオンビームを用いて成膜した被膜（以下、ECR被膜）である。図2-1に、選定した3種の被膜の断面写真を、また表2-1に外観、トライボロジー特性、S/Mo比などを比較して示す。3種の被膜はかなり異なる被膜性質、トライボロジー特性を示しており、これらの要因による宇宙環境の影響が把握できるものと期待された。

RF被膜は、約20年前に詳細に検討して被膜付着条件を最適化したものである。水冷された試料ホルダーに基板を取付けて成膜しているが、基板温度はスパッタリング中、次節で示すように60°C程度である。被膜は図2-1(a)に示すようにかなり密で、方向性はあまり認められない。S/Mo比は1.7程度と、Sがやや欠乏しており、結晶性はあまり良くない。

RF（高周波）スパッタリング法による被膜では、成膜中の下地材の温度が低い方が密な膜が得られ、良好なトライボロジー特性を示すことがわかっている。しかし、ころがり軸受の玉やボールねじなどのように複雑な形状では下地を冷却しながらスパッタリングできない場合も多い。下地を冷却せずに成膜したRF-H被膜は、次節で示

すように基板温度はスパッタリング中に180°C程度にまで上昇する。RF-H被膜は、図2-1(b)に示したように柱状構造となっており、原子状酸素等が浸入しやすく影響を受けやすいと想像される。もしそうであれば、最も影響を受けやすいRF-H被膜について評価しておくことは実用上重要である。

一方、ECR被膜は、図2-1(c)から見られるようになり密な構造の膜となっており、表2-1に示したようにMoが極端にリッチな被膜となっている。また、成膜中のディスクの位置によって、図2-2に示すようにトライボロジー特性が極端に異なっており、RF系の膜とはかなり異なる性質を示した。Moと MoS_2 の2つのターゲットをもつRFマグネトロン方式で成膜した被膜の試験結果では、Moリッチの場合に耐湿性が優れるという結果が得られており²⁴⁾、MoリッチであるECR被膜が原子状酸素に対してRF被膜とは全く異なる性向を示す可能性もあると思われる。試験試料とした。なお以下では、成膜中にArイオンビームに近い側をNear側、遠い側をFar側と呼ぶことにする。摩擦試験では、Far側では極端に寿命が短かく、Near側のみについて宇宙環境曝露、原子状酸素・紫外線照射の影響を評価した。

2.2 被膜の作成

3種の MoS_2 スパッタリング被膜は、外径32 mm、内径8 mm、厚さ2.5 mmのSUS 440 Cステンレス鋼製円板に、被膜厚さ1 μm を目標に成膜した。SUS 440 Cステンレス鋼製円板は洗浄後にスパッタリング装置に取り付けた。試料の洗浄は、リグロインで5分間の超音波洗浄、乾燥、市販のアルカリ洗浄剤にて5分間の超音波洗浄、水で洗浄、エタノールで5分間の超音波洗浄、乾燥の手順で行った。

各方式のスパッタリング装置の概要を図2-3、2-4に、成膜条件を表2-2に示す。

RF被膜及びRF-H被膜は、同一のスパッタリング装置で成膜した。相違点は、RF膜では図2-3(a)に示したように水冷した試料台に基板を固定するのに対し、RF-H被膜では図2-3(b)に示したように基板をスパッタリング装置中央に保持していることである。このような基板保持方法の相違により、スパッタリング中の基板温度が大きく異なる。ダミー円板を用いてスパッタリング中の基板温度を測定した結果の一例を図2-5に示す。温度測定には蛍光式温度計（光励起による蛍光の発光が減衰する時間が温度に依存することを利用した温度計）を用い、プラズマによるダメージを防ぐためにテフロンシールテープを巻き付けたセンサー先端を、被膜付着面に押しつけて固定した場合、被膜付着面の裏面で固定した場合について計測した。従って、実際の基板温度はこの2つの測

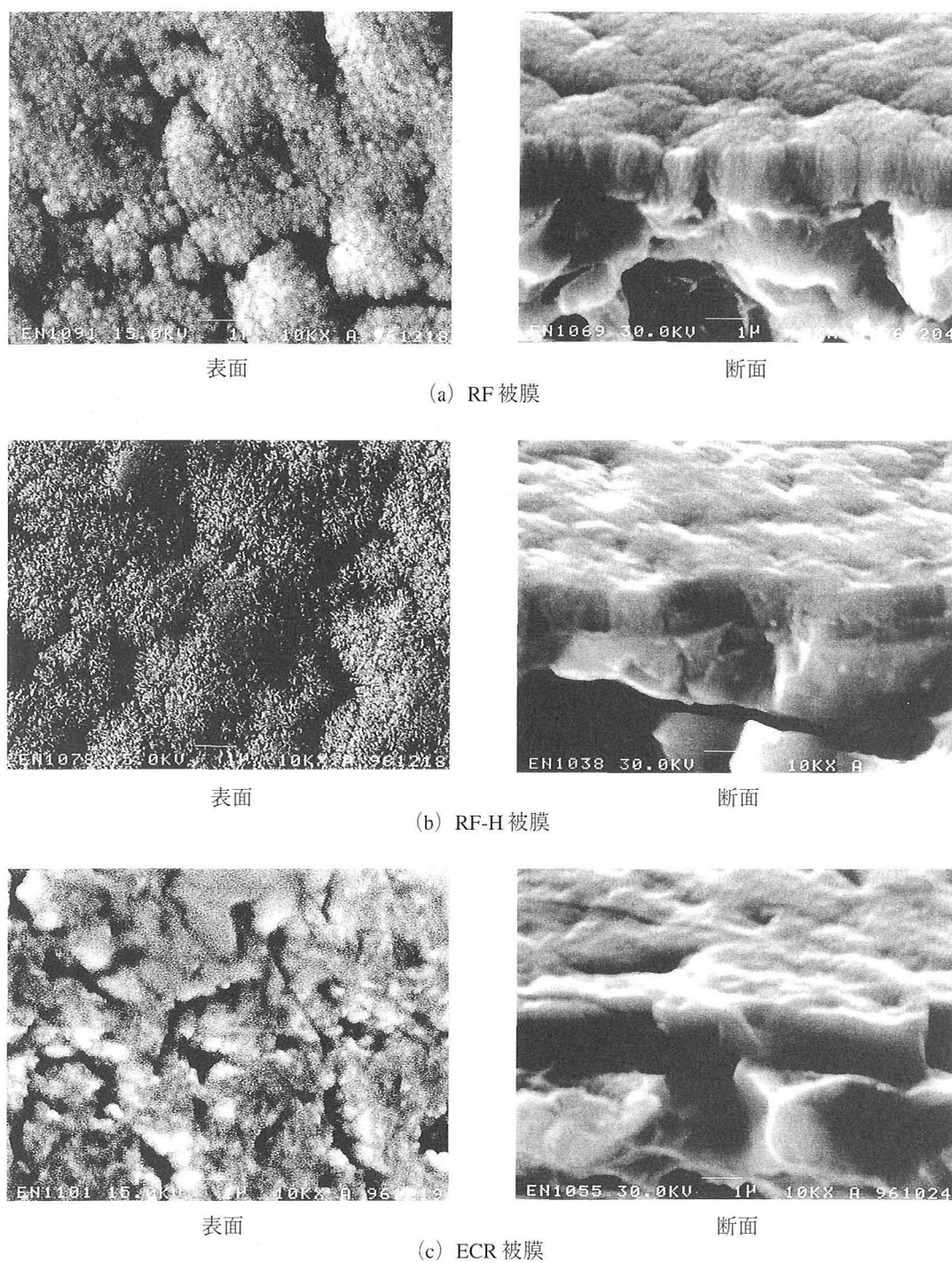


図 2-1 各被膜の表面及び断面 SEM 写真

表 2-1 3 種のスパッタリング被膜の性質, トライボロジー特性

	RF	RF-H	ECR
被膜外観	黒色 比較的密	黒色 ふわふわな膜	銀白色 密
S/Mo 比	約 1.7	-----	1.1~1.3
摩擦係数	0.03~0.05	←	0.02~0.06
寿命 (注 1)	0.5~1 × 10 ⁵	RF 膜の約 1/3 (注 2)	1~5 × 10 ⁵ (注 2)

注 1: 真空中でのピン-オン-ディスク摩擦試験
(膜厚 1 μm, 荷重 10 N, すべり速度 0.5 m/s)

注 2: 以前のデータ

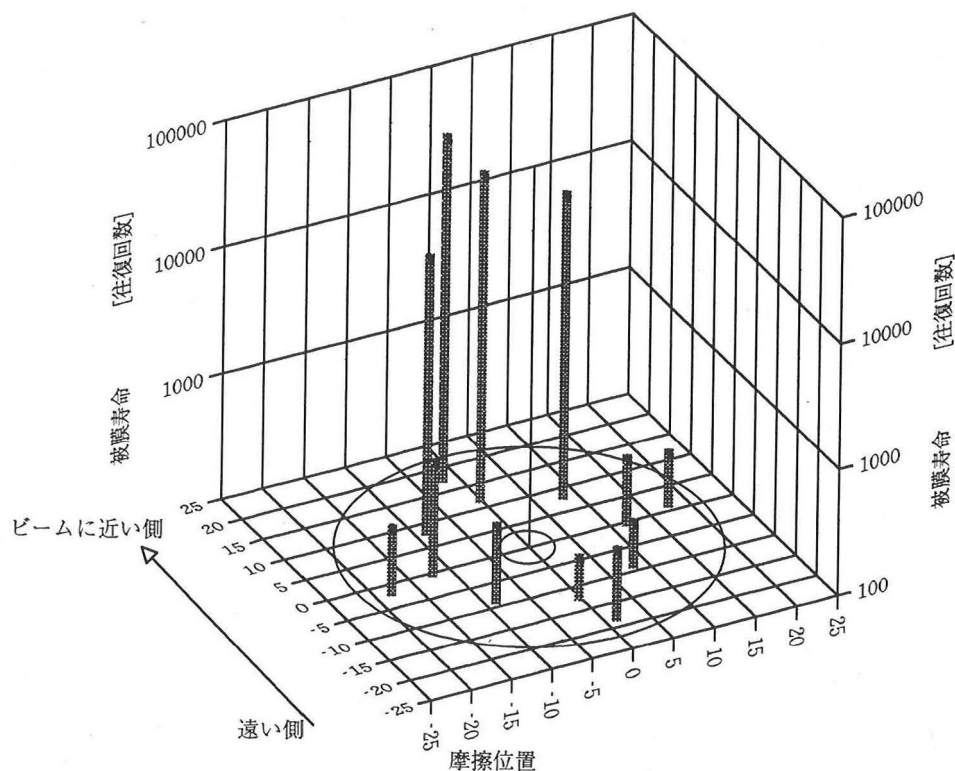


図2-2 ECRスパッタリング被膜の摩耗特性分布

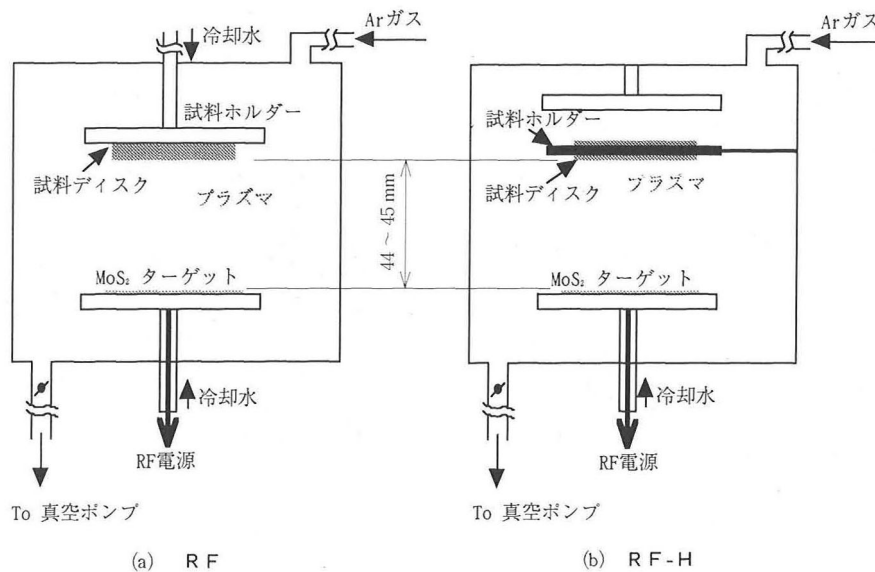


図2-3 RF, RF-Hスパッタリングの概略図

定値の間にある。RF被膜の場合には、水冷の効果によりスパッタリング中の温度は高々60°C程度にとどまっているが、RF-H被膜ではスパッタリング終了時には180°Cにまで温度が上昇した。

スパッタリングの手順²⁵⁾はRF被膜、RF-H被膜ともに同様で、まず円板試料をスパッタリング装置に取り付けた後、真空槽を 5×10^{-6} Torr以下まで真空引きする。つ

いでArガスを 5×10^{-2} Torrまで導入し、ターゲットのシャッターを閉じ、基板側のシャッターを開けた状態で、基板に2kVの直流電圧を負荷し、イオンボンバードによる基板のクリーニングを10分間行う。次に、ターゲットのシャッターを開け、基板側のシャッターを閉じて、MoS₂ターゲットにRFパワーを負荷し、生成したArプラズマによるターゲット表面のクリーニングを5分間行う。

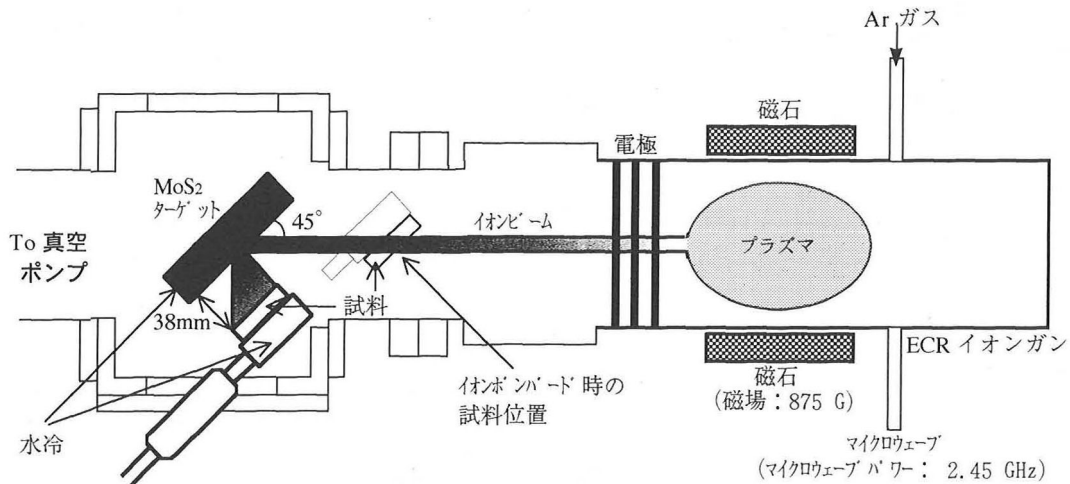


図 2-4 ECR スパッタリングの概略図

表 2-2 スパッタリング条件

	RF	RF-H	ECR
スパッタリング中の圧力	5×10^{-2} Torr		$1.6 \sim 2.7 \times 10^{-2}$ Pa
放電ガス	Ar (アルゴン)		
スパッタリング前の圧力	$< 5 \times 10^{-6}$ Torr		$2.6 \sim 3.8 \times 10^{-4}$ Pa
排気(真空ポンプ)系	ターボ分子ポンプ		ターボ分子ポンプ
冷却の有無：試料	有	無	有
冷却の有無：ターゲット	有	有	有
スパッタ中試料温度	約 60°C	120～160°C	約 20°C
スパッタリング時間	30 分	25 分	180 分
ボンバード時間	10 分		3 分
および条件	DC 2 kV 5×10^{-2} Torr		スパッタリング条件と 同じ
ターゲット	ホットプレス		C I P
スパッタリング条件	電力：220 W		加速電圧：2.0 kV マイクロウェーブパワー ：100 W 電流密度：0.84 ～1.11mA/cm ²

ついで、基板側のシャッターを開け、スパッタリングを開始する。RF パワーは反射波が最小となるようにマッチングを調整するとともに、進行波、反射波の差が 220 W となるように設定した。この成膜条件は、以前の研究で最適化したものであり²⁵⁾、RF 被膜、RF-H 被膜ともに同一の条件である。ただし、スパッタリング時間は、膜厚を 1 μm とするため、膜厚の実測値から RF 被膜では 30 分、RF-H 被膜では 25 分とした。

ECR によるスパッタリング²⁶⁾ は 2.45 GHz のマイクロウェーブと 875 G の磁場にてプラズマを励起し、電場をかけてイオンを加速してイオンビームを生成し、そのイオンビームがターゲットから MoS₂ をたたき出し、正対する試料に付着させるものである。本試験では、図 2-4 のようにターゲットとイオンビームの角度は 45°、ターゲットと試料の距離は 38 mm とした。また、スパッタリング中及び

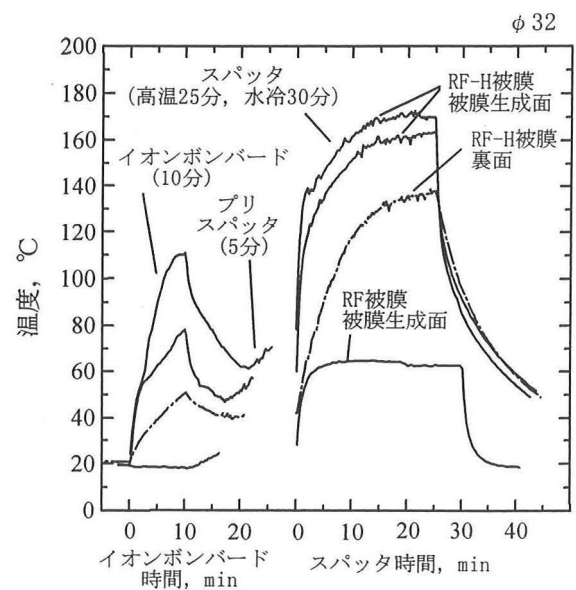


図 2-5 RF スパッタリング中の試料温度

イオンボンバード中はターゲットと試料の両方を水冷した。ダミー円板の表面から2 mmの深さの位置に穴をあけ、熱電対を用いて温度を測定した結果、スパッタリング中の試料温度は約20°Cであった。作動ガスはRF, RF-H被膜と同様にArを用いた。

スパッタリングの手順は、円板試料をECRスパッタリング装置に取り付けた後、ターボ分子ポンプを用いて約 3×10^{-4} Paまで真空に引いた。スパッタリングの前にイオンビームで3分間のイオンボンバードを行った。イオンボンバード時は試料を図に示した位置まで前に出して行った。スパッタリング及びイオンボンバードの条件は同一とし、加速電圧2.0 kV、マイクロウェーブパワー100 W、Arガス流量0.58 SCCMで行った。スパッタリング中の圧力は約 2.0×10^{-2} Paであった。成膜速度は約5.6 nm/minであったので、180分間スパッタリングを行った。この条件は以前の研究で、真空中の寿命から最適化したものである²⁶⁾。

2.3 供試試料

試料は、各被膜とも10枚、合計30枚を用意した。被膜作成時期が長期間にわたった場合に被膜の品質が異なってしまう可能性があるため、すべての試料の成膜は約1

ヶ月内に完了させた。

各試料の用途を図2-6, 2-7に示す。トライボロジー特性は表面の数原子層程度の被膜の変化やコンタミネーションで影響を受けることが十分考えられる。試料の保管中、作業中の避けがたいコンタミネーションの影響をできるだけ排除するために、同一試料を用いて曝露（照射）部分、非曝露（照射）部分の比較をするのが望ましい。このため、摩擦試験に用いた試料は、図2-8に示したシールド板を用いて試料の半分を覆って低軌道宇宙環境へ曝露または、地上で原子状酸素、紫外線を照射した。また、表面分析などに供するための試料として、シールド板を使用せずに試料全面を曝露（照射）したものも用意した。

以下、実際の低軌道宇宙環境に曝した場合を曝露、地上で原子状酸素や紫外線を浴びせた場合を照射と呼び、曝露（照射）の有無に関しては以下の3ケースを区別して記述する。

(1) 未曝露試料：

曝露、照射していない試料

(2) 曝露（照射）面：

シールド板を使用せずに試料全面を曝露（照射）した試料またはシールド板を用いて曝露（照射）した試料の曝露（照射）部分

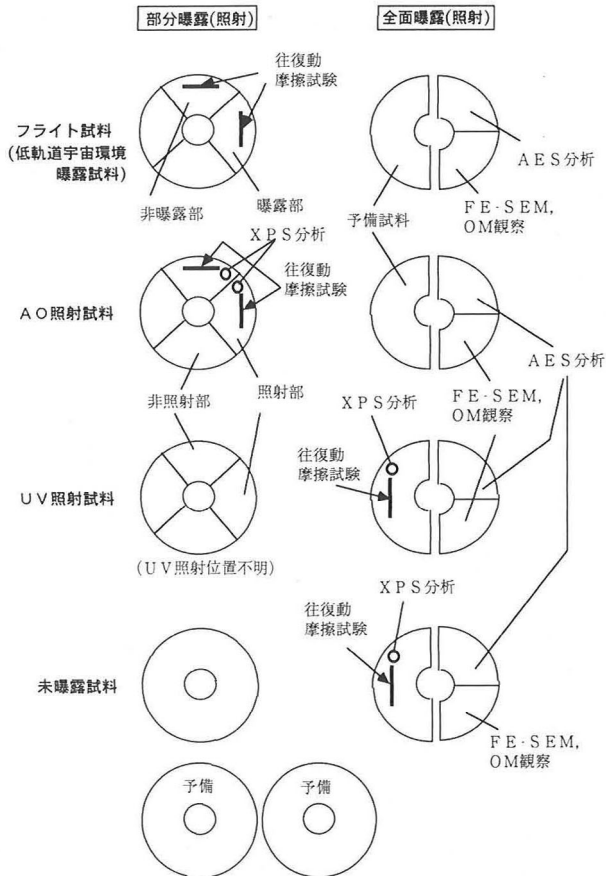


図2-6 RF, RF-H被膜の評価実施項目と評価位置

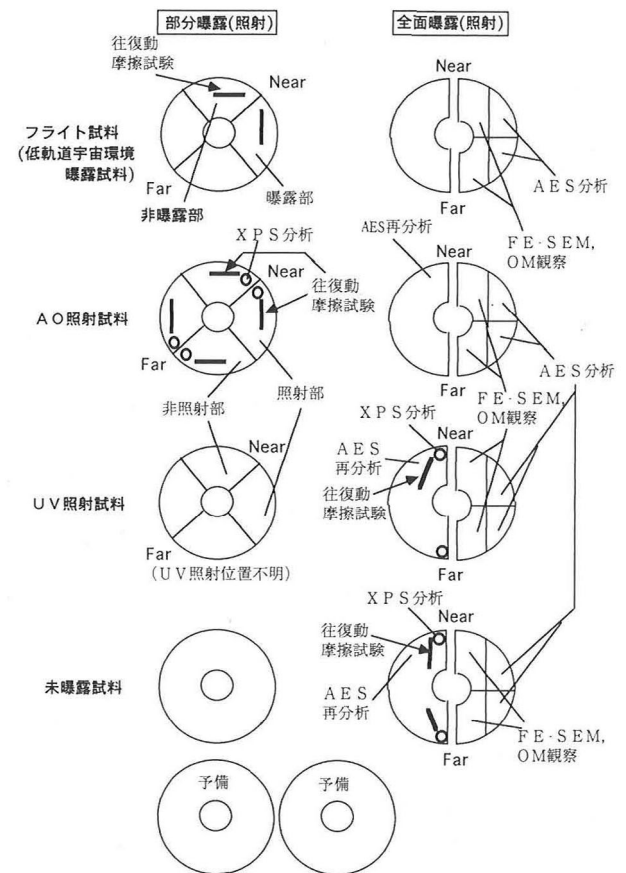


図2-7 ECR被膜の評価実施項目と評価位置

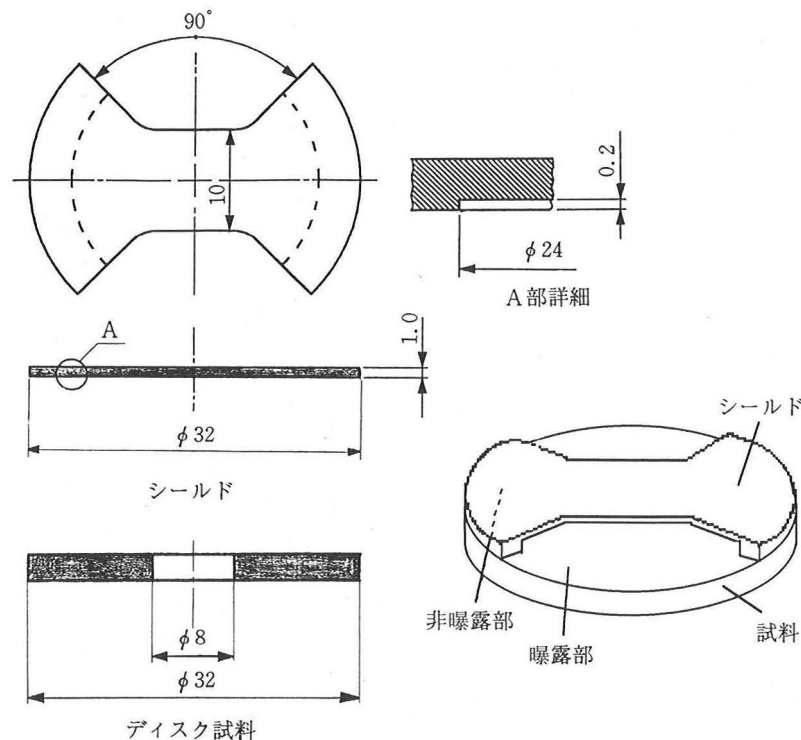


図2-8 シールド板の形状

(3) 非曝露（非照射）面：

シールド板を用いて部分曝露（照射）した試料のシールドされた部分

光学顕微鏡観察，Scanning Electron Microscopy（SEM）観察，Auger Electron Spectroscopy（AES）分析には全面曝露（照射）試料，及び未曝露試料を切断した扇状の試料について，東レリサーチセンターで実施した．尚，試料の切断は，切削液を用いず窒素ガスを吹き付けながら行っている．切断を行ったのは，分析装置の試料サイズの制限や観察のためのコーティング等のためである．また，摩擦試験，X-ray Photoelectron Spectroscopy（XPS）分析は，部分曝露（照射）試料を用いて旧航空宇宙技術研究所で行った．

3. 原子状酸素照射，紫外線照射，宇宙環境曝露

3.1 宇宙環境曝露

3種類の MoS_2 スパッタリング被膜はそれぞれ，シールド板をかぶせて部分的に曝露させるものと全面を曝露させるものと2枚ずつ，計6枚をスペースシャトル，ディスクカバリー（STS-85）に搭載し，低軌道宇宙環境へ曝露させた．6枚の試料がパネルにセットされた状態及び宇宙曝露実験（ESEM）のスタンドを図3-1, 3-2に示す．また，試料搭載パネルの断面を図3-3に示す．試料搭載用のパネ

ルには $\phi 28$ mm の穴があいており，裏から板バネで押しつけて固定した．つまり， $\phi 32$ mm の試料表面の内，中心の $\phi 28$ mm だけが宇宙環境に曝されたことになる． MoS_2 スパッタリング被膜は，図3-2に見える全4段のパネルのうちの最上部のパネルにセットされた．また，ESEMのスタンドはMFDの装置と一体となっており，マニピュレータが捕捉するターゲットの裏側に位置する．MFD-ESEMのコンポーネントはスペースシャトルのカーゴベイの前方に置かれた．MFD-ESEMのフライト中のコンポーネントを図3-4に示す．STS-85のフライトは，1998年8月7日打ち上げ，8月19日帰還，総飛行時間が11日20時間，高度が296 km，カーゴベイの開時間が278時間，ESEM試料の進行方向への正対時間が54時間であった．つまり，ESEMの供試試料に対して，原子状酸素が垂直にあたっていた時間が54時間となる．11日間のスペースシャトルの姿勢を最後に付す．フライト時の原子状酸素，紫外線の実際の照射量はSTS-85ミッションにおける軌道条件，機体の姿勢からの計算と環境モニタ材の質量変化や表面熱光学特性の変化量からの算出の2通りの方法で求めた．環境モニタ材として，原子状酸素にはポリイミドフィルム（KAPTON-100 H）を，紫外線にはウレタンフィルムを用いた．これらの方法によるフライト中の照射量の算出値を地上での原子状酸素，紫外線の照射量と比較して表3-1に示す．

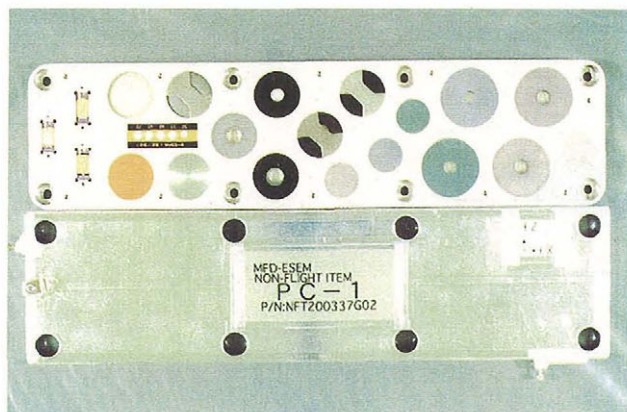
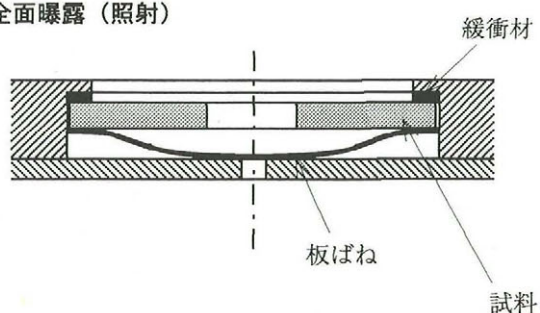


図 3-1 MoS₂ スパッタリング被膜等をセットした宇宙曝露実験 (ESEM) 用パネル

全面曝露 (照射)



部分曝露 (照射)

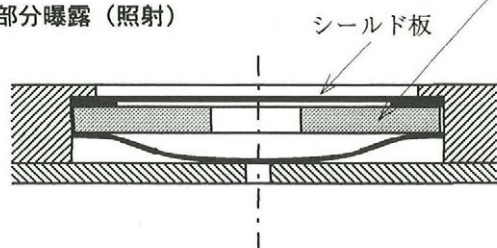


図 3-3 試料搭載パネルの断面図

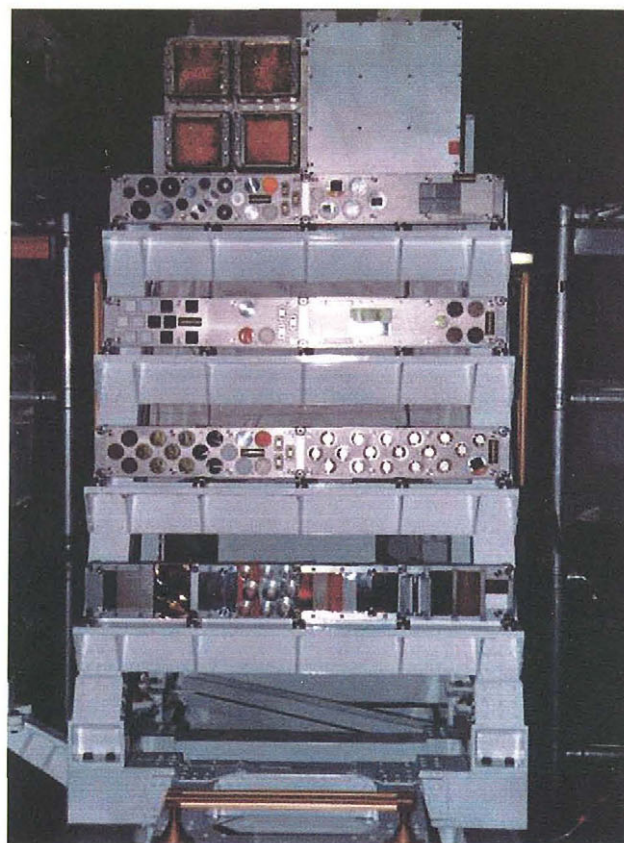


図 3-2 宇宙曝露実験 (ESEM) 用スタンド正面図

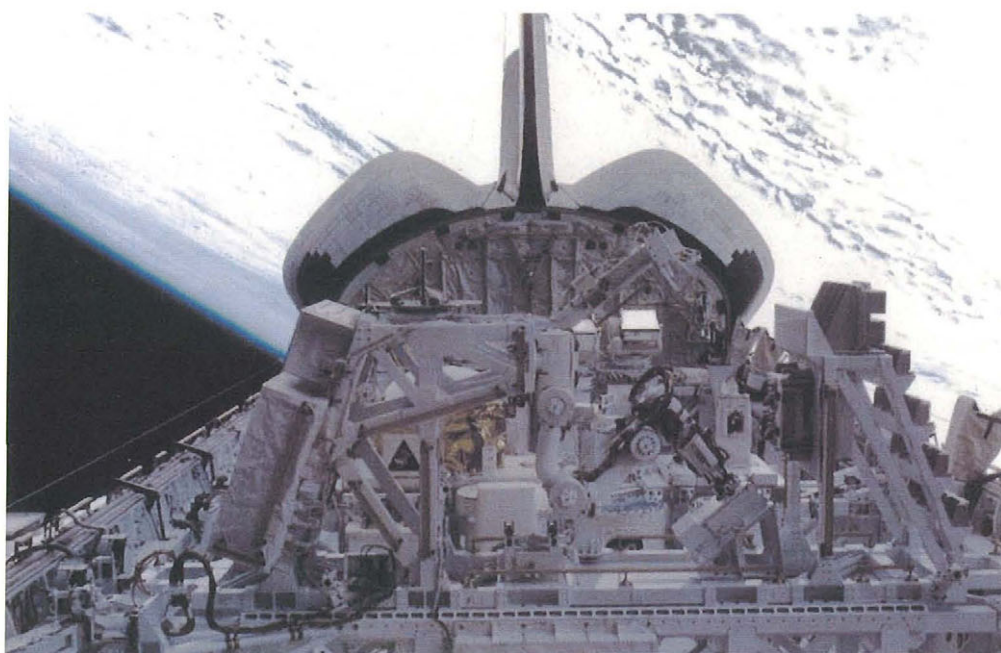


図 3-4 フライト中の MFD-ESEM コンポーネント

表 3-1 宇宙環境曝露，地上での照射時の原子状酸素及び紫外線の照射量

	地上での 照射量	低軌道宇宙環境曝露	
		モニター材からの分析量	計算値
原子状酸素 [atoms/cm ²]	1.54×10 ²⁰	8.14- 9.69×10 ¹⁹	1.5×10 ²⁰ (278H) 4.4×10 ¹⁹ (54H)
紫外線 [solar]	11	2.0- 2.6	3.2

表 3-2 原子状酸素の照射条件

照射量	1.52～1.54×10 ²⁰	[atoms/cm ²]
流束	1.97～2.25×10	[atoms/cm ² ・sec]
照射速度	7.8	[km/s]
照射時間	19～22	[hours]
試料まわりの温度	20～27	[°C]
圧力	< 1×10 ⁻⁵	[Torr]

表 3-3 紫外線の照射条件

照射量	11	[solar]
流束	10	[solar/day]
サンプルトレイの温度	< 40	[°C]
圧力	< 1×10 ⁻⁵	[Torr]

3.2 原子状酸素照射

地上での原子状酸素による対照試験では，フライト試料と同様に3種類の被膜について，全面照射用と部分照射用の計6枚の試料に照射した．照射条件を表3-2に示す．STS-85では，11日間のフライトが予定されていたため，11日間試料表面がスペースシャトルの進行方向を向いた場合に浴びるのと同量の原子状酸素の照射を行った．原子状酸素の照射は米国のPSI社にて行われ，炭酸ガスパルスレーザーにてO₂を解離させる方法で照射された．この方法は，次の様な利点から原子状酸素の地上対照試験に多く使われている．また，原子状酸素の純度の点において，酸素分子が多く残ってしまうが，原子状酸素に比べて反応性が十分に低く，問題にならないと考えられている．

- (1) この方法による原子状酸素の照射速度は，低軌道での宇宙機の航行速度に近く，軌道上を浮遊している原子状酸素との相対速度に近い．
- (2) この装置の最大照射流束が10¹⁶atoms/cm²sで，実際の低軌道宇宙環境（～10¹⁴atoms/cm²s）の影響を十分に模擬できる．
- (3) 上記の流束を，比較的広い面積で確保できる．

PSIへはそれぞれの試料毎に乾燥剤とともに真空パックして運搬した．部分照射試料については，照射位置を特定するためマーキングを行った．

3.3 紫外線照射

紫外線の照射についても，フライト試料と同様に3種類の被膜について，全面照射用と部分照射用の計6枚の試料に照射した．紫外線照射は旧NASDA 筑波宇宙センターにて行われ，キセノンランプを用いて真空中の試料に照射された．照射中，試料はカバーガラスにて被膜表面を押さえて保持された．原子状酸素と同様に11日間太陽指向の場合に浴びる紫外線と同量の照射を行うため，11ESD（Equivalent Solar Days：太陽から1天文単位離れた大気圏外での，1日あたりの紫外線量）にて24～26時間の照射を行った．照射条件を表3-3に示す．

なお，紫外線を照射した試料の部分照射試料は，シールド板の取り外し時にマーキングを忘れたため，照射位置が不明となった．そのため，摩擦試験，表面分析ともに全面照射試料を用いて行った．

4. 被膜の観察・分析

4.1 重量変化

原子状酸素，紫外線照射，宇宙環境曝露試料の全面および部分曝露（照射）した全試料について，曝露（照射）前後の質量を測定した．質量変化の計測は旧NASDA 筑波宇宙センターで実施され，24時間以上恒温恒湿の計測室内に放置した後計測された．各スパッタリング被膜の宇宙環境曝露及び原子状酸素，紫外線照射前後の質量変化

を表4-1に示す。宇宙環境に曝露した試料ではRF被膜とRF-H被膜の全面曝露試料の質量変化が大きく、RF被膜では増加しており、RF-H被膜では減少している。しかし、部分曝露試料では大きな変化はみられていない。肉眼でも観測されたコンタミネーションの付着や試料固定部分の膜の摩耗などによるものと考えられ、宇宙環境に曝露した影響による変化ではないと考えられる。また、原子状酸素、紫外線照射については照射前後での質量変化は少なく、一定の傾向を示していない。本試験での照射量では、いずれの被膜も曝露（照射）前後で重量に有意の差は認められないことが分かった。

4.2 外観・モフォロジー観察

光学顕微鏡観察、Field Emission – Scanning Electron Microscopy (FE-SEM) 観察は原子状酸素、紫外線、宇宙環境への全面曝露（照射）試料、及び未曝露試料を1/4に切断した扇状の試料について、東レリサーチセンターで実施した。FE-SEMの観察には白金のコーティングを行った。

図4-1～4-3に各被膜の表面のFE-SEM写真を示す。RF、RF-H、ECRの3種の被膜で表面のモフォロジーがかなり異なることが明瞭に見られる。RF被膜は未曝露試料でゴツゴツした表面になっているが、宇宙環境曝露試料では1つ1つの粒子が未曝露試料と比べて小さく粗になっている。エロージョンをおこしたようにみえる。

RF-H被膜は放射状に髭の生えたような表面になってい

るが、原子状酸素、紫外線照射試料、宇宙環境曝露試料では未曝露試料と比較してその髭が細くなっているようにみえる。紫外線照射試料では髭が潰されたような表面になっていたが、この被膜は表面がふわふわしており、紫外線照射時にカバーガラスを押しつけたためである可能性がある。また、RF被膜、ECR被膜と比較して小さなひっかき痕が目立ち、取扱時に容易に傷が付いてしまったためと考えられる。

ECR被膜は、RF被膜より1つ1つの粒子は大きく、これを積み重ねて平らにならしたような形状で、膜はかなり密にみえる。未曝露試料と原子状酸素、紫外線照射試料、宇宙環境曝露試料の表面形状の違いは、写真からはよくわからない。どの被膜も宇宙環境曝露、原子状酸素、紫外線照射による表面形態の変化はあまり大きくないようである。

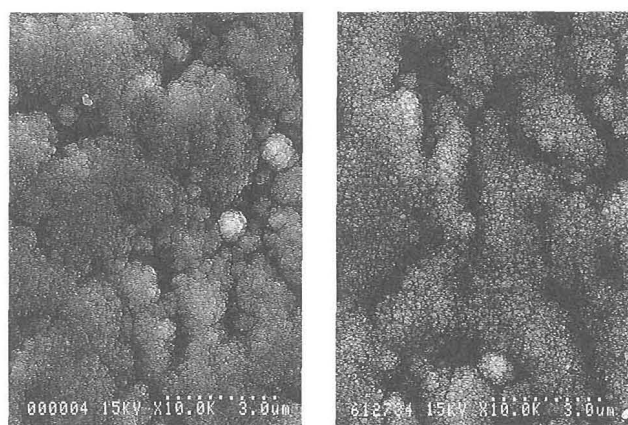
4.3 AES分析

AES分析は全面曝露（照射）試料、及び未曝露試料を1/4の扇状に切断した試料について、東レリサーチセンターで実施した。分析条件は、一次電子線加速電圧5kV、試料電流100nA、ビーム径100 μ mである。最表面分析及びイオンエッチングによる深さ分析を行った。エッチング時間から分析深さを算出するため、エッチング速度の計測を行った。今回のエッチング条件ではSiO₂に対して10nm/minのエッチング速度を有することが分かっていた。今回、ECR被膜のFar側を下地が検出されるまでエッ

表4-1 曝露（照射）前後の質量変化

[単位：g]

材料名	照射線種	曝露面(S/N)	初期重量	曝露後重量	変化量
R F	原子状酸素	部分(0005)	14.4063	14.4067	0.0004
		全面(0008)	14.2863	14.2855	-0.0008
	紫外線	部分(0024)	14.3815	14.3815	0.0000
		全面(0025)	14.3602	14.3603	0.0001
	宇宙環境曝露	部分(0010)	14.3622	14.3627	0.0005
		全面(0016)	14.3413	14.4081	0.0668
R F-H	原子状酸素	部分(0009)	14.3575	14.3575	0.0000
		全面(0011)	14.3304	14.3295	-0.0009
	紫外線	部分(0020)	14.3197	14.3196	-0.0001
		全面(0026)	14.3905	14.3901	-0.0004
	宇宙環境曝露	部分(0003)	14.3588	14.3591	0.0003
		全面(0013)	14.4074	14.3411	-0.0663
E C R	原子状酸素	部分(0036)	14.3727	14.3720	-0.0007
		全面(0037)	14.3660	14.3664	0.0004
	紫外線	部分(0040)	14.3231	14.3232	0.0001
		全面(0041)	14.4118	14.4114	-0.0004
	宇宙環境曝露	部分(0039)	14.3481	14.3482	0.0001
		全面(0042)	14.3753	14.3758	0.0005



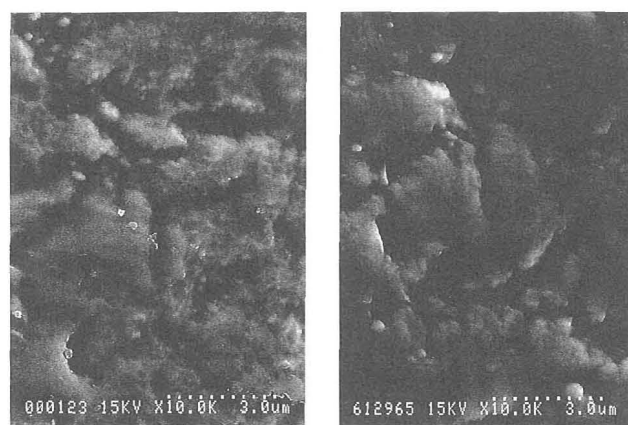
未曝露

UV 照射

AO 照射

宇宙環境曝露

図 4-1 RF 被膜表面の FE-SEM 写真



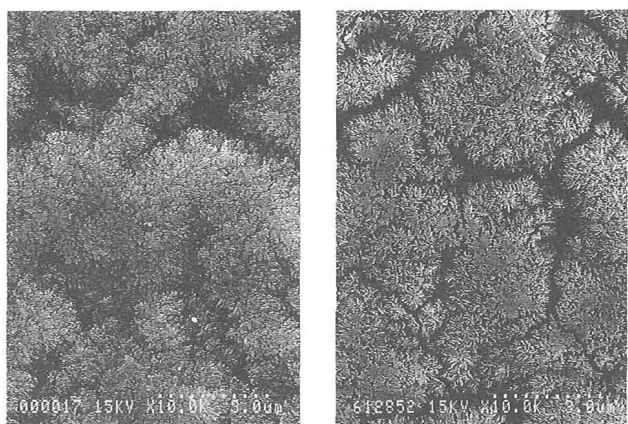
未曝露

UV 照射

AO 照射

宇宙環境曝露

図 4-3 ECR 被膜表面の FE-SEM 写真



未曝露

UV 照射

AO 照射

宇宙環境曝露

図 4-2 RF-H 被膜表面の FE-SEM 写真

チングしたところ、約 200 分で下地の鉄が検出された。被膜厚さが約 1 μm であることから、この被膜の AES 分析でのエッチング速度は約 5 nm/min であることがわかった。

図 4-4 ~ 4-6 に、AES の深さ分析のスパッタリング時間に対する各元素の相対濃度を示す。どの被膜も宇宙環境曝露試料からは未曝露試料ではみられない Si が検出された。また、宇宙環境曝露、原子状酸素照射により表面層の O 濃度も高くなったが、その深さは被膜の種類により異なった。シールド板によってシールドされた非曝露面からは Si はほとんど検出されず、O 濃度も未曝露試料と同程度であった。シールドすることにより宇宙環境曝露の影響を避けることができると思われる。次に各被膜毎に結果を述べる。

(1) RF 被膜

宇宙環境曝露により、AES 分析でエッチング時間が約 10 分の深さまで O 濃度が増加していた。原子状酸素照射によっても同程度の深さまで酸化していたが、宇宙環境曝露より酸素濃度は高かった。紫外線照射による顕著な差異は認められなかった。

(2) RF-H 被膜

宇宙環境曝露、原子状酸素、紫外線照射で、AES 分析でのエッチングを行った最大の 50 分の深さでもまだ

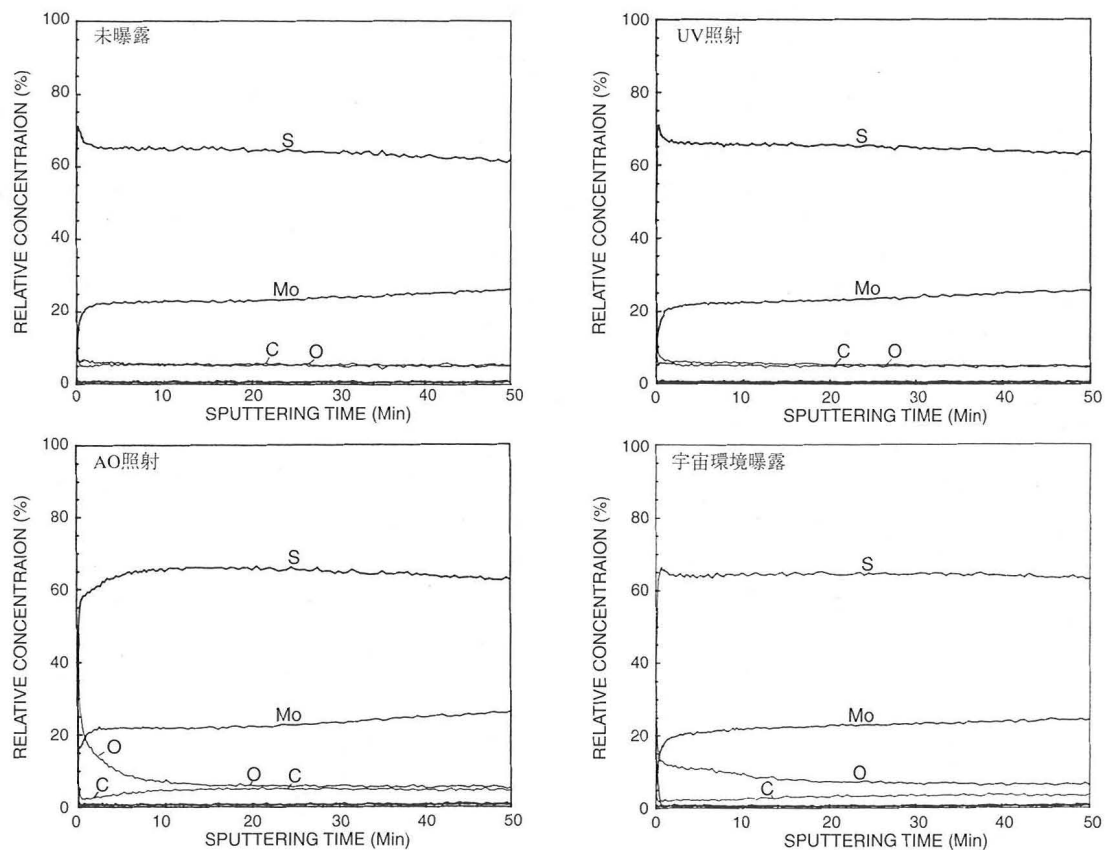


図 4-4 RF 被膜の AES 分析結果

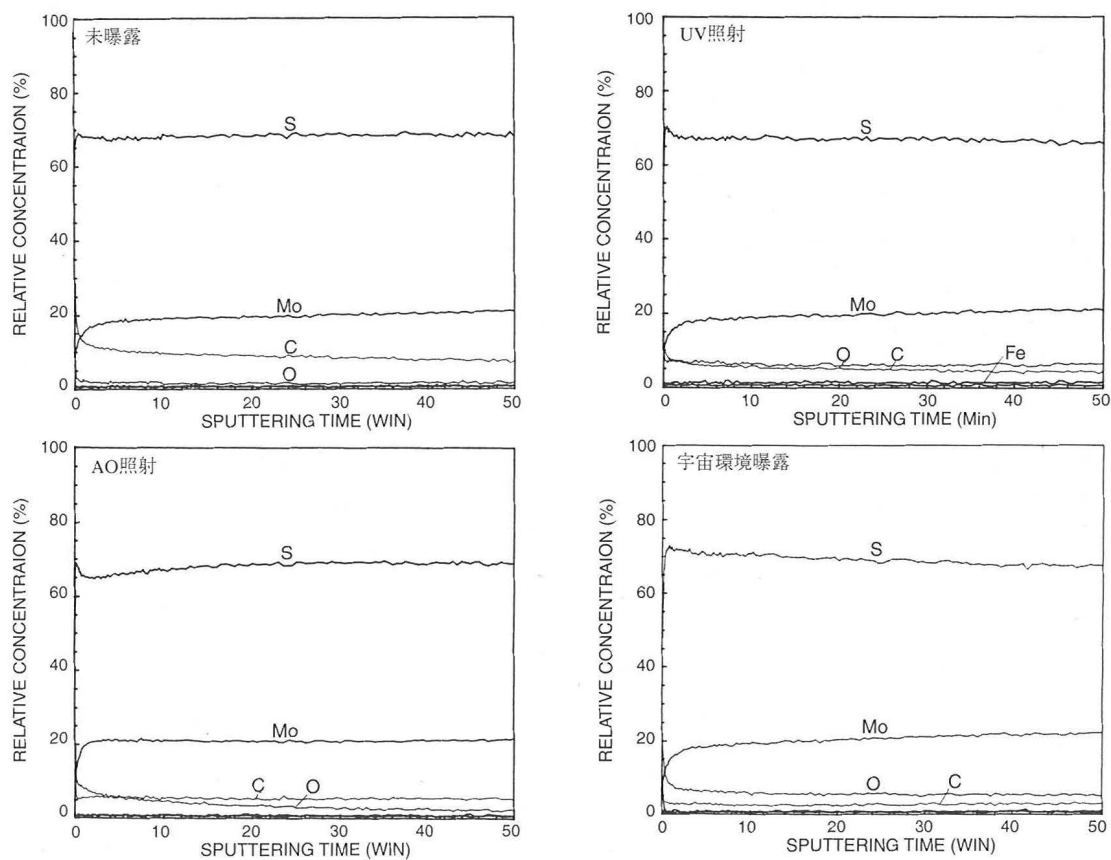


図 4-5 RF-H 被膜の AES 分析結果

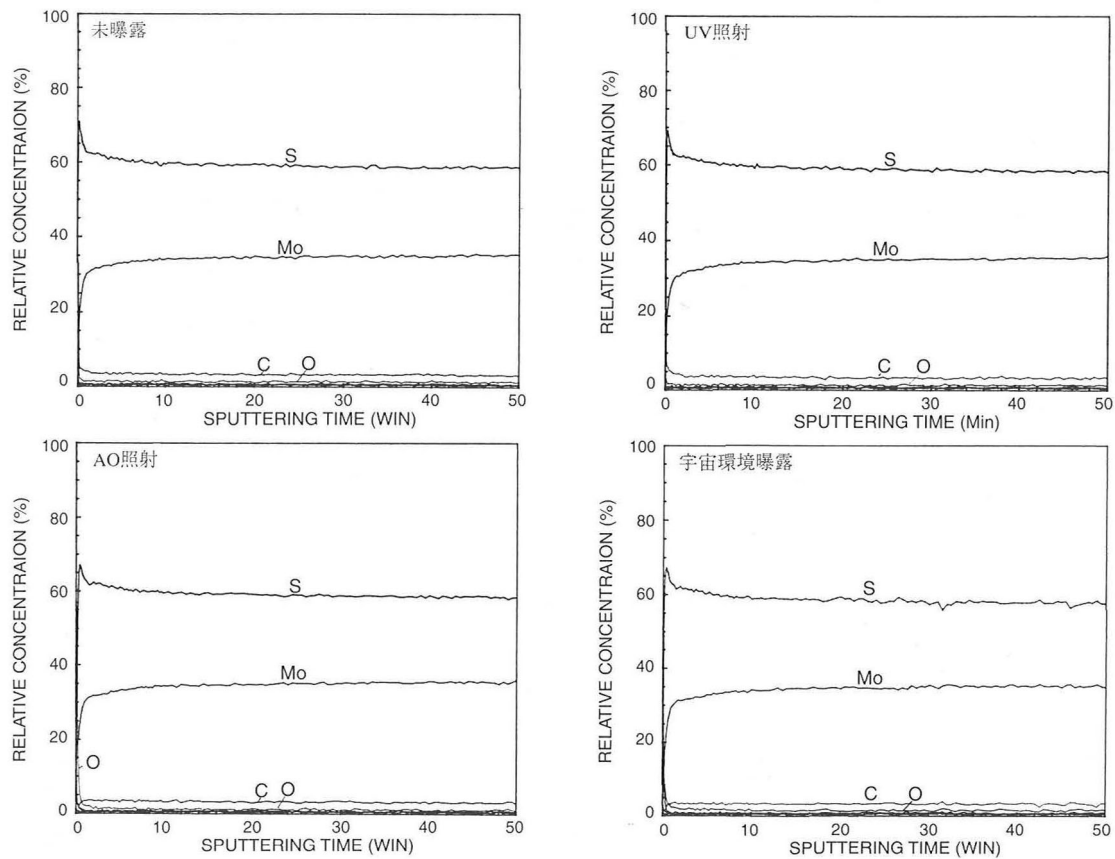


図4-6 ECR被膜のAES分析結果

酸素濃度が増加していた。RF-H被膜は柱状構造のふわふわした被膜であり、そのため被膜の内部深くまで、影響が及んだと思われる。また、RF-H被膜だけが紫外線の影響を受けた。この試料では、未曝露試料で比較的多くの炭素が検出されたが、宇宙環境曝露試料でC濃度が減少していた。C濃度の減少は原子状酸素、紫外線照射試料、非曝露面でもみられた。

(3) ECR被膜

宇宙環境曝露、原子状酸素照射による影響が最も少なかった。エッチング時間が約1分の深さで酸素濃度が未曝露試料と同程度に低下した。紫外線照射による差異は認められなかった。また、Near側とFar側で、低軌道宇宙環境曝露、地上での原子状酸素、紫外線照射による顕著な差異は見られなかった。

4.4 XPS分析

XPS分析は、部分曝露試料の摩擦試験後に、曝露面と非曝露面の両方の分析を旧航空宇宙技術研究所で実施した。摩擦試験後に分析したのは、深さ方向分析のためエッチングにより表面層を削り取ってしまうためである。XPS分析では結合エネルギーのシフトから、EPMA (Electron Probe Micro Analysis) やAES分析では得られな

い化学結合状態に関する情報が得られる。また、EPMAやAESが点分析（分析領域は数 μm ）であるのに対し、XPSでは面分析となり表面の平均的な状態を示す情報となる。今回用いたXPSの分析領域のサイズは、銀を用いた較正により、半価幅のピーク強度に相当する範囲が直径約0.6 mmであることを確認している。X線源は、電圧10 kV、電流30 mAで励起させたAlK α で、厚さ2 μm のアルミフォイルフィルターを通して試料に照射した。深さ方向分析には熱陰極型イオン銃を用い、電圧2 kV、電流20 mA、Ar圧力 5×10^{-4} Paの条件でエッチングを行った。この条件でのエッチングレートの実測値は、MoS₂に対して約3 nm/minである。

図4-7～4-9は、各被膜のワイドスペクトルで、未曝露試料、原子状酸素照射試料の照射面と非照射面、紫外線照射試料、宇宙環境曝露試料の曝露面と非曝露面を比較したものである。RF、RF-H被膜については、宇宙環境曝露試料で観察された付着物の部分の分析結果も併せて示した。宇宙環境曝露、原子状酸素照射などによる影響は、被膜の種類によらず類似しており、以下のような傾向が明らかにみられた。

(1) 宇宙環境曝露試料、原子状酸素照射試料では、共通してOのピークが高くなっており、Mo, S, Cのピーク

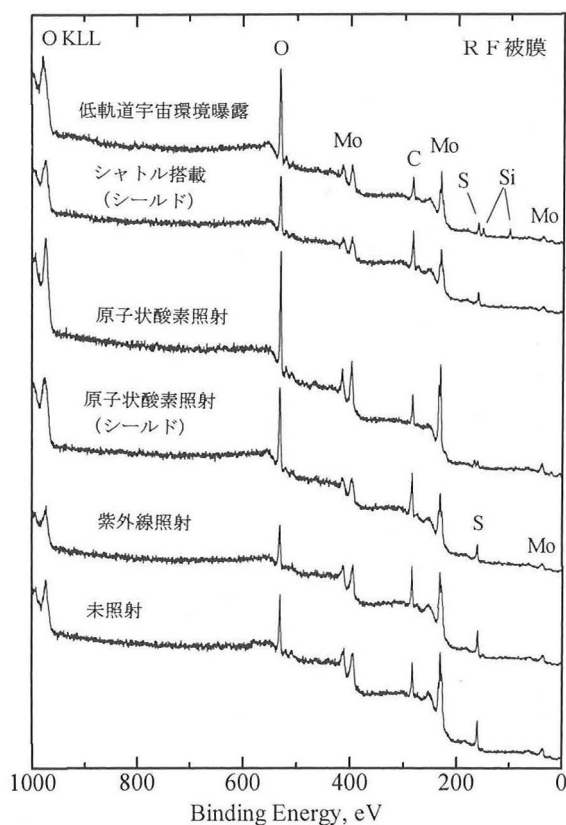


図4-7 RF被膜表面のXPS分析結果

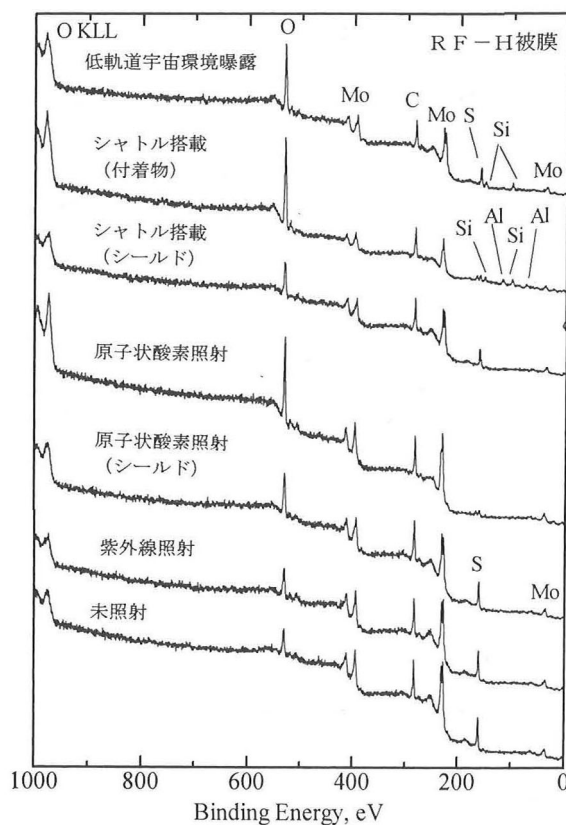


図 4-9 ECR 被膜表面の XPS 分析結果

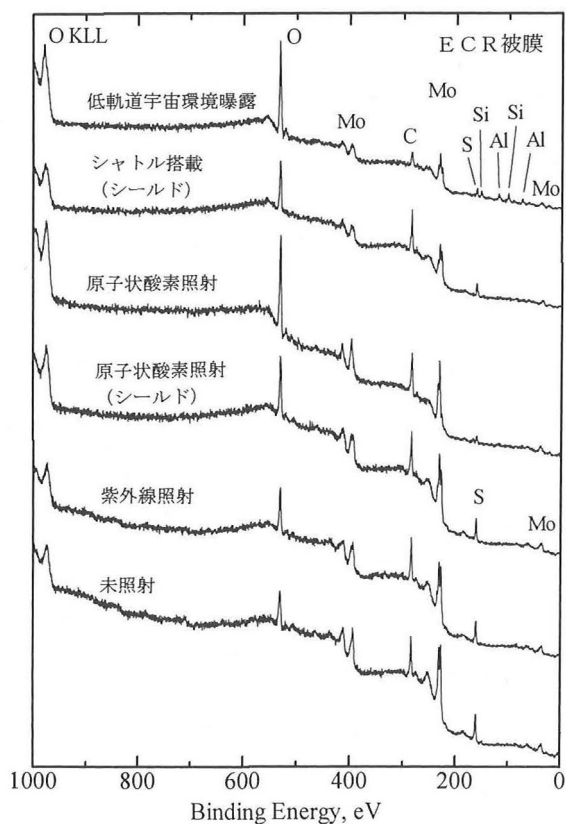


図4-8 RF-H被膜表面のXPS分析結果

が低下している。ただし、この傾向は原子状酸素照射試料に強く現れている。

- (2) 宇宙環境曝露試料のみに Si が検出された。また、RF、RF-H 被膜の宇宙環境曝露試料の付着物部分では、さらに Al と思われるピークが検出された。
- (3) 宇宙環境曝露試料、原子状酸素照射試料でも、シールド部は未曝露試料とほとんど変わらないスペクトルであった。
- (4) 紫外線照射試料のスペクトルは、未曝露試料とほとんど同様であった。
- (5) 検出された元素は Mo, S, C, O, 及び宇宙環境曝露試料の Si, Al のみであり、その他の元素は検出されなかった。

図 4-10 ~ 4-12 に、各被膜の種々の照射条件における最表面の Mo, S, O スペクトルを示す。Mo スペクトルでは、未曝露試料でも最表面にはかなり酸化物が存在していることがわかるが、宇宙環境曝露試料、原子状酸素照射試料では Mo の 4 価の結合状態を示す 228 eV、つまり MoS_2 のピークが非常に弱くなっており、逆に Mo の 6 価の結合状態を示す 235 eV、つまり MoO_3 のピークが強く、ほとんどが酸化物であることがわかる。これと対応して、これらの試料の S スペクトルでは、 SO_2 結合と思われる結合

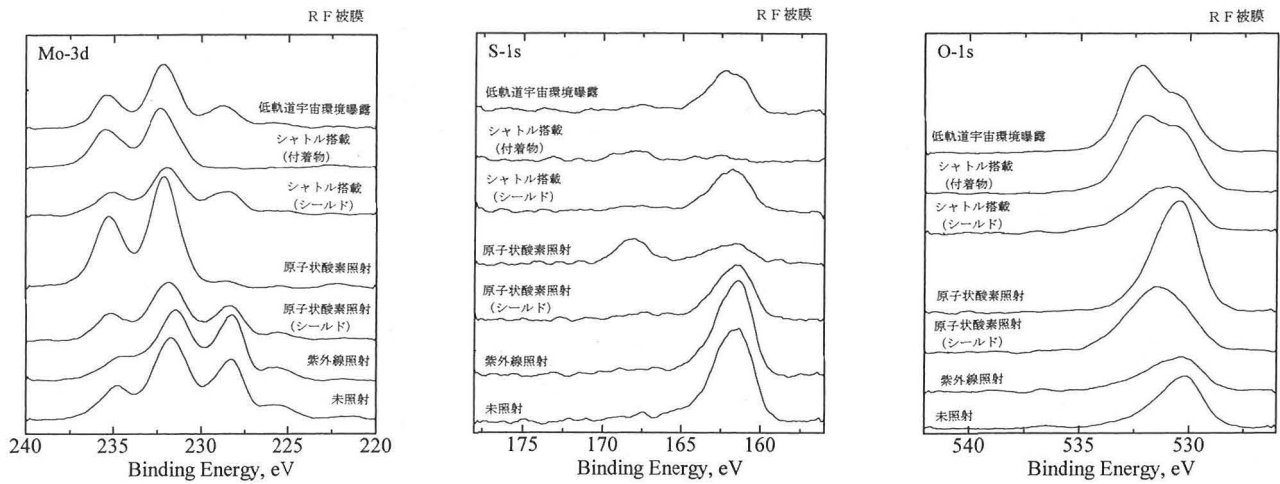


図 4-10 XPS 分析による RF 被膜最表面のスペクトルの比較

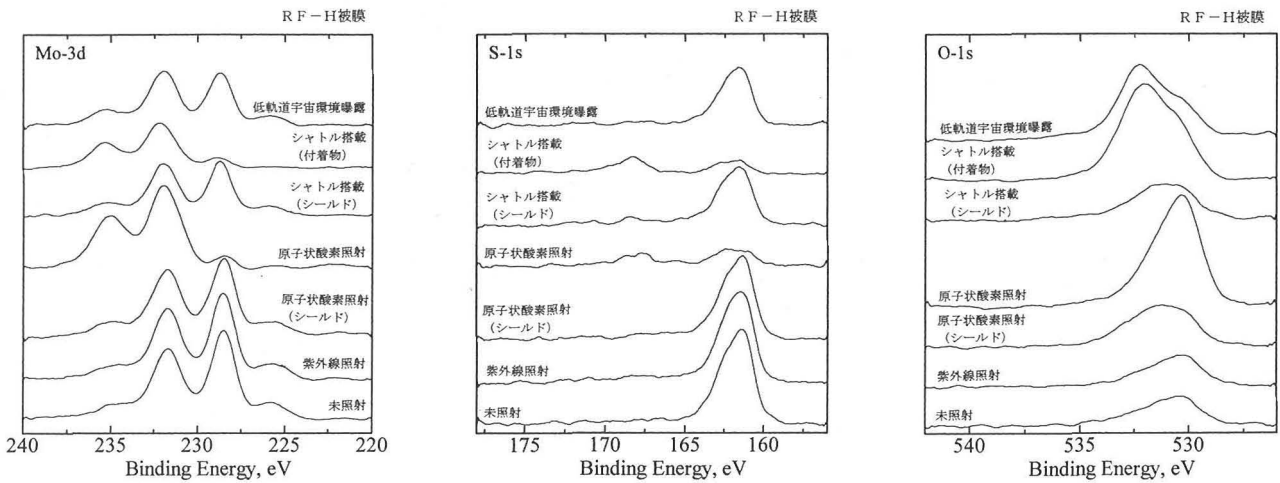


図 4-11 XPS 分析による RF-H 被膜最表面のスペクトルの比較

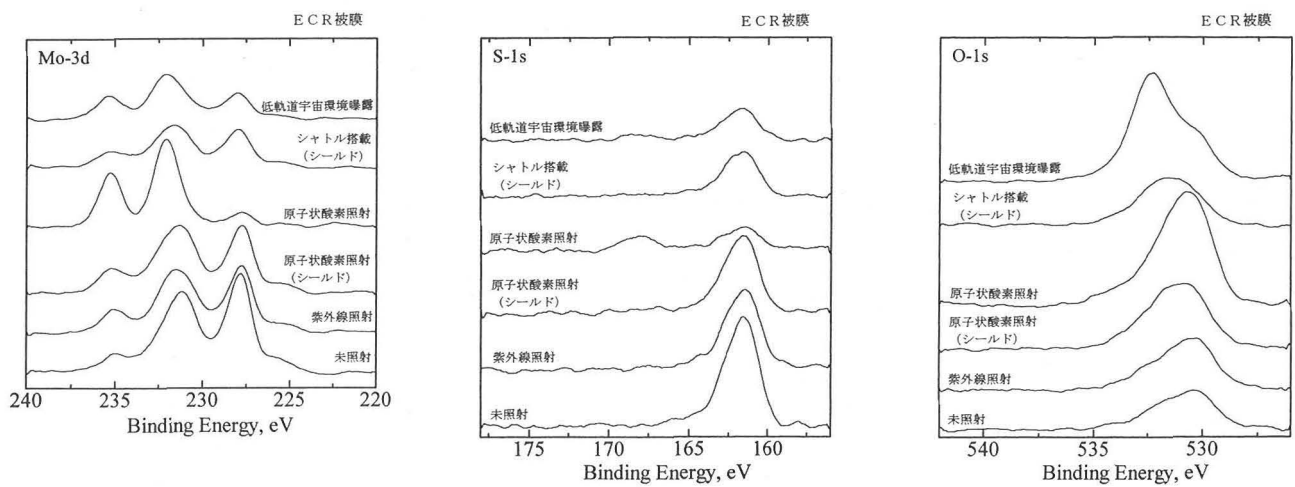


図 4-12 XPS 分析による ECR 被膜最表面のスペクトルの比較

エネルギー 168 eV の位置にピークが検出された。また、O のピークもきわめて大きくなっており、原子状酸素により、Mo の酸化、S の酸化が生じたことがうかがえる。なお、宇宙環境曝露試料の付着物部分から、後述する EPMA 分析でみられた Mg など他の元素が検出されなかったのは、XPS では感度が EPMA よりも低いこと、面分析であるため微量に偏在する物質についてはさらに検出感度が低下するためと思われる。

図 4-13 ~ 4-15 に、各被膜の S, O, C, Mo の深さ方向分析の結果を、未曝露試料、宇宙環境曝露試料（曝露面及び非曝露面）、原子状酸素照射試料について比較して示す。いずれの試料も宇宙環境曝露、原子状酸素照射により表面層で O の比率が大きく、深くなるにつれて未曝露試料の値に近づいていく。O のモル比が未曝露試料と同等レベルとなるのは、ECR 被膜ではエッチング時間 10 分程度であるが、RF 被膜、RF-H 被膜では 30 分エッチング後でもまだ O の量が多く、深くまで影響を受けたことがわかる。この深さ範囲で S の量が減少しており、S が酸化してガスとして失われたものと思われる。MoS₂ に対するエッチングレートの実測値 3 nm/min を用いれば、影響が及んだ深さは、ECR 被膜で約 30 nm、RF 被膜、RF-H 被膜では 90 nm 以上となる。

RF-H 被膜では、未曝露試料で C の量が他の被膜に比べ相当に大きくなっていたが、宇宙環境曝露、原子状酸素照射により C は大幅に減少し、その影響は 30 分エッチングした状態よりもかなり深くまで及んでいそうである。

被膜中にこのように多くの C が存在した理由は明らかではないが、RF-H 被膜は構造が疎であるため原子状酸素が深く侵入し、C をたたき出したと考えられる。この点については、さらに検討が必要である。

RF-H被膜

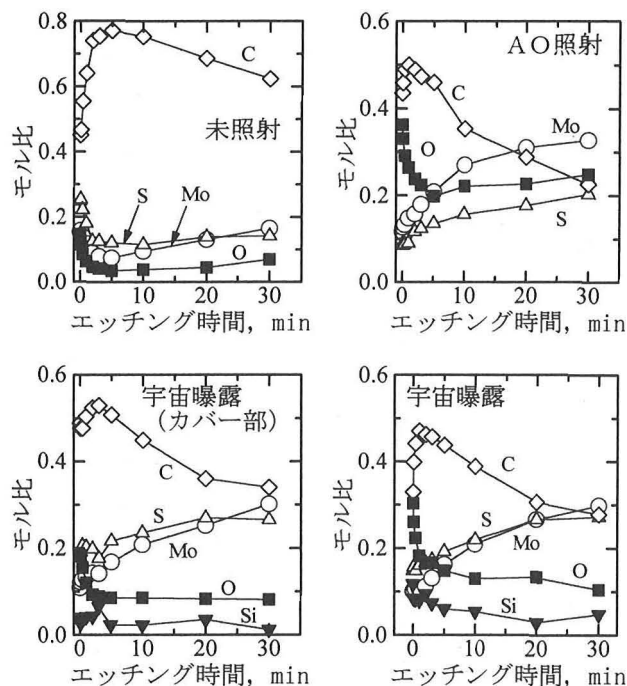


図 4-14 RF-H 被膜の XPS 深さ分析結果の比較

RF被膜

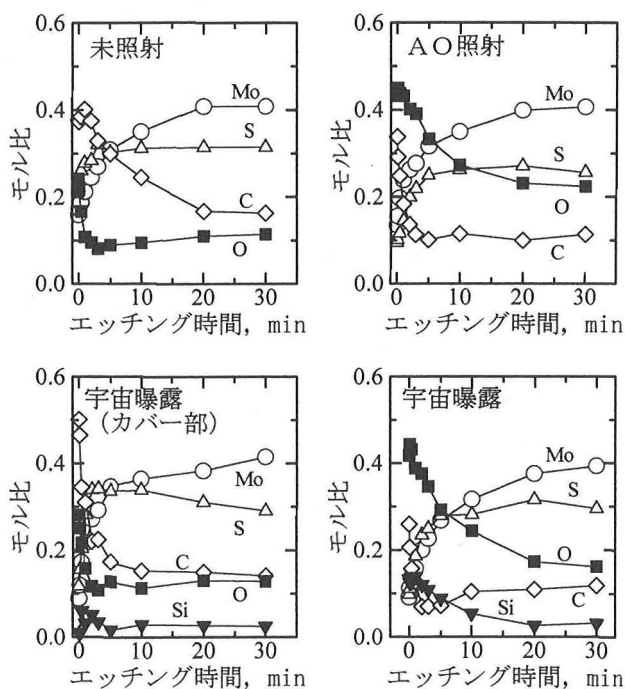


図 4-13 RF 被膜の XPS 深さ分析結果の比較

ECR被膜

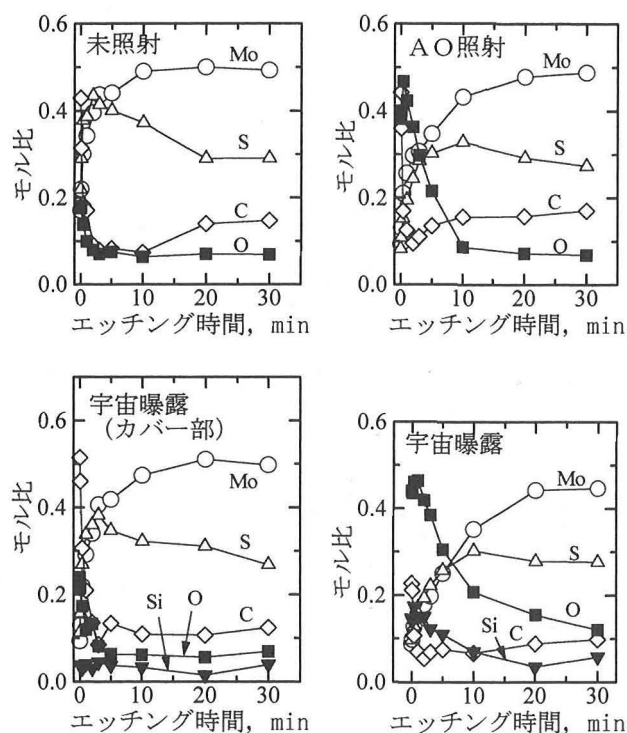


図 4-15 ECR 被膜の XPS 深さ分析結果の比較

4.5 宇宙環境曝露による付着物, コンタミネーション

図 4-16 からわかるように, 宇宙環境曝露試料には肉眼でわかるような付着物が観察されるものが多くあった. この付着物について, 東レリサーチセンターで RF 被膜の全面曝露試料の EPMA, Fourier Transform - Infrared Spectroscopy (FT-IR) 分析, RF-H のシールド板の EPMA, XPS, FT-IR 分析を行った. また, RF, RF-H 被膜の部分曝露試料の付着物について旧航空宇宙技術研究所で XPS 分析を行った. 各分析で得られた検出物質を表 4-2 に示す. 表中の「曝露面」とは, 付着物が見られない宇宙環境曝露部分のことである. 図 4-16 のように肉眼による観察からは, RF, RF-H 被膜の部分曝露試料に付いた付着物は液体が流れて

乾いたような跡が残っており, 中には貝殻状の波状模様が見えるものもあった. また, どの付着物も付着位置が一方方向に偏っており, 重力や加速度の影響を受けてその方向によったと考えられる. 表面分析では曝露面から Si が検出された. 付着物からも Si が検出されたが, その他に Fe, Al, Na, Mg, Ni や硫酸塩, アンモニウム塩, カルボン酸塩等も検出され, 数種の無機化合物が付着したことがわかる. 摩擦試験を行った部分曝露試料のうちの ECR 被膜の曝露面からは付着物と同じ様な Al 等が検出され, RF, RF-H 被膜上の付着物のようには目立たないが, 全体に付着物が摩擦試験結果に影響を及ぼした可能性がある. これらの付着物は複数の発生源または一箇所から複数の物質が飛んできたように思われる. しかし, はっきりとした原因は特定できない.

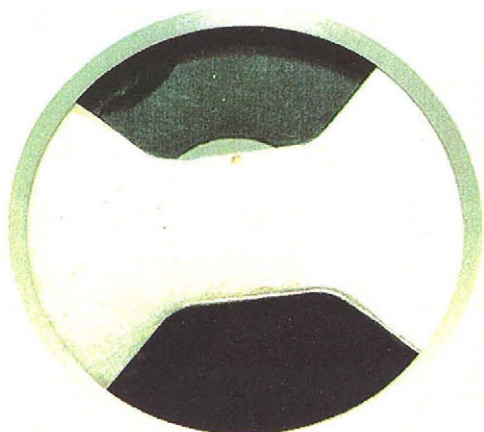


図 4-16 低軌道宇宙環境に曝露した試料に見られる付着物

4.6 観察・分析結果のまとめ

- (1) 宇宙環境曝露, 原子状酸素照射により, MoS₂ 被膜の Mo と S が酸化され, S はガスとして消失すると考えられる. また, 被膜中に C が多く存在した RF-H 被膜では C が叩き出される.
- (2) 宇宙環境曝露, 原子状酸素照射の影響が及ぶ深さは被膜の種類により異なり, その深さは ECR < RF < RF-H であった. 今回の条件では, ECR 被膜では数十 nm 程度, RF 被膜では 100 nm 程度, RF-H 被膜では 500 nm 以上であった.
- (3) 宇宙環境曝露, 原子状酸素照射による影響は類似していること, 紫外線ではほとんど影響がなかったこと

表 4-2 低軌道宇宙環境曝露試料上の付着物の分析結果

被膜	分析試料	分析内容	分析領域	検出物質 (未曝露試料または曝露面との比較)
RF	部分曝露	XPS	曝露面	Si
			付着物	Si, Fe
	全面曝露	EPMA	曝露面	C, O, Si, Al
			付着物 2	O, Si, Al (曝露面と比較して多) Na, Mg, Ni
		FT-IR	付着物 1	CaSO ₄ , NH ₃ ⁺
			付着物 2	-COO ⁻ , SO ₄ ²⁻ , NH ₃ ⁺
RF-H	部分曝露	XPS	曝露面	Si
			付着物	Si, Al, Fe
	シールド板	XPS	曝露面	SiO ₂ , F
			付着物	C, Si
		EPMA	付着物	O, Si (曝露面と比較して多)
			付着物 1	O, Si (曝露面と比較して多) Al, Na, Co, Ni
		FT-IR	付着物	-----
			付着物 1	-COO ⁻ , SO ₄ ²⁻ , NH ₃ ⁺ , -SiO ₃ ²⁻
ECR	部分曝露	XPS	曝露面	Si, Al

付着物 1: トレイと試料の境

付着物 2: 1 の外側

とを考慮すると、宇宙環境の MoS_2 スパッタリング被膜への影響は主に原子状酸素によるものと考えられる。

- (4) シールドした部分では未曝露試料との相違はほとんど見られず、原子状酸素がシールド板を回り込む現象はほとんど無視できるものと考えられる。
- (5) 本研究における低軌道宇宙環境への曝露実験では MoS_2 スパッタリング被膜試料の表面に Si 等のコンタミネーションが付着した。

5. 摩擦試験

5.1 摩擦試験機、試験方法、試験条件

評価に用いた高真空往復動ピン-オン-ディスクタイプ摩擦試験機の概略図を図 5-1 に、試験条件を表 5-1 に示す。ディスク試験片は横から挟み込む形で固定し、ピン側を往復動させた。ピンが設置される主軸はベローズを介して大気側と真空側がつながっている。主軸はラックとなっており、モーターの回転運動が直線運動にかえられ、大気側に設けたマイクロスイッチにより運動の方向を反転させ往復運動する。本試験では、すべり速度は 10 mm/sec、摩擦ストロークは 10 mm とした。大気側から、主軸が固定された X-Y ステージを上方に引き上げることでバランスをとって荷重を負荷した。本研究では、10 N の荷重で試験を行った。相手ピンには直径 7.94 mm の SUS 440 C の玉を用いた。試料を取り付けた後、ターボ分子ポンプにより 10^{-5} Pa 台まで真空引きを行った。試験中は、主軸の軸方向に対して垂直に置いた板ばねがたわむのを利用し、ひずみゲージで摩擦係数を測定した。本試験では、摩擦係数が 0.3 を越えた時を被膜破断と判断し、試験を終了した。

試験試料は 2. 3 供試試料の項で述べたように、同一の部分曝露（照射）試料を用い、曝露（照射）面、非曝露

（照射）面について摩擦試験を行った。紫外線部分照射試料については、照射部分の位置を判別できなかったため、切断された全面照射試料を用いて摩擦試験を行った。従って、紫外線の影響評価については、同一試料での比較とならなかった。試験後、円板摩擦面・相手ピン表面の光学顕微鏡観察、円板摩擦面の形状あらさ計測を行った。

以下、各被膜別に摩擦試験結果を述べる。

5.2 RF 被膜

図 5-2 に 3 種の被膜の未曝露、照射（曝露）試料の被膜寿命を示す。また、RF 被膜の摩擦係数の推移を図 5-3 に、試験後のピンの摩耗痕の光学顕微鏡写真を図 5-4 に示す。未曝露試料およびシールド板によって遮られた部分の被膜寿命が約 1×10^5 回（約 50000 往復）だったのに対し、宇宙環境曝露面では 8×10^4 回（約 40000 往復）とやや寿命が短くなった。原子状酸素照射面では約 6×10^4 回（約 30000 往復）とさらに寿命が短くなった。紫外線照射によっては寿命に大きな変化はみられなかった。

宇宙環境曝露面、原子状酸素照射面の摩擦係数は、特に摩擦初期に明らかに低い値を示し、その後も未曝露試料に比べて若干低かった。しかし、宇宙環境へ曝露した試料の非曝露面についても低い摩擦係数を示した。紫外線の照射による摩擦係数の顕著な変化は見られなかった。

表 5-1 摩擦試験条件および試験試料

荷重	10 N
すべり速度	10 mm/sec
摩擦ストローク	10 mm
圧力	$\times 10^{-5}$ Pa
ピン（ボール）	SUS440C, $\phi 7.94$ mm
ディスク	SUS440C + MoS_2

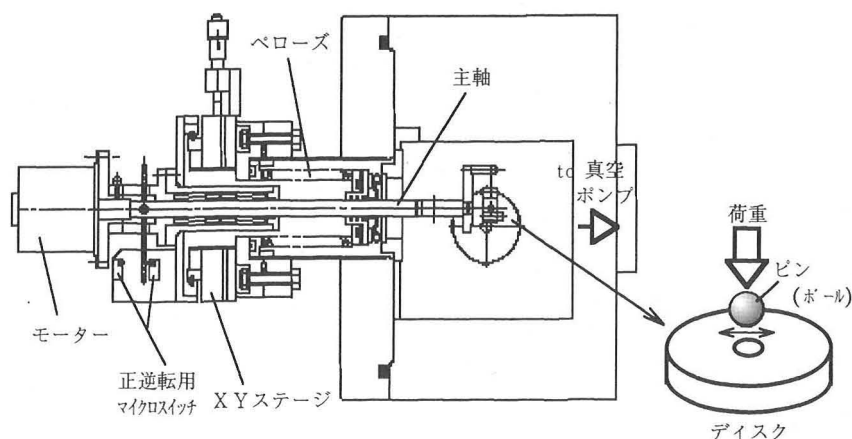


図 5-1 真空中往復動ピン／ディスク型摩擦試験機

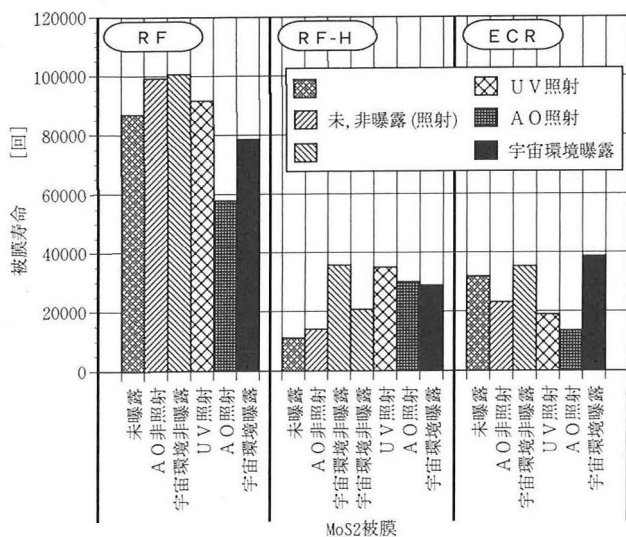
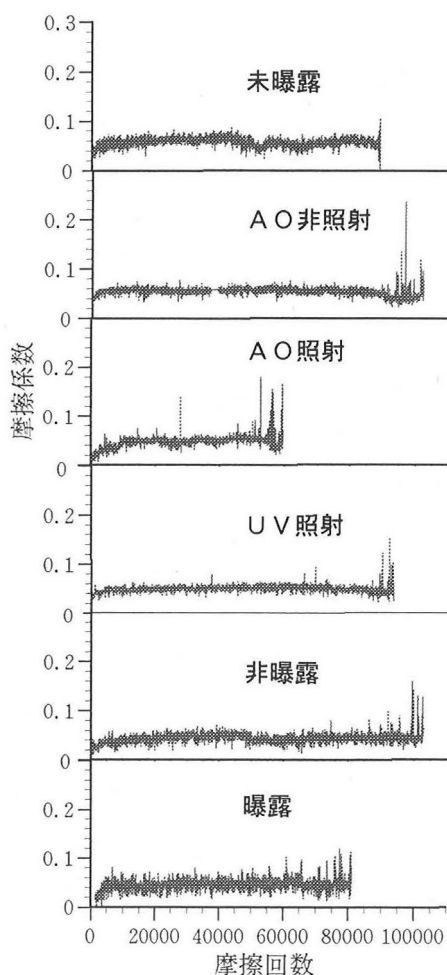
図 5-2 各 MoS₂スパッタリング被膜の被膜寿命

図 5-3 RF 被膜の摩擦係数の推移

摩擦試験後のピンの光学顕微鏡写真からは顕著な差異は認められなかった。

宇宙環境曝露試料、原子状酸素照射試料ともに被膜寿命の減少、摩擦係数の低下がみられること、紫外線照射

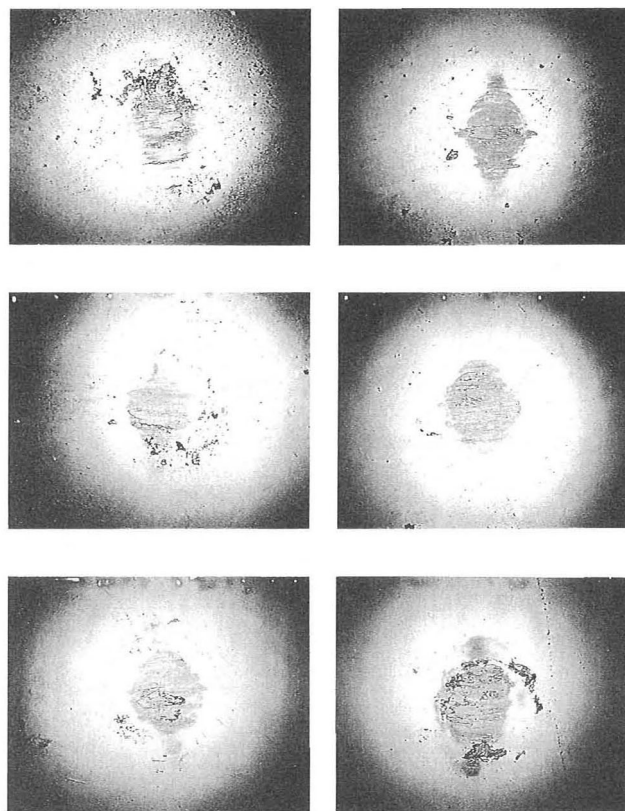


図 5-4 摩擦試験後のピンの摩耗痕 (RF)

による影響はなかったことから、宇宙環境曝露試料のトライボロジー特性の変化は原子状酸素の影響と考えられる。そして、宇宙環境へ曝露した試料の寿命の減少が原子状酸素照射試料に比べて少なかったのは、原子状酸素の照射量が地上での対照試験に比べて少ないためと考えられる。非曝露面と曝露面では、表面分析結果及び被膜寿命に違いが見られ、曝露による影響が現れたものの、摩擦係数は同等の低い値を示したことについては、更なる検討が必要である。

5.3 RF-H 被膜

RF-H 被膜の摩擦係数の推移、試験後のピンの摩耗痕の光学顕微鏡写真を図 5-5、図 5-6 に示す。未曝露試料で 1.2×10^4 回 (約 6000 往復) の寿命が、宇宙環境曝露により約 2～3 倍にのびた。また、原子状酸素照射、紫外線照射によっても同じように寿命がのび、非曝露面でも若干寿命が長くなった。AES 分析及び XPS 分析で、未曝露試料で高かった C 濃度が、曝露面、原子状酸素、紫外線照射面、非曝露面のいずれも低くなっていることが確認されている。非曝露面は曝露面の様に酸化していなかったことを考えると、酸化が寿命増大の要因ではなく、C 濃度の減少が寿命増大に寄与していると考えられる。

宇宙環境曝露試料の摩擦係数は、摩擦初期に非曝露面と比べ低い値を示し、その後上昇して安定した。安定後

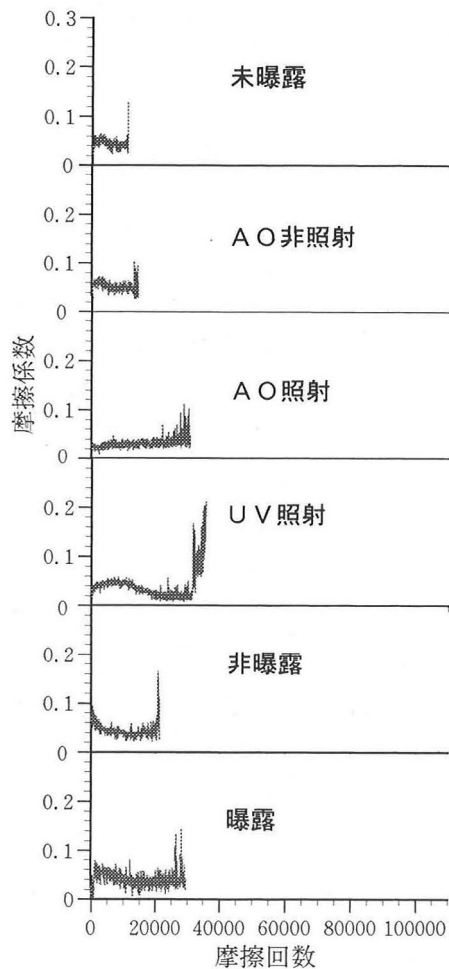


図5-5 RF-H被膜の摩擦係数の推移

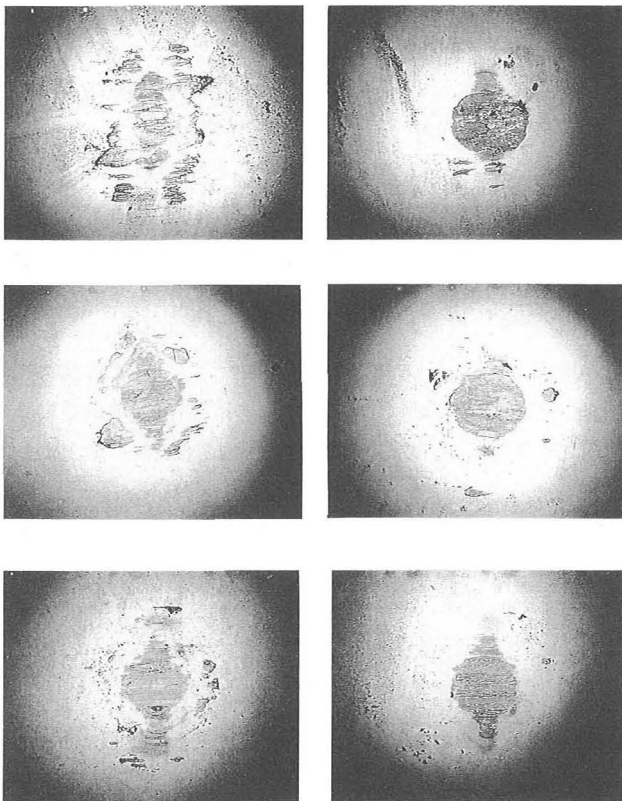


図5-6 摩擦試験後のピンの摩耗痕 (RF-H)

は非曝露面の摩擦係数の推移と同様の推移を示した。摩擦初期は、未曝露試料と比べても低い値であった。原子状酸素照射面は、摩擦初期から安定的に未曝露試料と比べて低い値を示した。紫外線照射試料では、摩擦初期には未曝露試料と同様の推移を示したが、摩擦後期に低い値を示した。曝露試料及び原子状酸素照射試料で、摩擦初期に未曝露試料より低い摩擦係数を示したが、摩擦係数が低かった期間は曝露試料の方が短かった。地上での原子状酸素照射に比べて、当たった原子状酸素の量が少なかったためではないかと推測される。

摩擦試験後のピンの光学顕微鏡写真からは、未曝露試料、原子状酸素非照射面、非曝露面でピンの出入口部に多くの摩耗粉が付着していた。

5.4 ECR 被膜

ECR被膜の摩擦係数の推移を図5-7に、試験後のピンの光学顕微鏡写真を図5-8に示す。宇宙環境曝露試料の被膜寿命は、未曝露試料の約 3×10^4 回 (約15000往復) と同程度であった。しかし、原子状酸素照射により寿命が半減し、紫外線照射でも寿命は若干短くなった。摩擦試

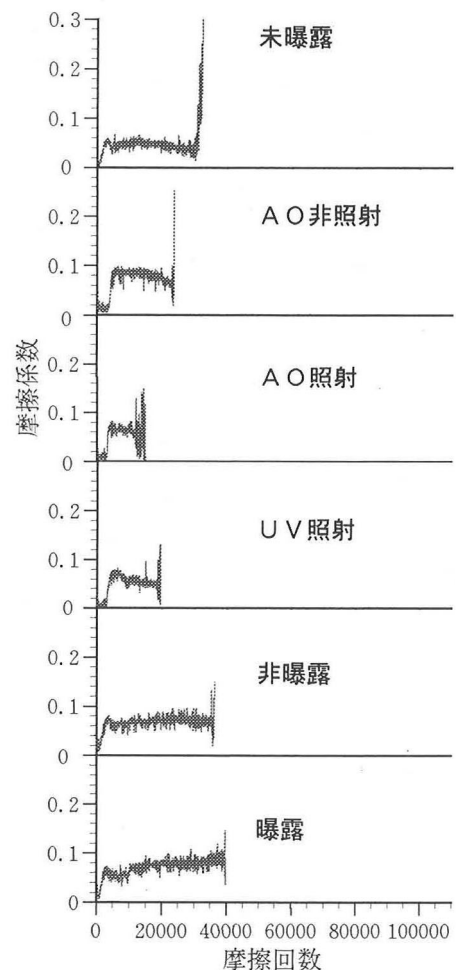


図5-7 ECR被膜の摩擦係数の推移

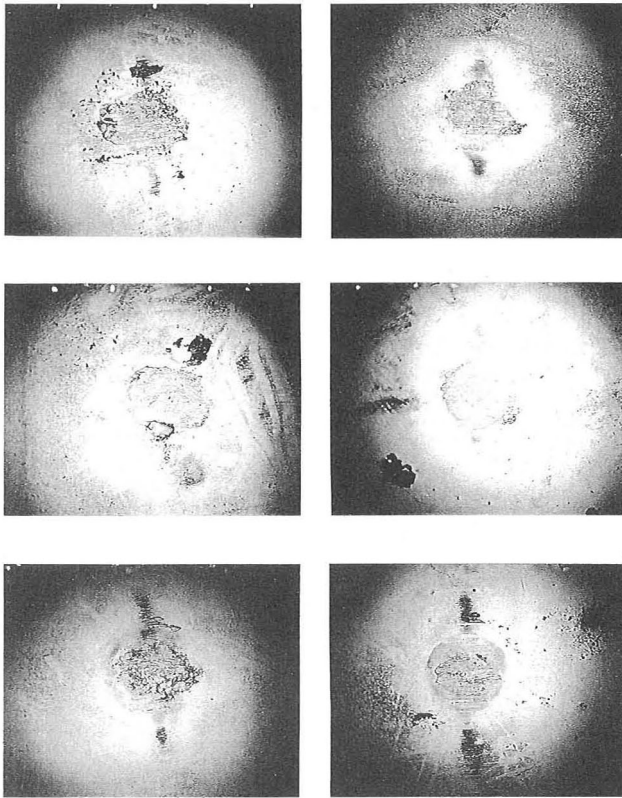


図 5-8 摩擦試験後のピンの摩耗痕 (ECR)

試験後のピンの光学顕微鏡写真からは顕著な差異は認められなかった。

摩擦係数については、どの試料においても摩擦初期の数千回までは極めて低い値を示し、その後、上昇して安定するという挙動を示した。宇宙環境曝露試料、原子状酸素照射試料では曝露面、照射面とシールドでカバーされた面が同じ様な摩擦係数の推移を示した。ECR 被膜は宇宙環境曝露、原子状酸素照射により被膜の酸化した深さは最も浅いことから、原子状酸素、紫外線照射、宇宙環境曝露の摩擦係数への影響はあまり現れなかったと見られる。また、原子状酸素、紫外線の影響のない未曝露試料、シールドでカバーされた面の安定時の摩擦係数にばらつきが見られていることから、本試験ではディスク試料ごとに特性の差があった可能性もある。

6. 宇宙環境の影響に関する考察

宇宙環境曝露試料では、どの被膜の摩擦係数も摩擦初期にかなり低い値を示すが、数千回の摩擦後に上昇して安定するという挙動を示した。そこで、摩擦係数と摩耗深さの関係を調べるため、摩擦試験の途中で試験を止め、表面あらさ計にてディスクの摩耗痕の形状を測定した。摩擦係数が低い時に停止した場合と、その後上昇し安定した時に停止した場合、寿命まで到達した時のディスク

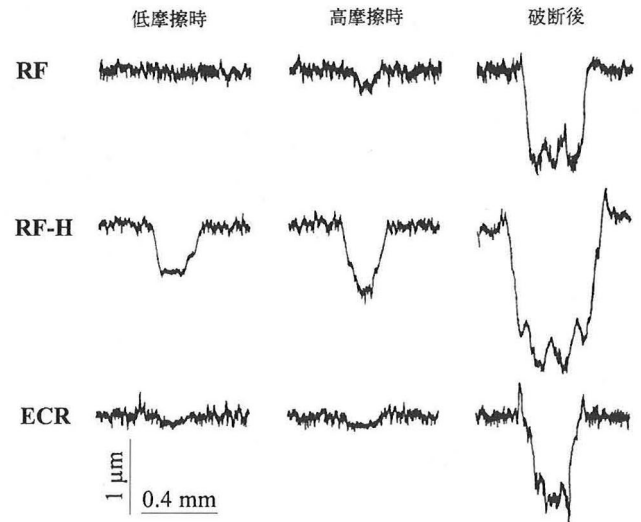


図 5-9 摩擦試験後のディスクの摩耗痕の表面形状

の摩耗痕の形状を図 5-9 に示す。摩擦係数が上昇し、安定したときのディスクの摩耗深さは、RF 被膜で約 0.3 μm、RF-H 被膜で約 0.8 μm、ECR 被膜で約 0.1 μm である。表面分析で酸化層の厚かった被膜ほど深いのが分かる。原子状酸素により酸化された層がなくなるまでは摩擦係数が低く、酸化された被膜の影響がなくなると摩擦係数が上昇して未曝露試料と同じ値を示すのではないかと考えられる。この推測は、酸化モリブデンの摩擦係数は二硫化モリブデンよりも高いとされていることと矛盾する。また、有田らや田川らの、原子状酸素の照射により摩擦係数が増大したという結果と異なった結果が得られている。荷重によるせん断応力の及ぶ領域が、酸化された層に対してどう位置するかによって、トライボロジー特性の変化の仕方が変わってくると考えられる。今回の試験は比較的高い面圧で試験を実施しており、その影響が出たと考えることもできる。また、試験の摺動の一方向、往復動の違いによる摩耗粉の挙動の違いの影響なども考えられる。しかし、詳細については今後も検討が必要である。

曝露面の被膜寿命は、RF 被膜では減少し、RF-H 被膜では増加し、地上対照試験の原子状酸素照射の試験結果と類似した。表面分析の結果も、曝露試料で Si 系のコンタミネーションが検出されたのを除くと地上対照試験の原子状酸素照射の影響とはほぼ同じであり、摩擦試験の結果を裏づけている。ただし、ECR 被膜の曝露面では原子状酸素照射面のような寿命の低下はみられていない。ECR 被膜の曝露面からだけ Si 以外のコンタミネーション成分が検出されており、その影響が出たのであろうか。コンタミネーションの影響を取り除き、宇宙環境曝露の影響を評価できないかと考え、エタノールで 5 分間の超音波洗浄を行った後、同様に摩擦試験を行った。その寿

命、摩擦係数の推移についても図5-10、図5-11に示す。XPS分析からはエタノールでの超音波洗浄でコンタミネーション成分は完全には除去されていなかったにも関わらず、エタノール洗浄後の摩擦試験では、原子状酸素照射の結果と同じようにRF被膜とECR被膜の寿命は減少し、RF-H被膜の寿命は増加した。エタノール洗浄によっ

てコンタミネーションの影響が少なくなり、宇宙環境における原子状酸素の影響だけが出たと考えることもできる。

いずれの試料でも宇宙環境の影響はそれほど大きくなかった。また、表面分析、摩擦試験とも地上での原子状酸素照射による結果と類似しており、原子状酸素の照射量を同じにすればMoS₂スパッタリング被膜に対しては地上で模擬できる可能性が高い。実際の駆動機器は宇宙環境下で駆動するため、今後、原子状酸素、紫外線等を照射しながらの摩擦試験が必要である。

今回の試験では、原子状酸素、紫外線照射試料は1回の摩擦試験、曝露試料についても1～2回の摩擦試験のみの結果である。被膜寿命の再現性については、同一試験機、同一試験片でも数倍程度相違する場合があることが報告されており²⁶⁾、再現性の範囲であることも考えられるが、宇宙環境曝露、原子状酸素照射によって被膜ごとに顕著な影響がでたと思われる。

7. ま と め

3種類の二硫化モリブデンスパッタリング被膜(RF, RF-H, ECR)を低軌道宇宙環境に曝露、及び地上で原子状酸素、紫外線を照射して、表面分析と摩擦試験を行った結果、次のことが分かった。

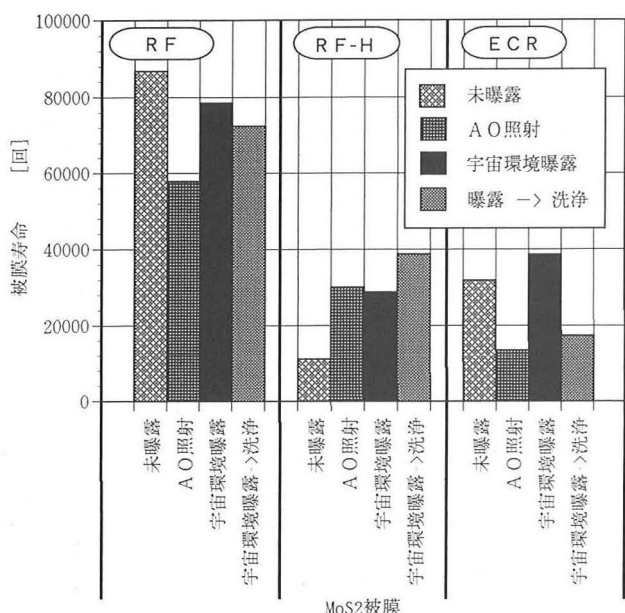


図5-10 宇宙環境曝露試料をエタノール洗浄後の被膜寿命の比較

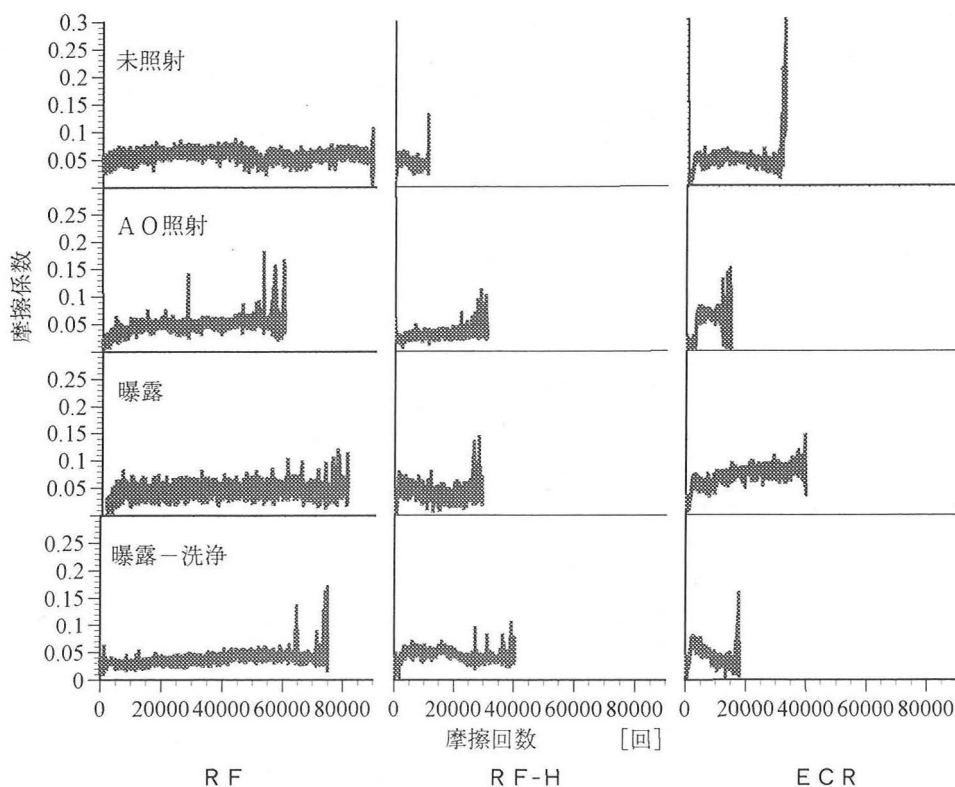


図5-11 宇宙環境曝露試料をエタノール洗浄後の摩擦係数の比較

- (1) どの被膜も低軌道宇宙環境への曝露及び原子状酸素の照射により表面が酸化した。その深さは被膜により異なり、RF-H > RF > ECR の順序であった。RF-H 被膜は未曝露試料で炭素濃度が高かったが、宇宙環境への曝露と原子状酸素や紫外線の照射により炭素濃度が減少した。RF や ECR 被膜に対しては紫外線の影響はあまり見られなかった。RF-H 被膜だけが紫外線照射による変化があり、原子状酸素と同様に酸素濃度の増加と炭素濃度の減少が見られた。
- (2) 各被膜の摩耗寿命に対する低軌道宇宙環境の影響は原子状酸素の影響と同じ様であったが、原子状酸素の影響に比べて小さかった。RF と ECR 被膜は原子状酸素の照射、宇宙環境への曝露により寿命が短くなったが、RF-H 被膜では寿命が長くなった。紫外線の照射では、RF、ECR 被膜は寿命の大きな変化は見られなかったが、RF-H 被膜は紫外線の照射により、寿命が約 2 倍にのびた。

謝 辞

材料曝露実験 (ESEM) にあたり、とりまとめをしていただいた石川島播磨重工業の天方雷太殿、伏木克美殿、各種の分析をしていただいた東レリサーチセンターの中山陽一殿に心から感謝致します。

付 記

本研究は旧航空宇宙技術研究所と旧宇宙開発事業団との共同研究として行われたものである。

参考文献

- 1) 毛利 衛：宇宙の真空，真空の科学と技術，第 30 巻，第 12 号 (1987)
- 2) M. Suzuki and M. Nishimura: Tribological Characteristics of Ball Bearings Lubricated with a Sputtered molybdenum Disulphide Film in Vacuum under a High Thrust Load, Proceedings of 5 th European Space Mechanism and Tribology Symposium 35-40 (1990)
- 3) K. Matsumoto and M. Suzuki: Influence of Oxygen and Water Vapor in Operating Environment on Wear Life of an MoS₂ Film, Proceedings of International Tribology Conference Yokohama, 1165-1169 (1995)
- 4) H. Dursch, B. Keough and G. Pippin: Evaluation of Seal, Lubricants, and Adhesives Used on LDEF, Proceedings of LDEF-69 Month in Space Second Post-Retrieval Symposium, 1041-1060 (1992)
- 5) M. T. Dugger: Tribology and surface chemistry of sputtered MoS₂ solid lubricants exposed to atomic oxygen, Chung S.Y. *et al.* (ed), : Flight-and Ground-Test Correlation Study of BMDO SDS Materials, Phase 1 Report, JPL Publication 93-31, (1993) A1.
- 6) EFFU の回収後評価 材料サンプル回収後試験/評価 成果報告書 (1996)
- 7) M. Arita, Y. Yasuda, K. Kishi and N. Ohmae: Investigations of Tribological Characteristics of Solid Lubricants Exposed to Atomic Oxygen, Tribology Trans., 35, 2 pp. 374 (1992)
- 8) 有田正司, 保田芳輝, 岸 克宏, 寺内克徳, 大前伸夫：原子状酸素を照射した固体潤滑剤の摺動特性, 日本潤滑学会トライボロジー会議 (東京) 予稿集, 311-314, (1991)
- 9) 有田正司, 保田芳輝, 岸 克宏, 大前伸夫, 志智雄志：二硫化モリブデン系固体潤滑剤と原子状酸素との反応について, 日本潤滑学会トライボロジー会議 (東京) 予稿集, 405-408, (1992)
- 10) J. B. Cross, J. A. Martin, J. E. Pope and S. L. Koontz: Atomic Oxygen-MoS₂ Chemical Interactions, Surface & Coating Technology, 42 pp. 41-44 (1990)
- 11) J. B. Cross, L. H. Spangler, M. A. Holffbauer, F. A. Archuleta, L. Leger and J. Visentine: High Intensity 5 eV Atomic Oxygen Source and Low Earth Orbit Simulation Facility, NASA CR-181163 pp. 105 (1987)
- 12) H. W. Dursh and H. G. Pippin: Materials Degradation in Low Earth Orbit (Ed. U. Srinivasan and B. A. Banks), The Minerals, Metals and Materials Society, Warrendale, Pennsylvania pp. 207 (1990)
- 13) 山口幹夫, 細谷 孝, 西村 允：MoS₂ スパッタ膜の潤滑特性に及ぼす原子状酸素照射の影響, 日本潤滑学会第 34 期全国大会 (富山) 予稿集 (1989) 661-664
- 14) M. Tagawa, M. Matsushita, M. Umeno and N. Ohmae: In-situ Experiments on the Influence of Atomic Oxygen on Space Tribology, Proceedings of the ITC Yokohama pp. 1865-1869 (1995)
- 15) M. Tagawa, J. Ikeda, Y. Ninomiya, H. Kinoshita, M. Umeno and N. Ohmae: Effect of Atomic Oxygen Exposures on the Tribological Properties of Molybdenum Disulfide Lubricants, Proceedings of 4 th International Space Conference, Protection of Materials and Structures from the LEO Environment, (1998)
- 16) M. Tagawa, J. Ikeda, Y. Ninomiya, H. Kinoshita, M. Umeno and N. Ohmae: Atomic Oxygen Effect on Spacetribology for LEO Satellites, Proceedings of 21 st ISTS, (1998)
- 17) M. Ishii, M. Ito, K. Toki and K. Kuriki: Atomic Oxygen Flow Facility Using Arcjet, Proceedings 16 th ISTS pp.363

- (1988)
- 18) G. S. Arnold, D. R. Peplinski and F. M. Cascarano: Translational Energy Dependence of the Reaction of Atomic Oxygen with Polyimide Films, *J. Spacecraft*, 24, 5 pp. 454 (1987)
- 19) K. Sonoda, T. Nishikawa and K. Nakanishi: Atomic Oxygen Effects on Physical Properties of Spacecraft Materials in Low Earth Orbit, *AIAA 24 th Thermophysics Conference*, AIAA 89-1761 (1989)
- 20) B. Banks, S. Rutledge, M. Brdar, C. olen and C. Stidham: Neutral Atomic Oxygen Beam Produced by Ion Charge Exchange for Low Earth Orbital Simulation, *NASA CR-181163* pp. 127 (1987)
- 21) G. E. Caledonia and R. H. Krech: Pulsed Source of Energetic Atomic Oxygen, *NASA CR-181163* pp.135 (1987)
- 22) L. J. Leger and J. T. Visentine: A Consideration of Atomic Oxygen Interactions with the Space Station, *J. SPACECRAFT*, Vol. 23, No. 5, (1986)
- 23) Y. Okada, K. Imagawa, M. Tagashira, M. Suzuki, K. Matsumoto, R. Amagata and Y. Nakayama: Effects of Space Environment on Parts and Materials Usable in Space, *Proceedings of 21 st ISTS*, (1998)
- 24) S. Hamasaki, R. Shibata, M. Nishimura and K. Seki: Tribological Properties of Alternately-Sputtered MoS_x-Mo Films, *Chinese International Symposium*, (1992)
- 25) 西村允, 野坂正隆, 鈴木峰男, 関勝美, 宮川行雄 : 高周波スパッタリング法による二硫化モリブデン膜の潤滑特性に関する研究, 航空宇宙技術研究所報告 TR-903 (1986)
- 26) K. Matsumoto, M. Kawamura, M. Suzuki and M. Nishimura: Tribological Characteristics of MoS₂ Films Sputtered by ECR Ion Gun", *Proceedings of 4 th International Tribology Conference (AUSTTRIB '94)*, pp.343-349 (1994)
- 27) M. Suzuki: Comparison of Tribological Characteristics of Sputtered MoS₂ Films Coated with Different Apparatus, *Proceedings of first World Tribology Congress*, 69 (1996)
- 28) 鈴木峰男, 西村允: マイクロトライボロジーの宇宙への展開, 機械の研究, 46 巻, 第 1 号, pp. 220-223, (1994)
- 29) 松本康司, 鈴木峰男, 今川吉郎, 岡田 豊: MoS₂ スパッタ被膜の宇宙環境曝露実験—その 1 AO, UV を照射した試料による評価—, 第 41 回宇宙科学技術連合講演会予稿集, 447-451 (1997)
- 30) 松本康司, 鈴木峰男, 今川吉郎, 岡田 豊: 原子状酸素, 紫外線を照射した MoS₂ スパッタ被膜のトライボロジー特性, トライボロジー会議 (大阪) 予稿集, 422-424 (1997)
- 31) K. Matsumoto, M. Suzuki, K. Imagawa, Y. Okada and M. Tagashira: Evaluation of Tribological Characteristics of Sputtered MoS₂ Films Exposed to LEO Environment, *Proceedings of 21 st ISTS*, pp. 502-507, (1998)

付 録

STS-85 (スペースシャトル ディスカバリー) 飛行データ

1. 軌道条件

- (1) 打上日時 (UT 時間) 1997 年 8 月 07 日 14 時 41 分
- (2) 帰還日時 (UT 時間) 1997 年 8 月 19 日 11 時 07 分
- (3) 軌道高度 296 km
- (4) 軌道傾斜角 57 度
- (5) 離心率 0
- (6) 軌道半径 6696 km (高度 296 km)
- (7) 昇交点赤経 0 度
- (8) 近地点引数 0 度
- (9) 平均近点離角 0 度
- (10) 太陽活動, 地磁気活動 極小期

2. オービター姿勢データ

STS-85 の姿勢とイベントが記録されている Attitude Timeline から各 LVLH 姿勢^注の累積時間を算出したものを付表 1 に示す。また, INRTL 姿勢^注を抽出したものを付表 2 に示す。

注: 各 LVLH 姿勢は, 地球の位置を基準に決定される姿勢。INRTL 姿勢は, 太陽の位置を基準に決定される姿勢。

3. 姿勢データを考慮した環境データ

以下の検討では, INRTL 姿勢の正確な把握が困難であるため, LVLH 姿勢のみを考慮する。尚, LVLH 姿勢は, 全カーゴベイ開放時間 (約 277 時間) 中の約 78.4 % を占める。STS-85 で実際にとられた LVLH 姿勢を付図 1 に示す。

3.1 原子状酸素

付図 1 に示す LVLH 姿勢のうち, 曝露面が進行方向を向く姿勢は, 次の 4 通りである。

- (1) R0, P180, Y270 累積時間 53.94 時間
- (2) R180, P0, Y300 累積時間 5.73 時間
- (3) R180, P0, Y273 累積時間 6.00 時間
- (4) R0, P180, Y273 累積時間 8.08 時間

この姿勢データと次の式から, ESEM における原子状酸素のフルエンスを求める事ができる。尚, 全ミッション期間中に受けた原子状酸素のフルエンスは, SEES モデル MSIS-86 のツールによる算出から約 1.5×10^{20} 個/cm² となった。

$$F = \cos\theta \times F_v \times (\text{その方向を向いていた累積時間} / \text{全ミッション時間})$$

θ : 曝露面の法線ベクトル方向と進行方向ベクトルとのなす角

$$(0^\circ \leq \theta \leq 90^\circ)$$

ESEM における原子状酸素のフルエンスは, 約 3.85×10^{19} 個/cm² となる。また, 付表 1 の参考値 (R0, P180, Y270 累積時間 10.23 時間) を加えると約 4.39×10^{19}

付表 1 LVLH 姿勢累計時間 (1/2)

R P Y	0 90 0	0 180 270	0 240 90	0 90 270	180 0 50	175 270 0	0 60 270	180 270 0	180 0 0	0 180 0	180 0 68
備考	-XLV SPAS Comm	-ZLV -YVV ESEM	H2O Dump Bias -ZLV	-YLV +ZVV	H2O Dump	+XLV SPAS Comm	H2O Dump	+XLV SPAS Comm	-ZLV Nose Fwd	-ZLV -XVV	
時間	433.00	195.00	108.62	617.50	89.90	125.37	96.53	116.43	20.58	68.60	283.5
	285.00	212.00		14.05	85.87		85.90	196.45			
	29.63	287.50		205.90			99.68				
	86.78	191.37		100.00			122.18				
	352.03	157.50		216.05			84.33				
	112.22	246.85		280.00			114.68				
	209.80	123.85		105.00							
	105.00	215.00		101.07							
	77.12	202.35		89.33							
	109.33	91.40		31.72							
	198.05	17.68		25.67							
	121.72	86.28									
	103.55	287.50									
	90.00	78.00									
	87.08	280.00									
	137.93	118.70									
	115.37	123.95									
	183.40	71.50									
	507.28	225.00									
	43.95	25.08									
	161.02										
	66.97										
合計m	3,616.23	3,236.52	108.62	1,786.28	175.77	125.37	603.32	312.88	20.58	68.60	283.5
換算h	60.27	53.94	1.81	29.77	2.93	2.09	10.06	5.21	0.34	1.14	4.73
参考h		10.23	1.56							5.92	

注: 参考値は荷物室ドア再解放後の累積時間 (合計 18 時間 12 分), 全開放時間は 276 時間 57 分

[illegible]

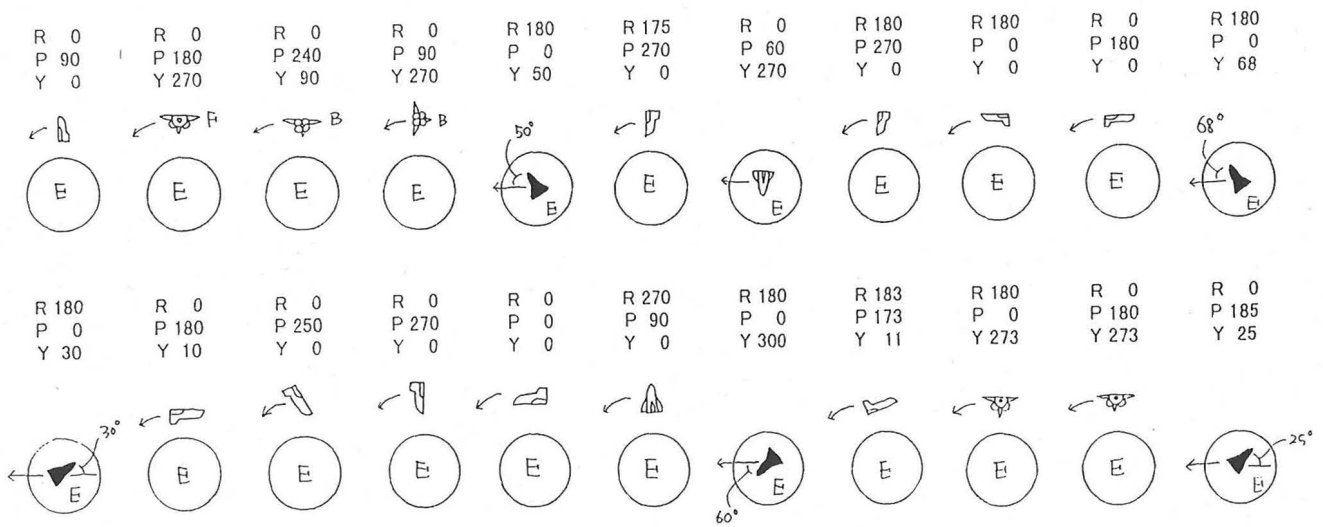
付表2 INRTL 姿勢データ

2599.03

992.27

3.2 紫外線

付表1に示すLVLH姿勢に対する紫外線のエネルギー付加のSTS-85打上げ後の時間経過に伴う累積状況を付表3に示す。これらの和は、 $2.08 \times 10^7 \text{ J/m}^2$ となる。参考値分（荷物室ドア再解放後の時間）を加えると、 $2.29 \times 10^7 \text{ J/m}^2$ となる。なお、荷物室ドアの再解放時は、スペースシャトルのRMSが格納されているため、サンプルホルダ組立2及び3は、RMSの陰になっていると考えられる。また、曝露面が常に太陽を向いている場合のエネルギー付加が $5 \times 10^7 \text{ J/m}^2$ であるので、INRTL姿勢時のエネルギー付加の最大値は、 $1.05 \times 10^7 \text{ J/m}^2$ となる。



付図1 LVLH姿勢早見表

付表3 LVLH姿勢を考慮した紫外線エネルギーフルエンス

R	0	0	0	0	180	175	0	180	180	0	180
P	90	180	240	90	0	270	60	270	0	180	0
Y	0	270	90	270	50	0	270	0	0	0	68
小計h	60.27	53.94	1.81	29.77	2.93	2.09	10.06	5.21	0.34	1.14	4.73
参考h		10.23	1.56							5.92	
合計h	60.27	64.17	3.37	29.77	2.93	2.09	10.06	5.21	0.34	7.06	4.73
注1	3.5	3.2	3.2	2.6	1.4	0	3.2	0	0	3.5	2.4
注2	0.7427641	0.6077746	0.0203944	0.2725423	0.0144437	0	0.1133521	0	0	0.0140493	0.0399718
注3	0.7427641	0.7230141	0.0380094	0.2725423	0.0144437	0	0.1133521	0	0	0.0870618	0.0399718

R	180	0	0	0	0	270	180	183	180	0	0
P	0	180	250	270	0	90	0	173	0	180	185
Y	30	10	0	0	0	0	300	11	273	273	25
小計h	0.27	0.55	0.17	1.10	0.51	1.70	5.73	0.51	6.00	8.08	1.99
参考h						0.48					
合計h	0.27	0.55	0.17	1.10	0.51	2.18	5.73	0.51	6.00	8.08	1.99
注1	3.2	3.5	3.5	3.5	3.5	3.2	1	0	3.2	3.2	3.2
注2	0.0030423	0.0067782	0.0020951	0.0135563	0.0062852	0.0191549	0.0201761	0	0.0676056	0.0910423	0.0224225
注3	0.0030423	0.0067782	0.0020951	0.0135563	0.0062852	0.0245978	0.0201761	0	0.0676056	0.0910423	0.0224225

注1：全ミッション期間中、常にその姿勢を維持していた場合のフルエンス（単位はE+7 [J/m²]注2：その姿勢でのフルエンス（単位はE+7 [J/m²]注3：参考分時間も加味した場合のフルエンス（単位はE+7 [J/m²]

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-047

発 行 平成 18 年 3 月 31 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 (株) 東京プレス

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2006 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。

