

초저궤도 우주환경에서 자기 강화 원자산소 저항 산화층이 형성된 산화물/산화물 세라믹 복합재 구조의 손상 거동 평가

임채환* · 홍동준* · 장한나* · 강승현* · 이상훈** · 고현석** · 최원호*** · 남영우*,****†

Damage Behavior of Oxide/Oxide Ceramic Composites with Self-protecting Oxide Layers for Improved Atomic Oxygen Resistance in VLEO Satellites

Chae-Hwan Lim*, **Dong-Jun Hong***, **Hanna Jang***, **Seung-Hyeon Kang***, **Sang-Hoon Lee****,
Hyun-Seok Ko**, **Won-Ho Choi*****, **Young-Woo Nam***,****†

ABSTRACT: This study investigated the damage behavior of oxide/oxide ceramic matrix composites (CMCs) used in VLEO satellite structures. The system was used to simulate VLEO environmental conditions—such as AO, high vacuum, UV radiation, and thermal cycling—in addition to ASTM E595 compliance testing. The composites met the ASTM E595 standards. During VLEO exposure, additional chemical reactions were suppressed, demonstrating strong AO erosion resistance. XRD and FTIR analyses showed no significant structural changes, while a localized oxide barrier formed in specific areas effectively reduced surface degradation. Tensile strength decreased by approximately 10% and 15% after 7.5 and 15 hours, respectively, mainly due to surface degradation. However, after 24 hours, the reduction was limited to 4%, likely because of the formation of a protective oxide layer. Microstructural observations revealed that VLEO exposure resulted in localized surface damage due to high-velocity particle impacts, followed by AO-induced surface swelling and the formation of an amorphous structure, which effectively prevented further material degradation.

초 록: 본 연구에서는 초저궤도 환경에서 운용되는 위성의 플라즈마 방전벽에 적용을 위해 산화물/산화물 세라믹 매트릭스 복합재의 손상 거동을 평가하였다. 우주환경 적합성 평가 및 본 연구기관에서 보유한 장비를 활용하여 원자산소, 자외선, 고진공, 열주기를 복합적으로 모사한 초저궤도 환경 실험을 진행하였다. 제안된 복합재는 오차 범위 내에서 우주환경 적합성을 충족하였다. 초저궤도 환경 실험에서는 섬유와 매트릭스가 모두 산화 상태로 존재함에 따라 추가적 화학 반응이 억제되고, 코팅 없이도 원자산소 침식에 뛰어난 저항성을 보였다. XRD, FTIR 분석에서도 구조의 대한 변화가 관찰되지 않았으며, 일부 국소 영역에서 산화 보호층이 형성되어 표면 열화를 완화하였다. 또한, 인장 강도는 노출 7.5시간 및 15시간 후 각각 약 10%, 15% 감소하였으나, 24시간 노출 시에는 보호 산화층의 형성으로 강도 감소가 약 4% 이내로 제한되었으며, 장기 노출 환경에서도 기계적 성능 유지 가능성을 확인하였다. 미세구조 분석 결과, 초저궤도 환경 노출 초기에는 고속 입자 충돌로 인한 국소적 표면 열화가 관찰되었으나, 이후 원자산소와의 반응으로 팽윤 현상이 발생하여 비정질 구조를 형성함으로써 추가 열화를 억제함을 확인하였다.

Key Words: 초저궤도(Very Low Earth Orbit, VLEO), 산화물/산화물 세라믹 매트릭스 복합재(Oxide/Oxide ceramic matrix composite), 원자산소(Atomic Oxygen, AO), 산화 보호층(Protective oxide layer)

Received 14 April 2025, received in revised form 8 May 2025, accepted 16 May 2025

*Graduate School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

**Materials Digitalization Center, Korea Institute of Ceramic Engineering & Technology, Republic of Korea

***Aerospace R&D Center, Korean Air

****Department of Smart Drone Engineering, Korea Aerospace University, Corresponding author (E-mail: ywnam@kau.ac.kr)

1. 서 론

산화물/산화물 세라믹 복합재(Oxide/Oxide ceramic matrix composites)는 고온에서 뛰어난 열적 안정성과 산화 저항성을 지닌다. 섬유 기반 복합재 구조는 기존 단일 세라믹 전구체 대비 취성성이 크게 감소하여, 미세 균열이 발생해도 쉽게 파손되지 않고 우수한 강도를 유지한다. 이러한 특성 덕분에, 기존에 취성 문제로 한계가 있던 분야에서도 점차 적용 범위가 확장되고 있다[2-6]. 최근 우주 기술 발전에 따라, 차세대 위성의 운용 고도가 초저궤도(Very low earth orbit, VLEO)로 주목받고 있다. Fig. 1에는 고도에 따른 궤도 범위가 제시되어 있고[1], Table 1에는 우주환경에 따른 주요 인자가 나타나 있다. 초저궤도는 고도 160~450 km를 의미한다[7]. 저궤도(Low earth orbit, LEO) 대비 위성 발사 비용을 절감할 수 있고[8], 저비용 카메라로도 높은 해상도를 구현하는 데 유리하며, 신호 경로 손실도 줄일 수 있다[9]. 또한 궤도가 우주쓰레기 밀집 구역보다 아래에 형성되어 충돌 위험이 상대적으로 적고[10], 군집 위성 운용에도 적합하다는 장점이 있다. 그러나 초저궤도는 환경은 고진공 ($10^5\sim10^6$ Torr)[11], 열 주기(-150~150°C)[12], 자외선(Ultraviolet, UV 100~400 nm)[13], 원자산소(Atomic oxygen, AO)가 복합적으로 작용한다. 특히 원자산소는 저궤도 대비 100배 이상($10^{13}\sim10^{14}$ atoms/cm²·s)에 달해[14], 위성 구조물 표면 열화(Erosion)와 강도 저하를 일으킬 수 있으며, 잔존 대기에 따른 대기 항력(Atmospheric drag, AD)[15] 증가로 위성의 궤도 이동 및 자세 제어 시 추가 추진이 필요하다. 따라서, 초저궤도 환경에서는 원자산소에 대한 저항성과 추진기술이

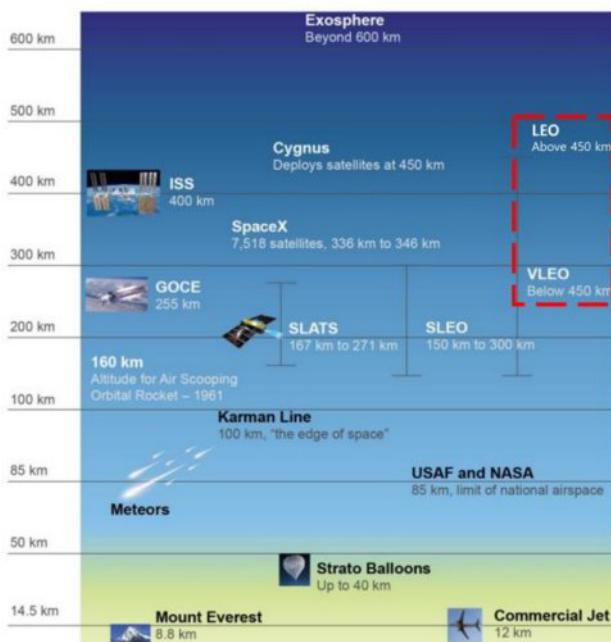


Fig. 1. Altitude and applications of VLEO and LEO satellites [1]

핵심 기술로 꼽힌다. 앞서 언급했듯, 초저궤도 환경에서 원자산소는 재료 표면 반응성을 높여 심각한 열화를 야기한다. 카본 복합재는 무게 대비 우수한 강도와 열 안정성 덕분에 우주환경에 많이 쓰이지만, 원자산소와의 높은 반응성 때문에 표면이 빠르게 침식되고[16], 장기간 노출 시 강도 저하가 발생한다. Liu 등[17]은 카본 복합재에 탄화 지르코늄을 코팅하여 원자산소 저항성을 높이려 했으나, 노출 초기 강도 증가는 확인했지만 장기 노출 후 복합재 표면 열화와 강도 저하가 다시 발생하는 것을 확인하였다. Zang 등[18]은 극한환경에서의 적용을 위해 카본 복합재에 하프늄 코팅을 했으나, 원자산소와 반응으로 손상 및 강도 저하를 확인했다. 이처럼 복합재 자체의 원자산소의 저항성 특성을 높이지 않으면 장기 운용이 쉽지 않다는 점을 확인할 수 있다. 우주 추진 방식 중 홀 효과 추진 방식은 적은 연료로도 높은 추력을 얻을 수 있어 널리 활용되고 있다[19-29]. 플라즈마가 안정적으로 형성유지되려면 방전벽(Discharge wall)이 필수적이지만, 고에너지 이온이 벽에 충돌하면 스퍼터링(Sputtering)이 발생하여 벽 소재가 침식되거나, 이차 전자(Secondary electron emission, SEE)를 과도하게 방출하면 플라즈마에 대한 효율이 떨어질 수 있다. Sigmund 이론을 확인해보면 낮은 스퍼터링 유파(Sputtering yield)을 유지하기 위해서 강한 표면 결합에너지가 중요하다[30]. 산화물, 질화물계 세라믹은 금속이나 탄소 소재와 달리 이온 및 공유 결합이 복합적으로 작용하여 우수한 표면 결합에너지를 확인할 수 있다. 이에 타 재료 대비 스퍼터링 유파가 낮고, 또한, 절연체 특성으로 인해 낮은 이차 전자 방출 계수를 보인다. 이러한 이유로 플라즈마 추력기 방전벽 소재로 산화물 세라믹 소재가 많이 활용되고 있다[31-35]. 플라즈마와 방전벽 사이에 쉬스라는 전위 장벽이 형성된다. 쉬스 전위차가 커질수록, 이온이 벽 방향으로 가속되어 벽에 더 강하게 충돌하게 되어 방전벽이 침식된다[36]. 이러한 침식 누적으로 인해 위성 운용 수명이 단축된다. Grimaud 등[37]은 방전벽 침식을 억제하기 위해 자기 차폐형 홀 추진기 적용한 연구를 수행하였다. 자기 차폐형 홀 추진기는 벽 인근 자기장 및 전위 분포를 재설계하여, 고에너지 이온의 벽 충돌을 효과적으로 방지함으로써 방전벽 침식을 완화할 수 있다.

Table 1. Environmental factors in VLEO and LEO

Condition	LEO	VLEO
Altitude	450~2,000 km	160~450 km
AO flux	$10^{11}\sim10^{12}$ atoms/cm ² ·s	$10^{13}\sim10^{14}$ atoms/cm ² ·s
AD	10^{-12} kg/m ³	10^{-9} kg/m ³
Vacuum	$10^{-6}\sim10^{-10}$ Torr	$10^{-5}\sim10^{-6}$ Torr
Temperature		-150~150°C
Heat cycle	100~127 minutes	88~100 minutes
UV	10~400 nm	10~400 nm

그러나 해당 연구에서는 이러한 이점을 얻는 동시에 플라즈마 온도 감소와 추력 약 30% 저하되는 것을 확인할 수 있다. 또한, 방전벽을 세라믹 소재가 아닌 그래핀을 활용하여 추력 성능을 비교하였으나 20% 정도의 추력 감소를 확인할 수 있다. 앞선 연구 결과, 플라즈마 추력기 방전벽 침식이 위성 운용 수명 단축의 주요 원인으로 지목된다. 자기 차폐형 홀 추진기 등의 기법과 소재 변경을 통해 침식을 완화할 수 있으나 추력이 약 20~30% 감소되는 문제가 발생한다. 이에 따라, 삼마율이 낮고 장기간 운용이 가능한 방전벽 소재 개발이 필수적이다. 특히 방전벽은 위성 구조물 최외곽에 위치하므로, 장시간 노출 시 초저궤도의 극한환경에 대한 내구성도 확보해야 하지만 산화물/산화물 세라믹 복합재에 대한 초저궤도 우주환경에 대한 연구는 제한적으로 이루어져 왔다. 본 연구에서는 산화물/산화물 세라믹 매트릭스 복합재의 초저궤도 위성 구조물 적용을 위해 우주 환경 손상 거동을 평가하였다.

2. 재료 선정

2.1 산화물 세라믹 섬유 및 레진

본 연구에서 산화물/산화물 세라믹 복합재를 제작하기 위해 3M社에서 상용화된 산화물 섬유인 Nextel 610을 사용하였다. Table 2에는 섬유에 대한 정보가 제시되어 있다. 해당 섬유는 순도 99% 이상의 $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$ 결정상으로 구성되어 있으며, 평균 결정립 크기 약 100 nm 수준으로 미세하게 제어되어 고온에서도 우수한 기계적 안정성과 열적 내성을 보인다. 섬유 직경은 약 10 μm 로, 복합재 내에서 효과적인 하중 전달 및 강도 분산에 유리하다[38]. 사용된 섬유는 8매 주자직(8 harness satin weave) 방식으로 직조된 Nextel 610 DF (Dry fabric)-11이다[39]. 이러한 구조적 특성은 고온 환경에서의 안정적인 열팽창 흡수 및 크랙 분산 효과를 제공한다. Nextel 610은 금속 산화물계 단결정 섬유로, 우수한 절연성을 기반으로 이차 전자 방출 계수가 낮으며, 이는 플라즈마 환경에서의 충전 효과 및 전자 유도 손상을 억제하는 데 효과적이다. 또한, 화학적 안정성, 높은 플라즈마 내성, 탁월한 열충격 저항성을 복합적으로 갖추고 있어, 항공 우주 및 플라즈마 프로세스 등 극한 조건에서 활용할 수 있다. Fig. 2에는 세라믹 레진 제조 방법이 제시되었다. 세라

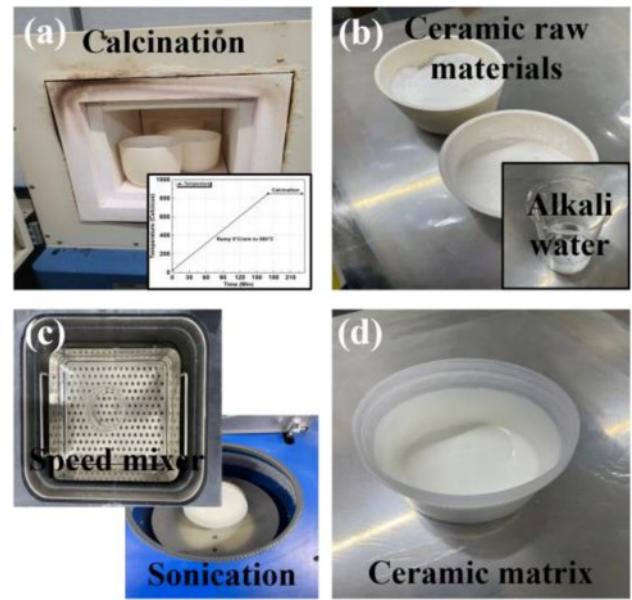


Fig. 2. Fabrication of the ceramic matrix

믹 레진 제작에 사용된 원료는 기존 문헌[39-41]에 기반하여 제안된 세라믹 원료와 수용액을 혼합하여 제조하였다. 세라믹 원료는 기존 연구를 활용하여 최적의 승온 속도와 온도조건에서 1시간 동안 불순물 제거를 진행하였다[39-40]. 이후 수용액과 혼합된 원료는 스피드 믹서와 초음파 소니케이션(Sonication)을 활용하여 입자 분산 안정성 및 혼합 균일성을 확보하였다. 해당 레진은 공유결합과 이온결합 구조를 동시에 갖는 무기 세라믹 계열로서, 높은 표면 에너지를 바탕으로 섬유와의 계면 결합력 및 내화학성이 우수하며, 고온 산화 및 플라즈마 환경에서도 구조적 안정성을 유지한다.

2.2 산화물/산화물 세라믹 우주 복합재 제작

앞절에서 제시된 세라믹 섬유와 레진을 활용하여 복합재를 제작하였다. 산화물/산화물 세라믹 복합재 제조 과정은 Fig. 3에 제시되어 있다. 섬유와 레진의 함침이 용이한 Hand Lay-up 공정을 통해 진행되었다. 섬유의 올이 풀림 없이 정밀히 절단 후, 스크래퍼를 이용하여 섬유에 레진을 함침하였다. 이후, 필 플라이, 천공 필름과 레진 흡수용 브리더를 순차적으로 적층한 후 진공 작업을 진행하였다. 기존 문헌을 참고하여 최적화된 오토클레이브 공정을 적용해 복합재를 경화하였다[42]. 이후 경화된 복합재의 잔존 수분 제거 및 안정성을 부여하기 위해 진공오븐을 통해 200°C에서 두 시간동안 건조 작업을 수행하였다. 제안된 산화물/산화물 세라믹 복합재는 기존 세라믹 복합재 대비 저온, 저압 조건에서 경화가 가능하다는 장점을 지닌다.

Table 2. Properties of Nextel™ 610 fabric [38]

Chemical composition (wt.%)	Al_2O_3 (99%)
Filament tensile strength (MPa)	2,800 (MPa)
Continuous use temperature (°C)	1,000
Dielectric constant @9.5GHz	4.7
Loss tangent @9.5GHz	0.002



Fig. 3. Fabrication of the Oxide/Oxide ceramic composites

3. 초저궤도 우주환경 평가

3.1 초저궤도 우주환경 장비

본 연구에서는 우주환경 모사 장비를 활용하여 초저궤도 환경에서의 제안된 복합재의 거동을 실험적으로 분석하였다. 실험에 사용된 장비는 Fig. 4(a)에 제시된 바와 같이 당해기관에서 보유하고 있는 초저궤도 우주환경 모사 장비를 활용하였다. 원자산소, 열 사이클, 자외선, 고진공 등을 종합적으로 재현할 수 있도록 설계되었다. Fig. 4(b)에는 본 장비의 모식도가 나타나 있다. 원자산소 생성은 DC Power supply 장치에 산소 가스를 주입한 뒤, 플라즈마를 형성하고 산소 분자를 해리(Dissociation)하여 O^+ 이온 및 전자를 생성한다. 이후, 생성된 O^+ 이온은 이온빔 건(Ion Beam Gun)을 통해 가속화되며 이를 통해($O^+ + e^- = O$) 전자를 획득하여 고에너지의 원자산소로 전환된다. 이러한 고속 중성 원자산소는 시편에 충돌함으로써, 초저궤도 환경에서의 실제 AO 플러스와 에너지를 모사한 실험 조건을 구현할 수 있다. 고진공은 로터리 펌프를 활용하여 저진공($\sim 10^{-3}$ Torr)을 잡은 후 터보 펌프를 활용하여 고진공($\sim 10^{-7}$ Torr)을 구현하였다. 이 후 열주기를 주기 위해 태양의 복사열 형태를 구현할 수 있는 할로겐 램프를 활용하였고 쿨링 플레이트를 활용하여 지구의 그림자면을 모사하였다. 원자산소 플러스를 측정하기 위해 해당 장비의 교정 실험이 진행되

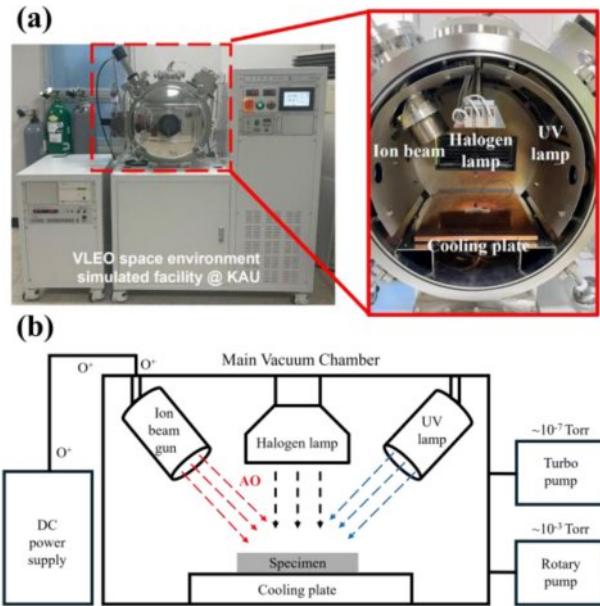


Fig. 4. (a) VLEO space environment simulated facility and (b) schematic of the space chamber

Table 3. Results of space chamber calibration test

Gas flow rate (SCCM)	Hour	Density (g/cm ³)	Area (cm ²)	Total mass loss (mg)	AO flux (10^{17} atoms /cm ² .s)
5	1	1.42	18.96	2.36	0.086
10			18.61	11.58	0.43
15			19.20	16.40	0.59
20			20.09	38.84	1.35

었다. ASTM E2089[43] 규격에 따라 교정 실험을 진행하였다. 규격서에 제시된 Dupont 社에서 상용품으로 판매되고 있는 Kapton HN polyimide film을 활용하였다. Table 3에 교정 실험 결과가 제시되어 있다. 교정 실험 시식 (1)을 활용하여 계산을 진행하였다. 여기서 F 는 원자산소의 Flux ($\text{atoms}/\text{cm}^2 \cdot \text{s}$)이고, M_f , M_i 는 노출 전후의 질량(mg)이며, ρ 는 Kapton HN polyimide film의 밀도(g/cm^3), A 는 면적 (cm^2), t 는 시간(Sec), C 는 Kapton HN polyimide film의 실제 원자산소 침식률이고 $2.81 \times 10^{24} \text{ cm}^3/\text{atom}$ 이다. 실험 결과 산소 20 SCCM (Standard cubic centimeters per minute)을 분사하였을 때 $1.35 \times 10^{17} \text{ atoms}/\text{cm}^2 \cdot \text{s}$ 수준의 원자산소 Flux를 얻을 수 있었다. 이는 NASA의 대기환경 예측모델인 NRLMSISE-00을 활용하여 고도 160 km에서의 태양 극대기 조건을 반영한 가혹한 우주환경 하에서 계산을 수행하였으며, 약 7일간 누적되는 AO 플루언스에 해당하는 수준으로 확인된다[49].

$$F = \frac{M_f - M_i}{\rho \times A \times t \times C} \quad (1)$$

3.2 우주환경 적합성 평가

제안된 산화물/산화물 세라믹 매트릭스 복합재의 우주환경에서의 활용 가능한 소재의 적합성을 평가하기 위해 ASTM E595[44] 규격에 따라 수행되었다. 규격서에 제시되어 있는 총 질량 손실(Total Mass Loss, TML) 실험을 진행하였고 본 우주환경 모사장비는 ASTM E595 규격에 충족하는 장비이므로 실험에 맞춰 진행하였다. 질량 손실에 대한 식은 아래 식 (2)을 활용하여 진행하였다. Fig. 5에는 실제 TML 실험 장면을 보여 준다. 실험 방법은 $23 \pm 2^\circ\text{C}$ 및 상대 습도 50%에서 24시간 동안 전처리 공정 후 이후 125°C 와 1×10^{-6} Torr 조건에서 24시간동안 실험을 수행하였다. 본 연구에서는 200 mg의 질량을 가지고 있는 시편 5개를 활용하여 실험을 진행하였다. 규격서에 명시된 아래 식 (2)을 활용하여 계산을 진행하였다. M_f , M_i 는 노출 전 후에 무게(mg)이며 시편 무게를 비교하여 1% 이내의 질량손실을 보이면 우주환경에 사용 적합한 재료로 평가할 수 있다.

$$TML (\%) = \frac{M_f - M_i}{M_f} \times 100 \quad (2)$$

3.3 초저궤도 우주환경 평가

산화물/산화물 세라믹 매트릭스 복합재의 초저궤도 우주환경에서의 손상 거동을 평가하기 위해 3.1절에서 제시된 장비를 활용하여 평가를 수행하였다. 실험 조건은 Table 4에 제시되어 있고 실험 사진은 Fig. 6(a)에 나타나 있다. 원자산소는 1.35×10^{17} atoms/cm².s 수준으로 설정하였고 태양의 그림자면과 노출면을 실제 환경과 유사하게 나타내기 위해 $-80\sim150^\circ\text{C}$ 로 설정하였다. Fig. 6(b)에 나타나 있는 것처럼 열주기를 90분으로 설정하여 실제 초저궤도 환경

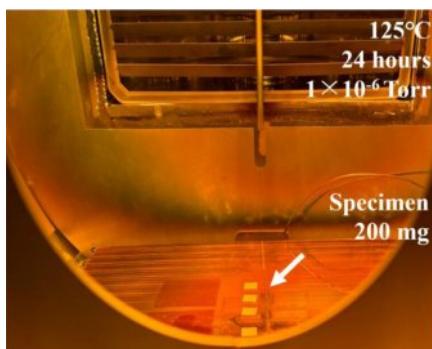


Fig. 5. Total mass loss test

Table 4. VLEO environment simulation conditions

AO flux	1.35×10^{17} atoms/cm ² .s
Temperature	$-80\sim150^\circ\text{C}$
Thermal cycle	90 min
UV light	280~420 nm
Vacuum	10^{-6} Torr

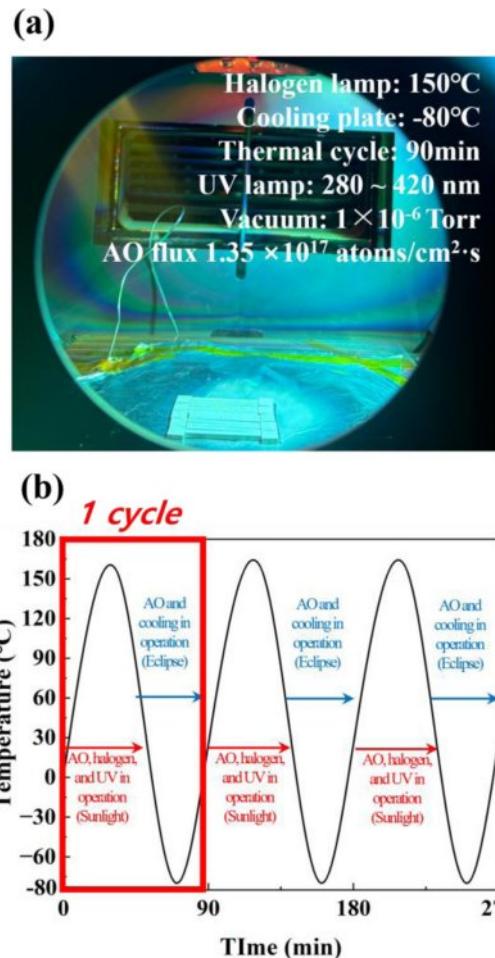


Fig. 6. (a) VLEO environment test and (b) thermal cycling inside the chamber

에서 운용되는 위성이 겪는 주기로 설정하였다. 또한 자외선은 원자산소와 반응하여 오존이 형성되는 것을 방지하기 위해 280~420 nm로 설정하였다. 표면 노출 시간에 따른 분석을 진행하기 위해 0, 7.5, 15, 24시간 노출 후 세라믹 복합재 인장 강도를 평가할 수 있는 규격인 ASTM C1275[45]를 활용하여 기계적 물성 평가 및 질량 변화를 분석하였다. 복합적인 초저궤도 우주환경 노출 후 손상 거동 분석을 위해 주사전자현미경(Scanning electron microscopy, SEM)을 활용한 표면 열화에 대한 분석과 에너지 분산 X선 분광법(Energy dispersive X-ray spectroscopy, EDS) 및 X선 회절(X-ray Diffraction, XRD) 분석, 분자 구조의 변화를 평가하기 위해 푸리에 변환 적외선 분광법(Fourier transform infrared, FTIR)에 대한 분석을 수행하였다.

4. 결과 및 토론

4.1 우주환경 적합성 결과

ASTM E595 규격에 따라 진행한 총 질량 손실(TML) 평가

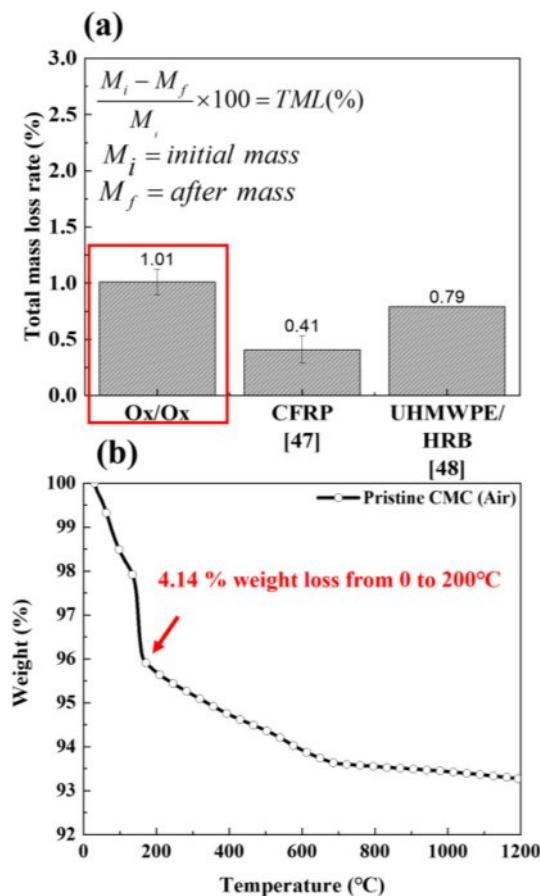


Fig. 7. (a) Results of the TML test, (b) TGA analysis

결과는 Fig. 7(a)에 제시되어 있다. 본 연구에서 제안한 산화물/산화물 세라믹 매트릭스 복합재는 약 1% 수준의 TML 값을 보였다. 일부 시편에서 1%에 근접하는 손실율을 확인하였다. 이는 규격서에서 제시한 범주 내에 해당하는 것으로 판단된다. 타 복합재[47, 48] 대비 총 질량손실 값이 다소 높은 편으로 나타났는데, 이는 Fig. 7(b)에서 제시된 열중량 분석(Thermogravimetric analysis, TGA) 결과와 연관되어 있다. 열중량분석 결과, 0~200°C 구간에서 약 4.14%의 질량 손실을 보이는데, 이는 지오플리머 기반 산화물 레진이 해당 온도 영역에서 탈수(Dehydration) 반응을 일으킨 결과로 확인된다. 우주환경 적합성 평가는 고온 및 고진공에서 진행되므로, 진공 상태에서의 탈수 반응이 타 복합재 대비 상대적으로 큰 질량 손실을 유발한 것으로 확인된다.

4.2 초저궤도 우주환경 손상 거동 평가

초저궤도 환경 모사 노출 후 소재 표면 열화 거동을 분석하기 위해, Fig. 8(a)와 (b)는 초저궤도(VLEO) 환경을 모사한 원자산소 노출 시험 이후, 산화물/산화물 세라믹 복합재의 표면 열화 거동을 분석하기 위한 XRD 및 FTIR 결과를 제시하였다. XRD 분석 결과에서는 노출 시간에 따른 새로운 결정상 피크는 확인되지 않았으며, 기존 Al_2O_3 및 SiO_2

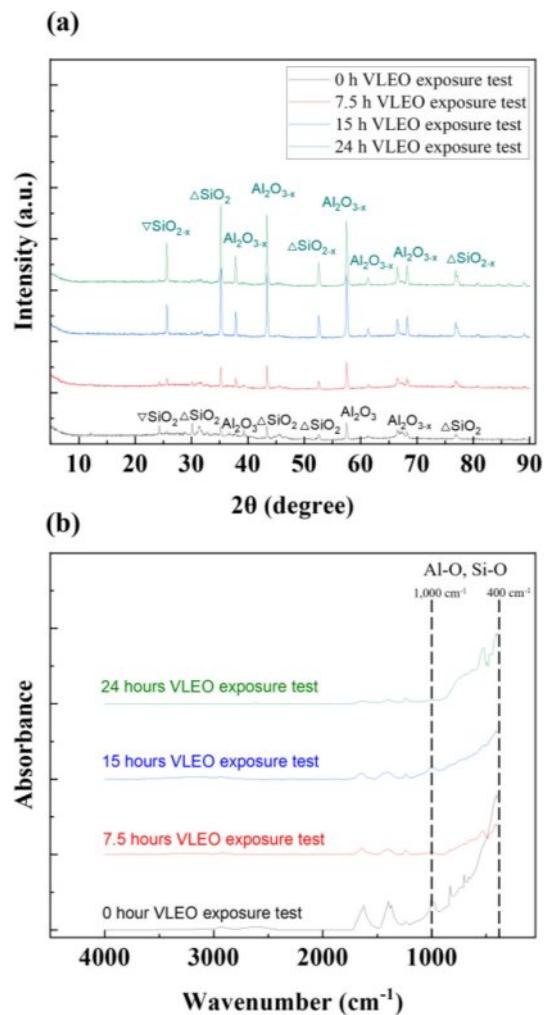
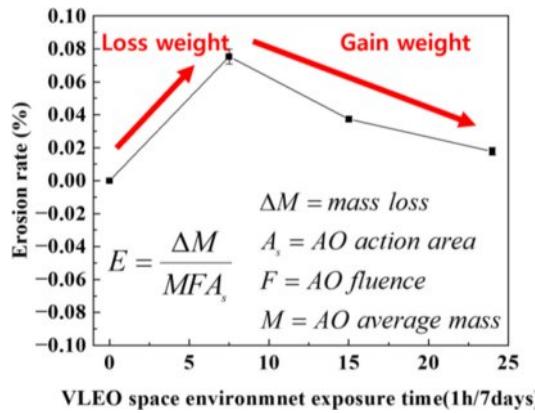


Fig. 8. (a) Results of XRD of VLEO environment test (b) FTIR spectra of the VLEO environment test

관련 회절 피크의 강도는 노출 시간 증가에 따라 점진적으로 증가하는 경향을 보였다. 이는 원자산소 노출로 인해 신규 상의 형성 없이, 표면에서 국소적인 산화층이 형성되고, 이에 따라 결정성이 향상된 것으로 확인된다. FTIR 분석에서는 산화물 결합인 400~1,000 cm^{-1} 영역에서 Al-O 및 Si-O 결합에 해당하는 특성 피크가 모두 시료에서 확인되었으며, 피크 위치 변화는 관찰되지 않았다. 하지만 노출 시간이 증가할수록 흡광도는 소폭 감소하였으며, 이는 화학적 결합 구조의 변화보다는 표면 산화층의 성장에 따른 광흡수 특성 변화에 기인한 것으로 확인된다. Al_2O_3 , SiO_2 기반 산화물/산화물 복합재는 초저궤도 환경 노출 시 화학 조성 변화 없이, 국소적인 산화층 형성과 결정화 정도의 향상을 통해 우수한 구조 안정성을 유지하는 것으로 확인하였다.

$$E = \frac{\Delta M}{M F A_s} \quad (3)$$

이러한 거동을 정량적으로 파악하기 위해, Fig. 9에는 원



자산소 침식률에 대한 분석 결과를 제시하였고, 아래 식 (3)을 활용하여 계산하였다. 여기서 E 는 침식률이며, ΔM 은 노출 전후의 시편 질량(g), A_s 는 원자산소 노출 면적, F 는 원자산소의 총량, M 은 원자산소의 평균 질량이다. 시험편을 7.5시간 노출했을 때는 고속 AO 입자 충돌로 인해 표면 일부가 침식되면서 질량이 다소 감소하지만, 15시간 이후에는 산화층 형성이 진행되어 추가 침식이 완화되고, 결과적으로 질량이 소폭 증가하는 양상을 보인다. 24시간 노출 후에는 더욱 견고한 산화 보호층이 표면에 형성되어 질량 증가를 확인할 수 있다. 이러한 구조적 안정성 및 계면 변화를 확인하기 위해, 인장강도에 대한 평가를 수행하였다. Fig. 10(a)의 응력-변형률 선도에서는 노출 시간에 따른 전체 기계적 응답의 변화를 확인할 수 있으며, 시험 초기 응력 구간에서 일시적인 낙폭이 발생하는 특이 거동이 나타났다. 이는 산화물/산화물 복합재의 강한 계면 결합력에 기인한 응력 집중과 국소 손상으로 인한 낙폭이 발생된 것으로 확인된다[46]. Fig. 10(b)에 제시된 인장 강도 결과에 따르면, 노출 전 인장 강도는 약 288 MPa 수준이며, 7.5시간 및 15시간 노출 후에는 각각 약 10%, 15% 수준의 강도 감소가 관찰되었다. Fig. 11(a)~(c)의 SEM 이미지에서도 확인할 수 있듯이, 원자산소의 고속 입자 충돌로 인해 표면이 에칭(Etched) 되며 재료 열화가 발생하였고, 이로 인해 기계적 성능이 저하된 것으로 확인된다. 24시간 노출된 시편에서는 강도 저하율이 약 5% 수준에 불과하여, 271 MPa 수준으로 유지되었다. 이는 XRD 및 FT-IR 분석 결과 확인된 SiO_2 및 Al_2O_3 기반의 산화 보호층 형성에 의해 표면 손상이 억제되었기 때문으로 확인된다. 또한, Fig. 11(d)의 SEM 이미지에서 확인할 수 있듯이 부분적으로 팽윤(Swell) 구조가 나타나며 해당 영역이 원자산소 침식을 차단한 보호막 역할을 수행한 것으로 확인되었다. Fig. 11(e)~(f)에 제시된 EDS에 대한 결과를 확인할 수 있다. C 원자의 경우는 분석 시 코팅으로 인해 나타난 것으로 확인된다. 24시간 노출된 시편에서는 Al 및 Si의 원자 농도(Atomic, %)가 각각 22.53%에서 8.68%, 8.17%에서 1.84%로 감소하였으며, 이는 원자산소와의 반응

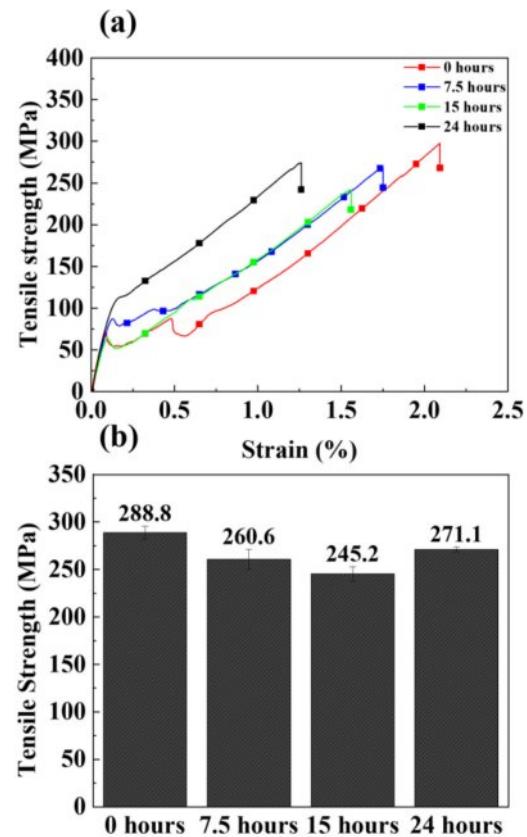


Fig. 10. VLEO exposure duration on (a) stress-strain curve and (b) tensile strength

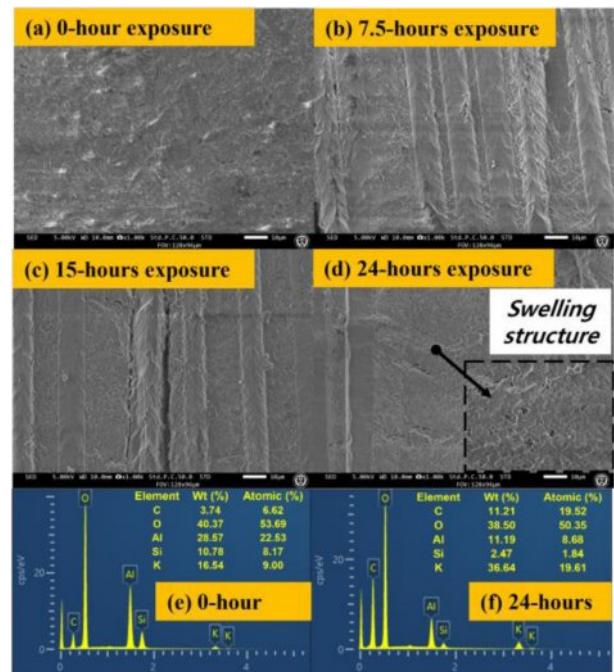


Fig. 11. SEM images after exposure to the VLEO environment (a) 0 hours, (b) 7.5 hours, (c) 15 hours, (d) 24 hours, and EDS results (e) 0 hours, (f) 24 hours

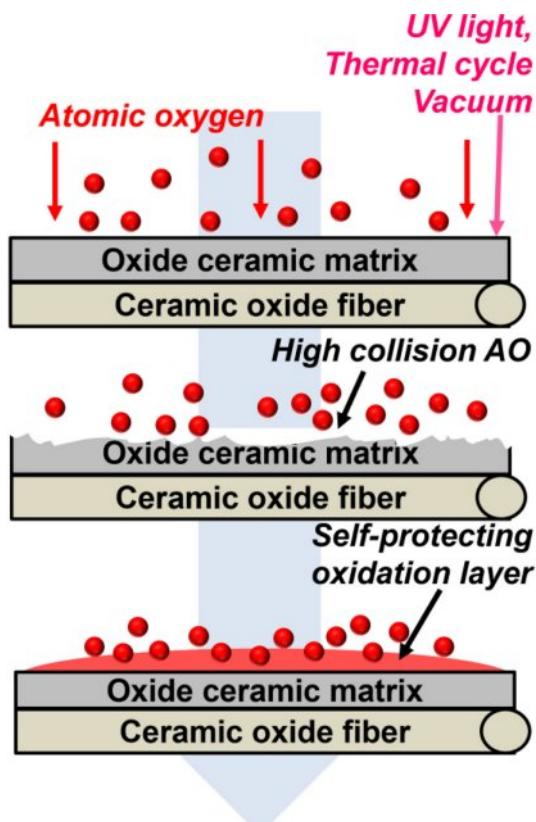


Fig. 12. Diagram of the AO damage process on oxide/oxide ceramic matrix composite

을 통해 표면에 형성된 산화 보호층이 EDS 감지 깊이 내 기지재의 Al, Si 신호를 차단하거나 약화시킨 결과로 확인된다. 본 연구에서 제안된 복합재는 산화물 기반이며, O 성분이 노출 전후 모두 50% 이상으로 유지된다는 점은, 산화막 형성으로 인한 조성 변화가 아닌 산화 상태 변화에 따른 EDS 민감도 차이로 인해 나타난 것으로 확인된다. Fig. 12에는 복합적인 초저궤도 우주환경에 노출된 후의 손상 거동을 나타낸 모식도가 제시되어 있다. 노출 초기에는 원자산소의 고속 충돌에 의해 초기 질량 감소와 표면 열화가 발생하였으나, 장기적인 노출 이후에는 원자산소와의 반응으로 형성된 산화 보호층에 의해 표면 손상이 완화되고 물성이 유지되는 것을 확인할 수 있다. 이에 복합적인 초저궤도 우주환경 노출 후에도, 본 연구에서 제시한 산화물/산화물 세라믹 복합재는 산화 보호층 형성에 의해 표면 손상이 완화되고, 장시간 노출 시에도 인장 강도가 크게 저하되지 않는 것을 확인하였다. 이는 위성 중 가장 극한환경에 노출되는 영역에서도 우수한 내구성을 기대할 수 있음을 확인할 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 산화물/산화물 세라믹 복합재의 초저궤도 환경에서의 손상 거동을 분석하기 위한 평가를 진행하였

다. 산화물/산화물 세라믹 매트릭스 복합재는 섬유와 매트릭스 모두가 산화물 계열로 구성되어 있어, 초저궤도 환경에서 주요 열화 인자인 원자산소에 대해 우수한 저항성을 갖는다. 재료의 구성 성분이 안정한 산화 상태로 존재함에 따라 원자산소와의 추가적인 화학 반응이 저하되고, 제안된 산화물/산화물 세라믹 복합재는 원자산소에 대하 휘발성 반응 생성물을 형성하지 않으며, 표면에 산화 보호층을 형성함으로써 장기적인 안정성을 유지되는 것을 본 연구를 통해 확인할 수 있었다. 또한, 산화물은 본질적으로 산소 친화성이 높고 화학적으로 불활성이기 때문에, 금속이나 비산화물계 재료와 달리 별도의 보호 코팅 없이도 자체적으로 원자산소 저항성을 발현할 수 있다. 이러한 특성은 산화물/산화물 세라믹 매트릭스 복합재 구조가 원자산소로 인한 침식이나 표면 열화에 강하며, 초저궤도 위성 구조체의 내환경성 향상을 위한 유망한 복합재 구조임을 평가하였다. 향후 연구로 산화물 세라믹 재료의 적용이 되고 있는 플라즈마 추력기 방전벽에 실제 적용을 통해 플라즈마에 대한 저항 및 손상 거동을 평가할 예정이다.

후 기

경기도의 경기도지역협력연구센터(GRRC) 사업[GRRC 항공 2023-B05] 사업의 일환으로 수행하였음.

REFERENCES

1. Spektor, R., and Jones, K. L., "A breath of fresh air: Air-scooping electric propulsion in very low earth orbit," *Cent Space Policy Strateg*, 2021.
2. Le, V. T., San Ha, N., and Goo, N. S., "Advanced Sandwich Structures for Thermal Protection Systems in Hypersonic Vehicles: A Review," *Composites Part B: Engineering*, Vol. 226, 2021, pp. 109301.
3. Zawada, L. P., Hay, R. S., Lee, S. S., and Staehler, J., "Characterization and High-Temperature Mechanical Behavior of an Oxide/Oxide Composite," *Journal of the American Ceramic Society*, Vol. 86, No. 6, 2003, pp. 981-990.
4. Behrendt, T., Hackemann, S., Mechnich, P., Shi, Y., Hönig, S., Hofmann, S., and Koch, D., "Development and Test of Oxide/Oxide Ceramic Matrix Composites Combustor Liner Demonstrators for Aero-Engines," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 139, No. 3, 2017, pp. 031507.
5. Ramachandran, K., Bear, J. C., and Jayaseelan, D. D., "Oxide-Based Ceramic Matrix Composites for High-Temperature Environments: A Review," *Advanced Engineering Materials*, 2025, pp. 2402000.
6. Zawada, L. P., Hay, R. S., Lee, S. S., and Staehler, J., "Characterization and High-Temperature Mechanical Behavior of an Oxide/Oxide Composite," *Journal of the American Ceramic Society*, Vol. 86, No. 6, 2003, pp. 981-990.
7. Crisp, N. H., Roberts, P. C., Livadiotti, S., Oiko, V. T. A.,

- Edmondson, S., Haigh, S. J., et al., "The Benefits of Very Low Earth Orbit for Earth Observation Missions," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 117, 2020, pp. 100619.
8. Llop, J. V., Roberts, P. C., Hao, Z., Tomas, L. R., and Beauplet, V., "Very Low Earth Orbit Mission Concepts for Earth Observation: Benefits and Challenges," *Reinventing Space Conference*, 2014, pp. 18-21.
9. Chen, G., Wu, S., Deng, Y., Jiao, J., and Zhang, Q., "VLEO Satellite Constellation Design for Regional Aviation and Marine Coverage," *IEEE Transactions on Network Science and Engineering*, Vol. 11, No. 1, 2024, pp. 1188-1201.
10. Llop, J. V., Roberts, P. C., Hao, Z., Tomas, L. R., and Beauplet, V., "Very Low Earth Orbit Mission Concepts for Earth Observation: Benefits and Challenges," *Reinventing Space Conference*, 2014, pp. 18-21.
11. Han, J. H., and Kim, C. G., "Low Earth Orbit Space Environment Simulation and Its Effects on Graphite/Epoxy Composites," *Composite Structures*, Vol. 72, No. 2, 2006, pp. 218-226.
12. Moon, J. B., Kim, M. G., Kim, C. G., and Bhowmik, S., "Improvement of Tensile Properties of CFRP Composites under LEO Space Environment by Applying MWNTs and Thin-Ply," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 42, No. 6, 2011, pp. 694-701.
13. Connell, J. W., Young, P. R., Kalil, C. G., Chang, A. C., and Siochi, E. J., "The Effect of Low Earth Orbit Exposure on Some Experimental Fluorine and Silicon-Containing Polymers," *NASA Conference Publication*, 1994, pp. 157.
14. Picone, J. M., et al., "NRLMSISE-00 Empirical Model of the Atmosphere: Statistical Comparisons and Scientific Issues," *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, Vol. 107, No. A12, 2002, pp. SIA-15.
15. Vaidya, S., Traub, C., Romano, F., Herdrich, G. H., Chan, Y. A., Fasoulas, S., et al., "Development and Analysis of Novel Mission Scenarios Based on Atmosphere-Breathing Electric Propulsion (ABEP)," *CEAS Space Journal*, Vol. 14, No. 4, 2022, pp. 689-706.
16. Kimoto, Y., Yukumatsu, K., Goto, A., Miyazaki, E., and Tsuchiya, Y., "MDM: A Flight Mission to Observe Materials Degradation In-Situ on Satellite in Super Low Earth Orbit," *Acta Astronautica*, Vol. 179, 2021, pp. 695-701.
17. Liu, G., Cheng, L., Li, K., Chen, Z., Xiong, X., and Luan, X., "Damage Behavior of Atomic Oxygen on Zirconium Carbide Coating Modified Carbon/Carbon Composite," *Ceramics International*, Vol. 46, No. 3, 2020, pp. 3324-3331.
18. Luan, X., Liu, G., Tian, M., Chen, Z., and Cheng, L., "Damage Behavior of Atomic Oxygen on a Hafnium Carbide-Modified C/SiC Composite," *Composites Part B: Engineering*, Vol. 219, 2021, pp. 108888.
19. Bapat, A., Salunkhe, P. B., and Patil, A. V., "Hall-Effect Thrusters for Deep-Space Missions: A Review," *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 50, No. 2, 2022, pp. 189-202.
20. Adam, J. C., Boeuf, J. P., Dubuit, N., Dudeck, M., Garrigues, L., Gresillon, D., et al., "Physics, Simulation and Diagnostics of Hall Effect Thrusters," *Plasma Physics and Controlled Fusion*, Vol. 50, No. 12, 2008, pp. 124041.
21. Boniface, C., Garrigues, L., Hagelaar, G. J. M., Boeuf, J. P., Gawron, D., and Mazouffre, S., "Anomalous Cross Field Electron Transport in a Hall Effect Thruster," *Applied Physics Letters*, Vol. 89, No. 16, 2006, 161503.
22. Schwertheim, A., and Knoll, A., "Experimental Investigation of a Water Electrolysis Hall Effect Thruster," *Acta Astronautica*, Vol. 193, 2022, pp. 607-618.
23. Munro-O'Brien, T. F., and Ryan, C. N., "Performance of a Low Power Hall Effect Thruster with Several Gaseous Propellants," *Acta Astronautica*, Vol. 206, 2023, pp. 257-273.
24. Andreussi, T., Cifali, G., Giannetti, V., Piragino, A., Ferrato, E., Rossodivita, A., et al., "Development and Experimental Validation of a Hall Effect Thruster Ram-EP Concept," *35th International Electric Propulsion Conference*, 2017, pp. 8-12.
25. Tejeda, J. M., and Knoll, A., "A Water Vapour Fuelled Hall Effect Thruster: Characterization and Comparison with Oxygen," *Acta Astronautica*, Vol. 211, 2023, pp. 702-715.
26. Kwon, K., Lantoine, G., Russell, R. P., and Mavris, D. N., "A Study on Simultaneous Design of a Hall Effect Thruster and Its Low-Thrust Trajectory," *Acta Astronautica*, Vol. 119, 2016, pp. 34-47.
27. Gawron, D., Mazouffre, S., Sadeghi, N., and Héron, A., "Influence of Magnetic Field and Discharge Voltage on the Acceleration Layer Features in a Hall Effect Thruster," *Plasma Sources Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, 2008, pp. 025001.
28. Garrigues, L., "Computational Study of Hall-Effect Thruster with Ambient Atmospheric Gas as Propellant," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 2, 2012, pp. 344-354.
29. Schwertheim, A., and Knoll, A., "Low Power Thrust Measurements of the Water Electrolysis Hall Effect Thruster," *CEAS Space Journal*, Vol. 14, No. 1, 2022, pp. 3-17.
30. Brault, P., Thomann, A. L., and Cavarroc, M., "Theory and Molecular Simulations of Plasma Sputtering, Transport and Deposition Processes," *The European Physical Journal D*, Vol. 77, No. 2, 2023, pp. 19.
31. Tahara, H., Imanaka, K., and Yuge, S., "Effects of Channel Wall Material on Thrust Performance and Plasma Characteristics of Hall-Effect Thrusters," *Vacuum*, Vol. 80, No. 11-12, 2006, pp. 1216-1222.
32. Martinez, R. A., Dao, H., and Walker, M. L., "Power Deposition into the Discharge Channel of a Hall Effect Thruster," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 1, 2014, pp. 209-220.
33. Barral, S., Makowski, K., Peradzyński, Z., Gascon, N., and Dudeck, M., "Wall Material Effects in Stationary Plasma Thrusters. II. Near-Wall and In-Wall Conductivity," *Physics of Plasmas*, Vol. 10, No. 10, 2003, pp. 4137-4152.
34. Tejeda, J. M., and Knoll, A., "An Oxygen-Fuelled Hall Effect Thruster: Channel Length, Ceramic Walls and Anode Material Experimental Analyses," *Acta Astronautica*, Vol. 203, 2023, pp. 268-279.
35. Ahedo, E., Gallardo, J. M., and Martínez-Sánchez, M., "Effects of the Radial Plasma-Wall Interaction on the Hall Thruster Discharge," *Physics of Plasmas*, Vol. 10, No. 8, 2003, pp. 3397-3409.
36. Cao, S., Wang, X., Ren, J., Ouyang, N., Zhang, G., Zhang, Z.,

- and Tang, H., "Performance and Plume Evolutions During the Lifetime Test of a Hall-Effect Thruster," *Acta Astronautica*, Vol. 170, 2020, pp. 509-520.
37. Grimaud, L., and Mazouffre, S., "Performance Comparison Between Standard and Magnetically Shielded 200 W Hall Thrusters with BN-SiO₂ and Graphite Channel Walls," *Vacuum*, Vol. 155, 2018, pp. 514-523.
38. Choi, K. S., Sim, D., Choi, W., Shin, J. H., and Nam, Y. W., "Ultra-high Temperature EM Wave Absorption Behavior for Ceramic/Sendust-aluminosilicate Composite in X-band," *Composites Research*, 35, No. 3, 2022, pp. 201-215.
39. Mallesh, S., Shim, D., Ko, H., Kang, Y., Hong, D., Kwak, B., and Nam, Y., "Radar Absorption Characteristics of Ceramic Oxide Fiber/aluminosilicate-sendust Composite Structure at Ultra-high Temperatures", *Journal of Alloys and Compounds*, Vol. 968, 2023, 171979.
40. Choi, W., Mallesh, S., Ko, H., Kim, M., Shin, J., Kim, K., and Nam, Y., "Fabrication of Thin and Lightweight Cobalt-coated Quartz Fiber/aluminosilicate Composites for High-temperature Microwave Absorption", *Ceramics International*, Vol. 49, 2023, pp. 13586-13600.
41. Li, G., Cao, Y., Liu, S., Luo, J., Dong, S., and Jiang, H., "Efficient Leaching of Potassium from K-feldspar in KOH-Ca(OH)₂ Solution via One-step Hydrothermal Process", *Separation and Purification Technology*, Vol. 360, 2025, 130999.
42. Hong, D. J., Jang, H., Lim, C. H., Shin, H. Y., Park, K. W., Lee, S. H., Ko, H. S., Kwak, B. S., Choi, W. H., and Nam, Y. W., "Electromechanical Behavior of Foam-based Nickel-coated Basalt Fiber/aluminosilicate Broadband Stealth Composite Structures in Ultra-high Temperature," *Proceedings of the KSAS Conference*, 2024, pp.142-143.
43. ASTM International, *Standard Practices for Ground Laboratory Atomic Oxygen Interaction Evaluation of Materials for Space Applications*, ASTM E2089-15(2020), ASTM International, West Conshohocken (USA), 2020.
44. ASTM International, *Standard Test Method for Total Mass Loss and Collected Volatile Condensable Materials from Outgassing in a Vacuum Environment*, ASTM E595-15(2021), ASTM International, West Conshohocken (USA), 2021.
45. ASTM International, *Standard Test Method for Monotonic Tensile Behavior of Continuous Fiber-Reinforced Advanced Ceramics with Solid Rectangular Cross-Section Test Specimens at Ambient Temperature*, ASTM C1275-10, ASTM International, West Conshohocken (USA), 2010.
46. Ramachandran, K., Bear, J. C., and Jayaseelan, D. D., "Oxide-Based Ceramic Matrix Composites for High-Temperature Environments: A Review", *Advanced Engineering Materials*, Vol. 27, 2025, 2402000.
47. Cha, J. H., Kim, Y. H., Kumar, S. K. S., Choi, C., and Kim, C. G., "Ultra-high-molecular-weight Polyethylene as a Hypervelocity Impact Shielding Material for Space Structures", *Acta Astronautica*, Vol. 168, 2020, pp. 182-190.
48. Cha, J. H., Kumar, S. K. S., Noh, J. E., Choi, J. S., Kim, Y. H., and Kim, C. G., "Ultra-high-molecular-weight polyethylene/hydrogen-rich Benzoxazine Composite with Improved Interlaminar Shear Strength for Cosmic Radiation Shielding and Space Environment Applications", *Composite Structures*, Vol. 300, 2022, 116157.
49. Picone, J. M., Hedin, A. E., Drob, D. P., and Aikin, A. C., "NRLMSISE-00 Empirical Model of the Atmosphere: Statistical Comparisons and Scientific Issues," *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, Vol. 107, No. A12, 2002, pp. 1468.