

강화된 기계적 특성 및 우주 환경 적용을 위한 우주 방사선 차폐 및 전자기 흡수 구조 Space radiation shielding and radar absorbing structure with enhanced mechanical properties and space environment application

초록

위성에 스텔스 설계를 적용하면 지상관측을 회피하여 정찰 활동에 유리하고, 요격무기로부터 생존성을 높일 수 있다. 최근 위성에서 고성능, 저비용 위성용 전자 장비로 상용 기성품과 고집적 전자장비가 사용되고 있지만 우주방사선에 취약하다. 초고분자량 폴리에틸렌/다수소 벤조옥사진 복합재료는 우수한 우주방사선 차폐 성능을 갖는다. 초고분자량 폴리에틸렌에 도파민 코팅을 한 후 탄소 나노튜브를 접목하여, 전자기 흡수 성능을 부여하고 기계적 물성을 향상시킬 수 있었다. 제안된 구조는 엑스 밴드에서 충분한 전자기 흡수 성능을 갖는 것을 확인하였다. 방사선 선량 분석을 통해 제안된 구조가 기존의 전자기 흡수 구조보다 높은 방사선 차폐 성능을 갖는 것을 확인했다. 제안된 구조의 우주환경인증 시험을 수행하였으며 우주인증 기준을 통과할 수 있는 것을 확인했다. 제안된 우주방사선 차폐와 전자기 흡수의 다기능구조는 위성의 우주방사선 차폐 패널로 활용될 뿐만 아니라 우주무기와 정찰 위성에 스텔스 성능을 부여할 수 있을 것으로 기대된다.

Key Words : cosmic radiation shielding (우주 방사선 차폐), radar absorbing structure (레이더 흡수 구조), space environment (우주 환경), mechanical properties (기계적 특성), hydrogen-rich composite (다수소 복합재료)

1. 서론

최근, 러시아-우크라이나 전쟁이 계속되면서 위성의 군사적 활용이 주목받고 있다. 미국의 정찰 위성은 전자 정찰, 광학 정찰, 레이더 감시 및 조기 미사일 경고를 포함한 다양한 정보를 우크라이나에 제공했다. 또한, STARLINK 위성 (SPACEX, USA)을 통해 우크라이나는 안정적인 통신망을 제공받았다. 이것에 대응하기 위해, 러시아는 STARLINK 위성의 요격을 계획했지만, 다양한 정치적 및 군사적인 이유로 실행되지 못했다. 이처럼 위성의 군사적 활용이 증가하면서 위성을 표적으로 하는 무기체계의 개발도 관심을 받고 있다. 1986년 미국에서 anti-satellite (ASAT) 미사일로 위성 요격 시험에 성공한 이후 러시아, 중국 및 인도에서도 위성 요격 시험에 성공했다. ASAT 미사일에 의한 고가의 군용 위성이나 우주무기 시스템의 파괴는 군의 전력을 심각하게 손상시킬 수 있기 때문에 이러한 ASAT 미사일은 다양한 나라에서 개발되고 있거나 이미 실전 배치되어 있다. 실제로 비스텔스 위성은 지상 레이더로 쉽게 탐지할 수 있으며 추정된 궤도 정보를 기반으로 지상 정찰을 회피하거나 fake 전략을 취할 수 있다. 1987년 소련은 우주 무기 시스템의 시연으로 Polyus를 생산했으며, 레이더 흡수 페인트를 사용하여 스텔스 성능에 대한 요구 사항을 해결하려 했다. 또한, 미국의 Misty 위성은 일반 위성에 비해 지상 레이더로 탐지하기가 매우 어려운 점으로 인해 스텔스 성능을 보유하고 있는 것으로 추정된다. 우주 스텔스 시스템의 구현을 위한 실증적인 연구는 거의 발표되지 않았지만, 우리는 우주 스텔스 기술의 적용이 미래의 정찰 위성과 우주 무기 시스템의 생존을 위한 필수 요건이 될 것이라고 확신한다.

New space 시대를 맞이하여 최근 우주방사선 (cosmic radiation) 문제가 대두되고 있다. 위성에 존재하는 전자 장비는 고에너지 이온화 입자의 침투로 인해 손상될 수 있으며, 이는 신호 레벨을 낮추고 전류 및 전압 특성을 변화시킨다⁽¹⁾. 이러한 우주 방사선 선량의 축적은 임무 지시 실패, 손상된 이미지 송출, 전자 부품의 수명 감소로 이어질 수 있다⁽²⁾. 최근 항공우주 기업이 제작하는 상업용 위성, 소형 위성 및 민간이 적극적으로 참여하는 큐브 위성은 개발 비용을 줄이기 위해 commercial off-the-shelf (COTS) 전자장비들을 활용한다. COTS 및 고집적 전자장비들은 우주전용 전자장비들에 비해 저렴하고 성능이 높으며 가볍지만, 우주방사선에 취약하여 장기간의 우주임무 수행이 어렵고 오작동 및 신뢰성이 낮다는 문제가 있다^(1,2). 따라서 전자장비의 오작동을 줄이고, 수명을 늘리며, 다목적 COTS를 적극 사용할 수 있는 가능성을 제공하기 위해 우주방사선 차폐

구조가 최근 위성 설계에 요구되고 있다.

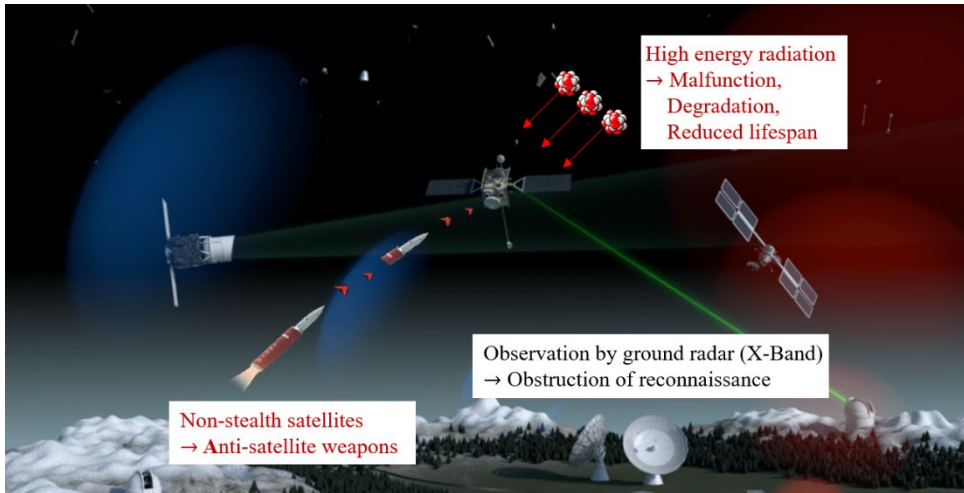


Fig. 1. 우주스텔스와 우주방사선 차폐의 필요성

Bethe Bloch 공식에 따르면 atomic number/relative atomic mass 값이 높은 원소는 양성자 및 중성자의 우주 방사선 입자들의 운동 에너지를 중량 대비 효과적으로 감소시킬 수 있다⁽³⁾. 또한, 그러한 원소는 2차 방사선(예: 중성자)의 발생을 줄여 방사선 선량 감소에 더욱 효과적이다⁽⁴⁾. 이러한 맥락에서 atomic number/relative atomic mass 값이 가장 높은 원소인 수소는 우주방사선 차폐에 가장 효과적인 원소이기 때문에 우주방사선 차폐 재료로 수소가 풍부한 재료가 연구되었다⁽⁵⁾. Iguchi 등에 의해 개발된 hydrogen-rich benzoxazine (HRB)⁽⁶⁾은 다른 열경화성 수지(예: 에폭시 수지)나 기존의 benzoxazine (1,3-benzoxazine)보다 더 많은 수소 원소를 포함한다. 또한, benzoxazine monomers의 화학 구조는 높은 열 안정성, 낮은 열팽창 계수, 높은 기계적 특성 및 우수한 내화학적성으로 인해 위성 구조 적용에 많은 이점을 가지고 있다^(6~8).

Ultra-high-molecular-weight polyethylene (UHMWPE) 섬유는 저밀도이며 높은 수소함량으로 우수한 방사선 차폐 성능, 아라미드 (Kevlar) 섬유를 능가하는 높은 충격 강도 및 높은 인장 특성을 갖는다. 따라서 미래의 우주선 구조 적용에 유망한 것으로 판단된다^(9~12). 그러나 위성 구조에 UHMWPE 섬유 강화 복합 재료를 적용하는 데 있어 한 가지 제한 사항은 UHMWPE 섬유의 낮은 계면 접착력이다. UHMWPE 섬유는 극성 관능기가 부족하고 표면 자유 에너지가 낮아 UHMWPE 섬유와 매트릭스 사이의 접착력이 좋지 않다⁽¹³⁾. UHMWPE 섬유 강화 복합 재료의 인장 특성은 우수하지만 UHMWPE 섬유의 낮은 계면 접착력은 압축 강도, 굽힘 강도, 좌굴 하중 및 층간 전단 강도를 감소시키고 심한 경우 박리를 유발할 수 있다⁽¹³⁾. 따라서 UHMWPE 섬유의 계면 접착력을 증가시키기 위해 potassium permanganate treatment, poly pyrrole coating, polydopamine coating, plasma treatment, ultraviolet irradiation, glycidyl methacrylate grafting 및 nano-reinforcement 등의 다양한 연구들이 수행되었다⁽¹³⁻¹⁵⁾. 그러나 polydopamine (PDA) 코팅과 같은 섬유 코팅에 대한 몇 가지 연구를 제외하고 보고된 계면 특성 개선 연구들의 대부분은 섬유를 손상시키고 인장 특성을 희생시키는 것으로 판명되었다⁽¹³⁾. 홍합의 접착 단백질에서 영감을 받은 PDA 코팅 (self polymerization)은 어떠한 재료의 표면에도 PDA 필름을 형성하는 데 사용될 수 있다⁽¹³⁾. 일반적인 해양 환경 (dopamine=2g/L, pH=8.5)으로 완충된 PDA 용액에 재료를 담그면 얇은 접착성 고분자 필름이 자발적으로 증착된다.

UHMWPE 섬유 강화 복합재를 위성 구조 패널로 사용한다고 가정하면 발사 하중과 진동을 견디기 위해 높은 인장 강성을 요구한다⁽²⁴⁾. 또한 UHMWPE 섬유의 계면 접착력을 향상시키기 위한 작업에서 제조의 단순성과 대량 생산 가능성을 고려해야 한다. 따라서 본 연구에서는 섬유의 계면 접착력을 향상시키는 방법 중 인장 물성의 보존, 비용 효율성 및 실용성을 고려하여 PDA 코팅을 기반으로 하는 UHMWPE 섬유 강화 복합 재료에 초점을 맞추었다⁽¹³⁾.

UHMWPE 섬유 강화 복합 재료의 위성 응용에 대한 중요한 두 번째 고려사항으로는 고온에서 UHMWPE의 결정 구조가 사방정계에서 육각형으로 변화하여 발생하는 기계적 특성의 감소이다⁽¹¹⁾. 고온 노출에 대한 UHMWPE 섬유의 제한 온도는 비구속 섬유의 경우 약 130 °C, 구속 섬유(경화

복합재)의 경우 약 145°C로 알려져 있다⁽¹¹⁾. 로켓 페어링 내부의 위성 구조는 가속 하중과 다양한 진동을 견디기 위해 높은 강성을 요구하지만, 우주 진입 후 위성에 가해지는 하중과 진동은 거의 없다. 지구저궤도(LEO)의 열 사이클의 최대온도가 약 90°C 이하⁽⁴⁵⁾라는 것과 언급된 UHMWPE 섬유 최대 허용 온도 조건을 고려할 때, UHMWPE 섬유강화 복합재로 만들어진 위성은 LEO 태양 복사로부터 구조적 문제를 일으키지 않을 것으로 판단된다.

우주환경에서는 초고진공과 고온으로 인해 우주선의 고분자 물질이 outgassing을 일으키고 분해된 outgassing 입자들이 위성의 전자장비 및 광학 장비에 달라붙어 성능이 저하되거나 심할 경우 고장이 발생할 수 있다. 따라서, space heritage에 따르면 기존 우주선 재료는 collected volatile condensable materials (CVCM) < 0.1% 및 total mass loss (TML) < 1.0%를 충족해야 한다⁽⁴⁵⁾. 그러나 우주방사선 차폐에 효과적인 UHMWPE/HRB 복합재료에 대한 CVCM 및 TML 데이터가 아직 보고되지 않았다.

스텔스 설계에서 radar cross section (RCS)을 낮추는 데 필요한 기술은 형상 설계, radar absorbing material (RAM) 및 radar absorbing structures (RAS)를 통해 구현된다. 일반적으로 RAM은 구조물의 표면에 쉽게 적용할 수 있는 장점이 있다. 그러나 구조물의 무게를 증가시키고 하중 구조물로 사용할 수 없으며 지속적인 유지 보수가 필요하다. 특히, 우주 환경에서는 초고진공, 열사이클 및 고에너지 원자 산소에 의한 표면 침식 및 표면 outgassing 방출이 발생할 수 있다⁽¹⁶⁾. 대조적으로, RAS는 우주환경의 표면 침식 문제를 피할 수 있으므로 전자파 흡수 성능의 변화가 RAM에 비해 장기간 유지될 수 있다. 또한 섬유 강화 복합 재료로 사용하기 위한 RAS의 설계는 높은 기계적 특성, 낮은 유지보수 및 높은 내구성을 갖는다. 이러한 RAS의 장점으로, 지난 20년 동안 저자의 연구팀은 섬유 강화 복합 재료에 RAS를 구현하기 위해 많은 연구⁽¹⁷⁻²²⁾를 수행했으며, 이는 아래에서 논의되는 바와 같이 3가지 제조 방법으로 구분할 수 있다.

초기 연구로는 전자기적 특성을 가진 재료를 매트릭스에 첨가하는 방법이 제안되었다. multi-walled carbon nanotube (MWCNT)⁽¹⁷⁾, 카본블랙⁽¹⁸⁾, 그래핀⁽²³⁾과 같은 전도성 물질을 고분자 물질에 분산시켜 전도성을 부여하려는 연구가 수행되었다. 그러나 매트릭스 내 나노물질의 균일한 분산성, 제조상의 어려움, 전자기적 특성의 재현성 부족, 기계적 성능 저하 등 다양한 문제가 발생할 수 있었다. 그러한 문제점을 개선하기 위해, 전도성 물질로 구성된 periodic pattern surface (PPS) 시트를 복합 재료에(또는 그 위에) 삽입(또는 인쇄)하는 것이 연구되었다^(19,20). 그러나 PPS 시트로 인해 복합재료의 박리 발생과 기계적 성능이 저하될 수 있는 문제가 있었다. 또한 사각 또는 각진 패턴의 특성으로 인해 RAS에 입사되는 전자파의 편광이 전자파 흡수 성능에 영향을 미치는 것을 확인하였다. 뿐만 아니라, PPS의 표면 인쇄 방법은 고에너지 원자산소 공격이 지배적인 LEO 우주 환경의 표면 침식에 취약할 수 있다. 이러한 문제점들을 개선하기 위한 3번째 방법으로, 반도체 섬유 또는 전도성 물질로 코팅된 섬유를 사용하여 전자파 흡수를 달성하기 위한 연구가 수행되었다^(21,22). 이러한 방법은 매트릭스에서 전도성 물질의 분산과 관련된 문제를 해결할 수 있었다. 그러나 전자기적 특성을 정밀하게 제어하기 어려웠고, 섬유의 화학적 처리로 인해 인장 특성이 저하되고, 섬유의 계면 접착력이 저하되는 문제점이 여전히 존재했다.

정찰위성 및 우주무기시스템에서 우주방사선에 민감한 고집적 전자장치 및 다기능 COTS를 사용하고 ASAT 미사일의 공격을 회피하기 위해서는 우주스텔스 및 우주방사선 차폐가 가능한 다기능 구조가 필요하다. UHMWPE 섬유와 HRB 수지는 우주 방사선 차폐에 효과적인 것으로 판명되었기 때문에, 우리는 UHMWPE 섬유의 계면 특성을 향상시키면서 전자기 흡수가 가능한 복합재료의 제조를 고려했다. Carboxyl group으로 기능화된 MWCNT (COOH-MWCNT)를 PDA의 amine group과 결합시키는 Subramanian 등⁽²⁴⁾의 연구에서 영감을 얻어, PDA가 코팅된 UHMWPE 섬유에 COOH-MWCNT를 접목하여 섬유에 유전율을 부여하는 방법을 제안하였다. 또한, 우리는 PDA로 코팅된 섬유에 결합된 MWCNT가 돌출부를 형성하기 때문에 물리적 앵커로 작용할 수 있으며, 이는 섬유와 매트릭스 사이의 결합력을 증가시킬 수 있다고 가정하였다. 언급된 연구 제안은 Fig. 2에 설명되어 있다. 우리가 아는 한, 우주방사선 차폐와 마이크로파 흡수를 통합한 다기능 구조의 개념은 보고된 적이 없었다. 또한, 이 연구에서는 기존 RAS 제조 방법의 한계를 보완하고 층간전단강도(ILSS; interlaminar shear strength)를 크게 높일 수 있는 혁신적인 RAS 제조 방법을 제안한다.

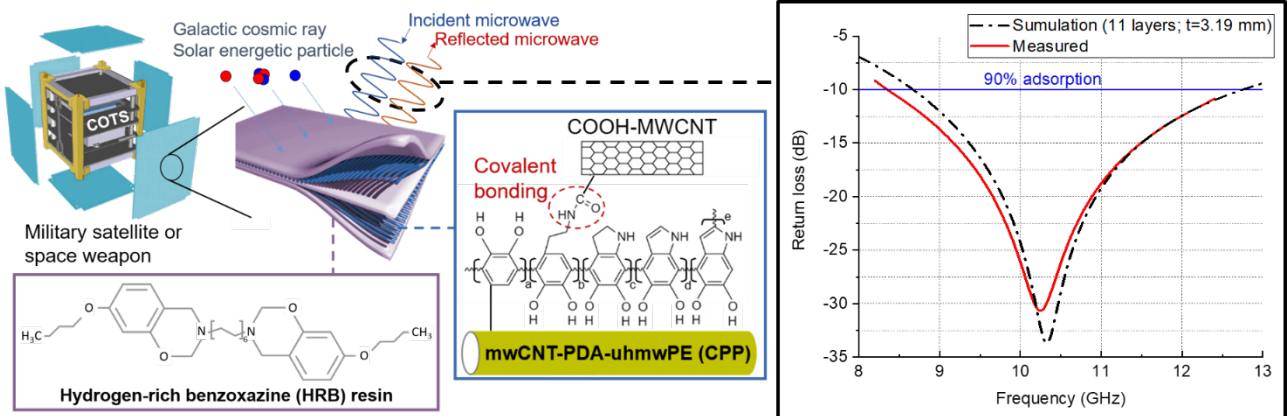


Fig. 2. 연구 제안의 개략도

2. 재료 및 방법

2.1. 재료

UHMWPE (초고분자량 폴리에틸렌) 섬유로 DSM Dyneema의 SK99이 사용되었다. SK99은 880 dtex, 800 denier 및 173 g/m²의 평직으로 직조되어 사용되었다(Fig. 3(a)). 3-부톡시페놀 (3-Butoxyphenol), 1,12-디아미노도데칸 (1,12-diaminododecane) 및 수산화 나트륨 (sodium hydroxide)은 Tokyo Chemical Industry에서 공급받았다. 클로로포름 (chloroform) 및 무수 황산마그네슘(anhydrous magnesium sulfate)은 Alfa Aesar에서 공급받았다. 파라포름알데히드 (paraformaldehyde), 도파민 염산염 (dopamine hydrochloride) 및 트리스 염기 (tris base)는 Sigma-Aldrich에서 공급받았다. 외경이 5-15 nm이고 길이가 30-50 μm인 carboxyl group으로 기능화된 MWCNT (COOH-MWCNT)는 US Research Nanomaterials에서 공급받았다.

2.2. 계면 특성 개선 및 유전을 제어 위한 섬유 처리

PDA의 중합에 대한 정확한 메커니즘은 현재 명확히 알려져 있지 않지만⁽²⁵⁾, PDA는 해수와 유사한 환경(pH = 8.5, 약간의 교반)에서 재료 표면에 자연적으로 중합된다. Lee 등⁽²⁶⁾은 PDA 용액에 24시간 동안 담그면 최대 두께가 50 nm인 PDA가 증착될 수 있다고 보고했다. PDA로 코팅된 UHMWPE (PDA-UHMWPE)를 제조하기 위해, dopamine hydrochloride을 탈이온수(DI water)에 첨가하여 2g/L의 농도가 되도록 하고, tris base를 1.2g/L 첨가하여 pH를 8.5로 조정하였다. 이어서, UHMWPE 섬유를 교반하면서 실온에서 24시간 동안 도파민 용액에 침지시켰다(Fig. 3(b)). 이후로, PDA가 코팅된 UHMWPE 섬유를 탈이온수로 3회 행구고 50°C에서 6시간 동안 진공 건조했다; 이러한 과정은 약하게 중합된 과잉 PDA를 제거하기 위해 수행되었다.

제조된 PDA-UHMWPE 평직에 COOH-MWCNT를 접목(CPP)하기 위한 분산 방법이 시행착오를 통해 결정되었다. 10mM Tris 완충액에 염산 용액을 사용하여 pH를 8.5로 조정 후 COOH-MWCNT(0.05-0.5wt%)를 첨가했습니다. Fig. 3(d)와 같이 제조된 MWCNT 현탁액에 PDA-UHMWPE 평직을 침지하고 초음파 분산(400W, 20kHz)과 자기 교반(600rpm) 하에서 MWCNT를 10분간 분산시켰다. 이후, MWCNT가 접목된 PDA-UHMWPE 평직을 탈이온수로 3회 행구고 50°C에서 6시간 동안 진공 건조하였다. 용어의 예로, 샘플 "CPP(0.2)"는 PDA-UHMWPE 평직에 0.2wt%의 MWCNT 현탁액에서 10분간 분산된 MWCNT-PDA-UHMWPE 평직을 의미한다(Fig. 3(i)).

2.3. Hydrogen-rich benzoxazine (HRB)의 제조

우리의 초기 연구에서 Iguchi 등⁽⁶⁾의 방법에 따라 HRB를 준비하려고 시도했지만, 성공적이지 못했다. HRB의 재료가 되는 혼합물의 최적 가열시간과 온도, 컬럼 크로마토그래피를 이용한 중화, 무수황산마그네슘 첨가량, 진공여과기 사용, 여과기의 기공크기를 결정하기 위한 시행착오를 거쳐 다음과 같은 과정을 거쳤다. 먼저, 3-부톡시페놀, 1,12-디아미노도데칸 및 파라포름알데히드를 2:1:4.2

의 몰비로 클로로포름(5mL/g의 반응물)에 혼합하였다. 그런 다음 비커에 작은 기포가 나타날 때까지 5시간 동안 자기 교반(600rpm)이 있는 수조에서 57°C로 가열되었다(Fig. 3(b)). 혼합물의 중화는 1N NaOH 용액을 첨가하고 교반하여 수행하였다. 이어서, 반응 생성물(점성 액체)을 컬럼 크로마토그래피에 의해 중화 용액으로부터 분리하였다(Fig. 3(f)). 유사하게, 1N NaOH 용액으로 3회 세척한 후 탈이온수로 미반응물을 제거하였다. 이어서, 무수 황산마그네슘(반응 생성물에 대해 25중량%)을 첨가하고, 생성물을 ~12시간에 걸쳐 탈수시켰다. 이후 진공여과(기공크기 = 3μm)를 이용하여 무수 황산마그네슘으로부터 생성물(점성액체)을 분리하고 클로로포름과 중화용액을 제거하여(Fig. 3(g)) 여과된 HRB를 얻었다(Fig. 3(h)). 제작된 HRB는 CPP 평직의 hand lay-up 과정에서 사용되었다(Fig. 3(j)).

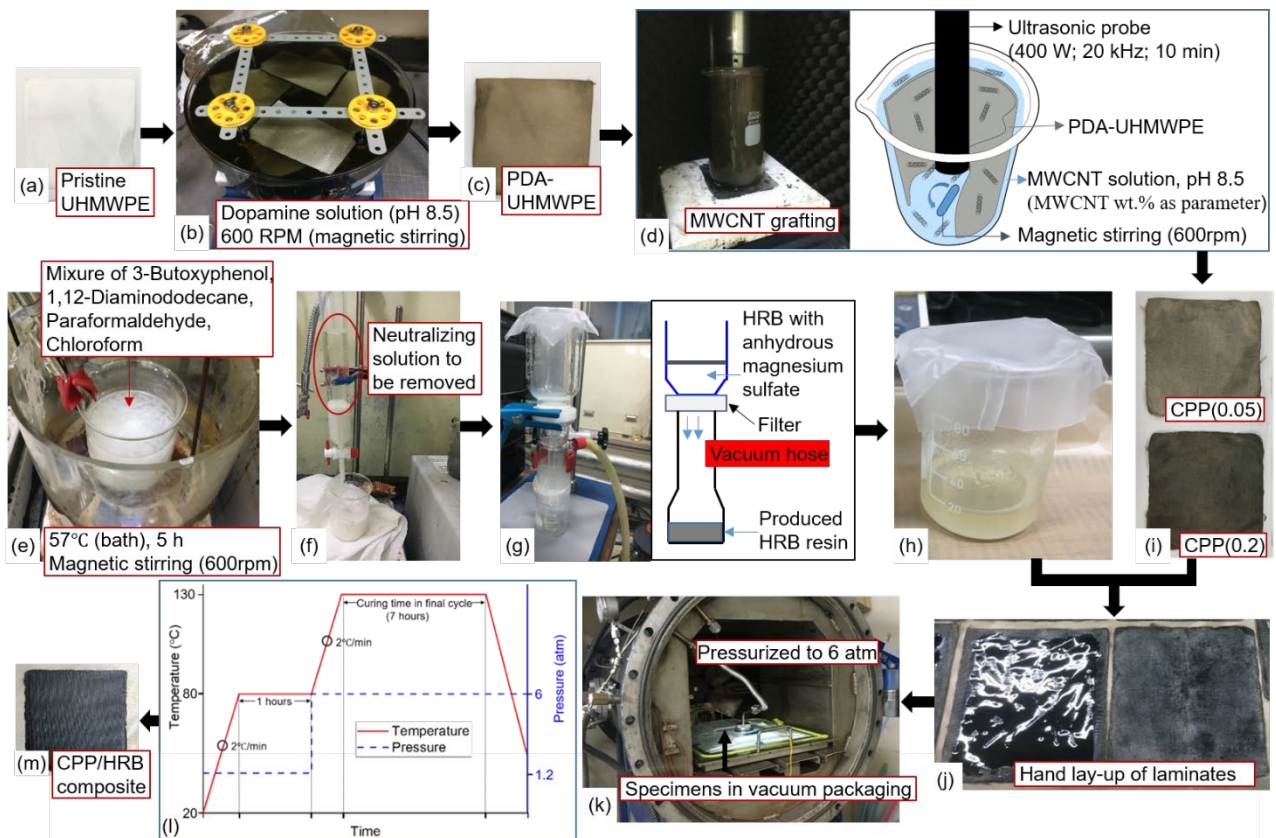


Fig. 3. 우주 스텔스 및 우주방사선 차폐 복합재료의 제작과정: (a) 미처리된 UHMWPE 평직; (b) PDA 코팅; (c) PDA로 코팅된 UHMWPE 평직 (PDA-UHMWPE); (d) MWCNT를 PDA-UHMWPE에 접착하는 과정; (e) 혼합, 가열 및 교반하여 HRB를 제조하는 과정; (f) 미반응물의 제거 및 중화; (g) 무수 황산마그네슘의 제거 과정; (h) 제작된 HRB 수지; (i) CPP 평직; (j) 라미네이트의 hand lay-up; (k) 오토클레이브 공정; (l) 오토클레이브의 공정 조건; (m) 제작된 CPP/HRB 복합재료

2.4. 우주 스텔스 및 우주방사선 차폐 복합재료의 제조

본 연구에서 제안된 복합재료는 오토클레이브 공정을 사용하여 제작되었다(Fig. 3(k)). 구체적인 제조 방법은 다음과 같다; 제조된 HRB를 CPP 평직에 실리콘 주걱을 사용하여 도포하였다(Fig. 3(j)). HRB 레진이 도포된 CPP 평직은 hand lay-up을 통해 적층되었다. 적층된 CPP/HRB 복합재료는 오토클레이브의 공정으로 Fig. 3(l)의 조건에 따라 고온, 고압 및 진공에서 경화되었다. 10장의 CPP 평직을 사용하여 제조된 CPP/HRB 복합재료의 두께는 ~2.9 mm이고, 하나의 적층 당 두께 (TPP; thickness per ply)는 ~0.29 mm로 계산되었다. 또한, 제조 전 CPP 평직들의 측정된 질량과 밀도(0.97

g/cm³), 경화된 HRB의 밀도(1.07 g/cm³) 및 제조된 CCP/HRB 복합재료의 질량을 측정하여 섬유 부피 분율을 64~66%로 추정할 수 있었다.

2.5. 유전 특성 및 반사 손실 측정

복소 유전율($\epsilon = \epsilon' - j\epsilon''$)과 X-band(8.2~12.4 GHz)의 반사 손실은 우리의 이전 연구^(21,22,28)에서 사용된 것과 동일한 자유 공간 측정 장비(free-space measurement instrument; HVS Technologies; USA)를 사용하여 측정되었다. 이 장비는 회절 효과를 최소화하는 한 쌍의 혼 렌즈 안테나, 다중 반사 수를 최소화하는 TRL(through-reflect-line) 보정 기술이 적용된 HP 8510C 네트워크 분석기, 데이터 편집 및 변환을 위한 소프트웨어로 구성되어 있다. 복소 유전율은 150mm×150mm 로 제작된 CPP/HRB 시편에서 측정된 S11 및 S12의 S-parameter를 계산하여 측정하였다.

2.6. RAS의 설계 과정

10GHz의 Cole-Cole plot에 가깝게 위치한 CPP/HRB 복합재료를 제조하기 위해 다양한 MWCNT 접목(graft) 밀도가 검토되었다. Cole-Cole plot에 가까운 CPP/HRB 복합재료의 TPP를 고려하고 다양한 두께에서의 전자파 흡수 성능을 비교하여 X-band의 주파수 영역에서 -10dB 이하의 두께를 선택하였다. 전자파 흡수 성능은 CST Microwave Studio (Dassault Systèmes, Germany)를 이용하여 분석하였다. CST 해석 조건은 다음과 같다; 단위 셀에서 횡방향 전자기파가 인가되고, z축 평면에 도파관 포트 및 완전 전기전도체(PEC; perfect electric conductor)가 부착되어 있다(Fig. 14(a)). 경계 조건으로는, x축의 접선 전기장(tangential electric field)과 법선 자속(normal magnetic flux)이 0이고, y축의 법선 접선 전기장과 법선 자속이 0으로 설정되어 있다. 설계된 RAS를 단일 슬래브 (single slab) RAS로 제조하고 반사 손실을 자유 공간 측정 장비로 측정했다.

2.7. 기계적 물성 실험

ILSS (층간전단강도) 실험은 ASTM-D2344에 따라 수행하였으며(Fig. 15(a)), UHMWPE 평직이나 CPP 평직을 20층 적층하여 5.8~6.0mm 두께의 ILSS 시편을 제작하였다. 다이아몬드 커터를 사용하여 ILSS 시편을 40 × 12mm로 절단하고 ILSS를 식 (1)에 따라 계산했다.

$$\text{ILSS} = 0.75 \times \text{최대하중}(P_m) / \text{시편 폭}(b) / \text{시편 두께}(h) \quad (1)$$

섬유 코팅 후 인장 특성의 차이를 확인하기 위해 ASTM-D3039의 섬유강화복합재료의 인장 시험을 수행하였다. 그러나 UHMWPE/HRB나 CPP/HRB 복합재료의 낮은 표면 마찰로 인해 인장 시편이 웨지 액션 그림에서 미끄러졌다. 따라서 Kartikeya 등⁽²⁹⁾의 연구를 참고하여 10 MPa의 유압식 그림을 이용하여 인장시험을 수행하였다(Fig. 18(a)). UHMWPE이나 CPP 평직을 총 8장을 적층하여 두께 2.3~2.4mm, 치수 25mm×250mm의 인장시편(UHMWPE/HRB이나 CPP/HRB 복합재료)을 제작하였다. 다양한 섬유 코팅 조건(UHMWPE, PDA-UHMWPE 및 CPP)에서, 각각의 경우에 5개의 표본을 시험하고 평균값이 구해졌다.

2.8. 섬유 표면 분석

UHMWPE 섬유에 코팅된 PDA 및 MWCNT의 접목에 따른 섬유 표면의 화학적 조성을 살펴보기 위해 X선 광전자 분광법(XPS, Thermo VG Scientific)이 사용되었다. 또한, 2.5kV의 가속전압의 주사전자현미경(SEM, FEI Quattro S)을 이용하여 섬유의 표면을 관찰하였다.

2.9. 제조된 HRB의 검증 및 분석

OLTARIS(Online Tool for the Assessment of Radiation in Space)를 사용하여 우주 방사선 선량을 계산하려면 HRB의 정확한 원소 함량이 필요했다. 따라서, 유기 원소 분석기를 이용하여 HRB의 각

원소를 분석하였으며, C, N, H의 함량은 FlashEA1112(Thermo Electron Co.)를 이용하여 측정하였고, O의 함량은 Flash2000(Thermo Fisher Scientific)을 사용하여 측정했다. 9-10 mg의 작은 액적 크기로 제작된 5개의 HRB가 각 분석에 사용되었으며 평균 데이터가 연구 결과로 제시되었다. 본 연구에서 제조된 HRB의 화학 구조를 이전 연구⁽⁶⁾에 보고된 것과 비교하기 위해 Nicolet iS50 FTIR Spectrometer를 사용하여 HRB의 푸리에 변환 적외선 분광법 (FT-IR; Fourier Transform Infrared Spectroscopy) 분석을 수행했다. 핵자기 공명 분광법 (¹H NMR)을 사용하여 경화된 HRB의 화학 구조를 추가로 검증했다; 600MHz의 양성자 주파수를 갖는 액체 상태 NMR 분광기(Avance Neo 600)를 분석에 사용하였다; 중수소화 클로로포름(CDCl₃)을 용매로 사용하였다; 통합 강도 측정의 이완 시간은 평균 16개의 과도 상태로 10초로 설정되었다.

2.10. 우주방사선 선량 분석

우주방사선 선량은 NASA에서 개발한 OLTARIS(Online Tool for the Assessment of Radiation in Space)라는 웹 기반 소프트웨어를 사용하여 분석되었으며 여러 연구에서 입증되었다^(30,31). Fig. 4는 이 연구에서 사용된 OLTARIS 입력의 개략도를 보여준다. 일반적으로 정찰 위성 및 우주무기체계는 LEO에 위치하므로 KH-11 정찰위성(Key Hole, USA)의 임무궤도에서 우주방사선 선량을 분석하였다(고도 = 515km, 궤도 기울기 = 96°)⁽³²⁾. 은하 우주방사선(GCR; galactic cosmic radiation)의 최근 모델인 Badhwar-O'Neill 2020⁽³³⁾ 및 Van Allen 방사선 벨트의 모델로 AP9⁽³⁴⁾가 선택되었습니다. 일정한 두께를 갖는 구 형상(spherical shell)의 위성 내부에서 우주방사선 선량이 분석되었습니다. 설계한 RAS의 면적밀도를 고려하여 면적밀도 0.25-0.45g/cm²에서 우주방사선 선량을 기존 RAS와 비교하였다.

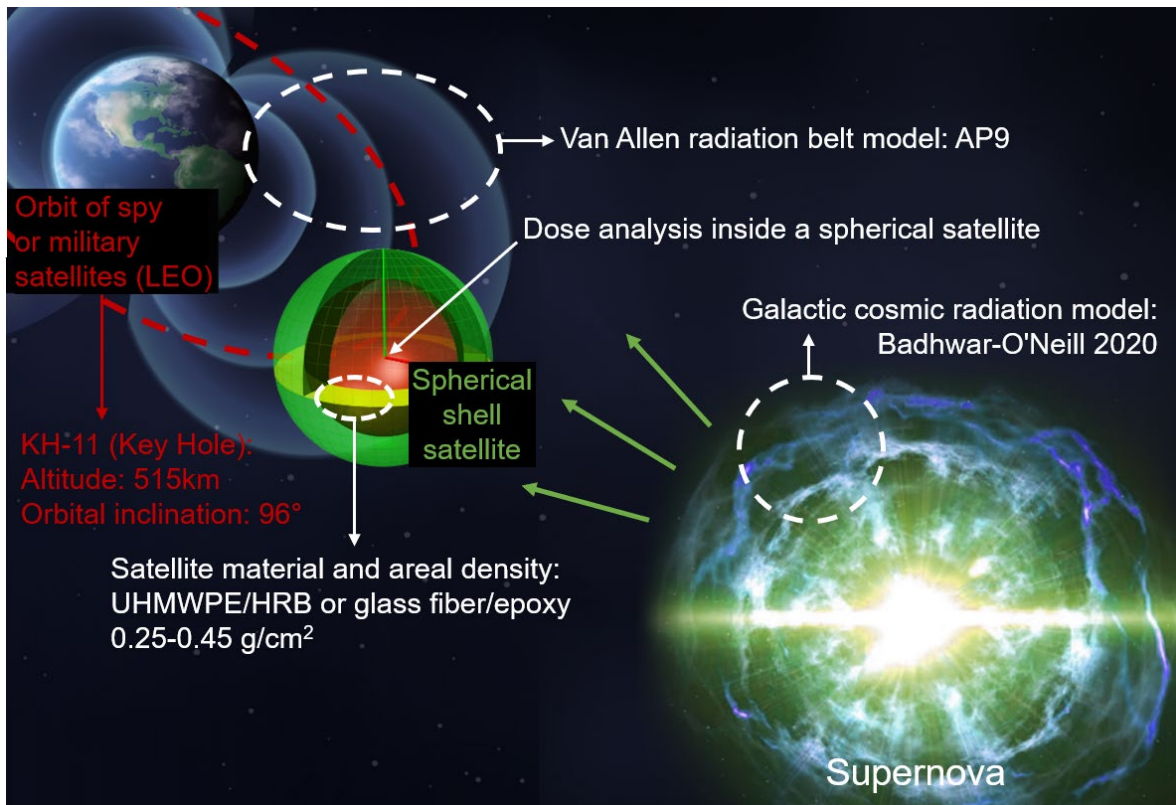


Fig. 4. 우주방사선 선량 해석을 위한, OLTARIS 해석의 개략도.

2.11. 우주환경 실험 (outgassing 시험)

제안된 우주방사선 차폐 및 우주스텔스 복합재료의 CVCM 및 TML 시험(outgassing 시험)은 ASTM-E595에 따라 수행되었다. CVCM은 한국표준과학연구원의 CVCM 측정 전용 장비(대전, 대한민국)를 이용하여 측정하였다(Fig. 5(c)). CVCM은 식 (2)를 통해 계산되었다.

$$CVCM(\%) = \text{시험 전 시편의 질량}(m_i) / \text{수집판에 응축된 질량}(c_f) \times 100 \quad (2)$$

우주환경 모사장비는 ASTM-E595 조건을 충족하는 사양으로, 한국과학기술원에서 저자의 연구 그룹^(8,11)에서 맞춤 제작되었다(Fig. 5(a)). ASTM-E595 조건에 따라, 시편은 할로겐 램프를 사용하여 125°C까지 가열되었고 시편은 초고진공 터보펌프를 통해 10⁻⁶ Torr에서 24시간 동안 노출되었다(Fig. 5(b)). TML은 식 (3)을 통해 계산되었다.

$$TML(\%) = (\text{시험 전 시편의 질량}(m_i) - \text{시험 후 시편의 질량}(m_f)) / m_i \times 100 \quad (2)$$

CVCM 및 TML 시편은 UHMWPE 평직이나 CPP 평직이 18층으로 적층되었고 두께 4.4-4.6 mm, 면적 9mm×9mm, 질량 0.3-0.4 g의 UHMWPE/HRBL나 CPP/HRB 복합재료로 수행되었다. CVCM 및 TML 성능을 위성용 carbon/epoxy 복합재료(CFRP)인 M55J/M18의 성능과 비교했다. M55J/M18 시편은 0.25-0.26g의 질량으로 면적 9.8mm × 9.8mm로 준비되었다. 각 실험에서 5개의 시편을 시험하였으며, 본 연구에서는 평균값을 제시하였다.

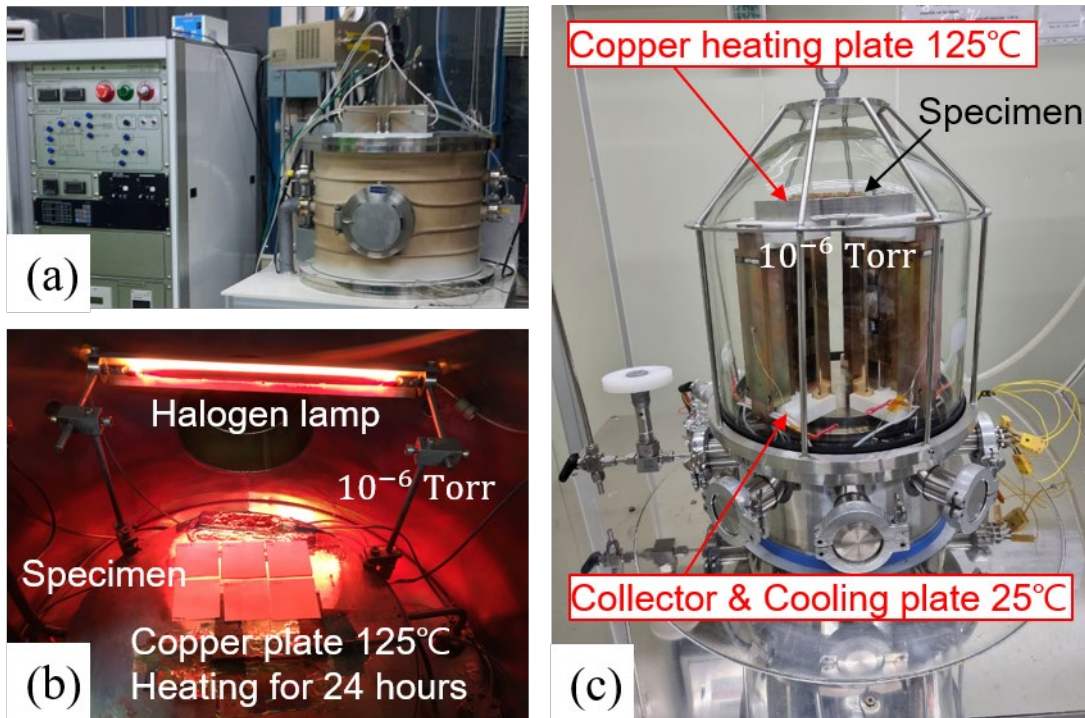


Fig. 5. TML 및 CVCM 시험 장비: (a) 우주 환경 시뮬레이션 장비(TML 시험), (b) 우주 환경 시뮬레이션 장비 챔버 내부, (c) CVCM 시험 장비

3. 결과 및 토론

3.1. 제조된 HRB의 검증

유기 원소 분석기로 측정된 HRB의 원소 함량은 Table 1에 보고했으며, HRB의 이론적인 화학 조성⁽⁶⁾과 비교하였다. 제조된 HRB는 이론값과 측정값의 원소 함량 차이가 0.16% 미만이었으며 이론적인 화학 조성⁽⁶⁾과 거의 유사하다고 판단할 수 있다. HRB의 수소 함량은 기존의 항공우주용 에폭시(Cytec CYCOM 934)⁽⁴¹⁾보다 약 11% 높은 것으로 확인되었다. 따라서 기존의 열경화성 수지보다 수소 함량이 높은 HRB는 에폭시보다 우수한 우주방사선 차폐 성능을 갖는 것이 알려져 있다^(6,8).

Table 1. HRB의 원소 조성^(6,41)

열경화성 수지 (밀도)	Molecular formula	원소 조성		이론값과 측정값의 차이
		이론값	측정값의 평균 (표준편차)	
HRB (1.07 g/cm ³)	C ₃₆ H ₅₆ N ₂ O ₄ (6)	H = 57.1429%	H = 57.3002% (0.047)	0.1573%
		C = 36.7347%	C = 36.5763% (0.204)	0.1584%
		O = 4.0816%	O = 4.1036% (0.240)	0.0220%
		N = 2.0408%	N = 2.0199% (0.016)	0.0209%
Epoxy (Cytec CYCOM 934) (1.32 g/cm ³)	C ₃₇ H ₄₂ N ₄ O ₆ S (41)	H = 46.6667%		
		C = 41.1111%		
		O = 6.6667%		
		N = 4.4444%		
		S = 1.1111%		

본 연구에서 제조된 HRB가 이론적인 화학 구조와 동일하게 제조되었는지 확인하기 위해, FT-IR 분석을 수행했다. 실리콘 몰드에 HRB를 얇게 펴 바른 후, 언급된 오토클레이브 공정을 통해 두께 1.1-1.2mm의 HRB를 제조하였고 FT-IR 분석에 사용하였다. Fig. 6는 경화된 HRB에 대해 측정된 FT-IR 스펙트럼을 보여준다.

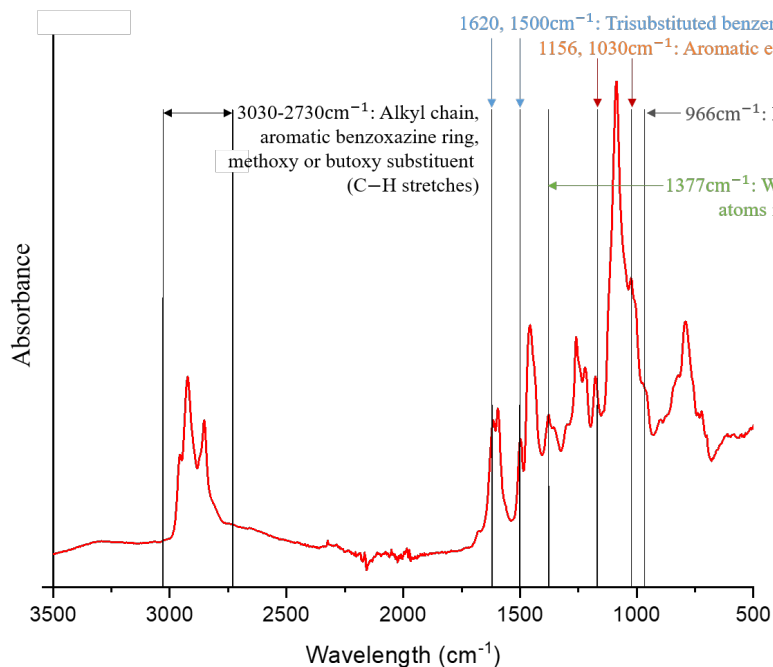


Fig. 6. 경화된 HRB의 FT-IR 스펙트럼

이전 연구⁽⁶⁾에 따르면 HRB의 화학 구조를 결정하는 FT-IR의 피크는 다음과 같다(Fig. 6); 966 cm^{-1} (벤조옥사진 결합; N-CH₂-O), 1030 and 1156 cm^{-1} (벤젠 고리의 방향족 에테르), 1377 cm^{-1} (네 번째 위치에 있는 수소 원자의 흔들림), 1500 and 1620 cm^{-1} (삼치환된 벤젠 고리) 및 2730-3030 cm^{-1} (알킬 사슬, 방향족 벤조옥사진 고리, methoxy 또는 butoxy substituent, C-H stretches). 언급된 피크와 전체 FT-IR 스펙트럼(Fig. 6)은 강도의 차이를 제외하고 이전 연구⁽⁶⁾와 거의 유사하였다.

핵자기 공명 분광법 (¹H NMR)을 사용하여 경화된 HRB의 화학 구조를 확인했다. Fig. 7은 측정결과로 얻어진 ¹H NMR 스펙트럼이며, Mnova 소프트웨어(Mestrelab Research)로 피크의 면적을 적분한 면적비가 표시되어 있다.

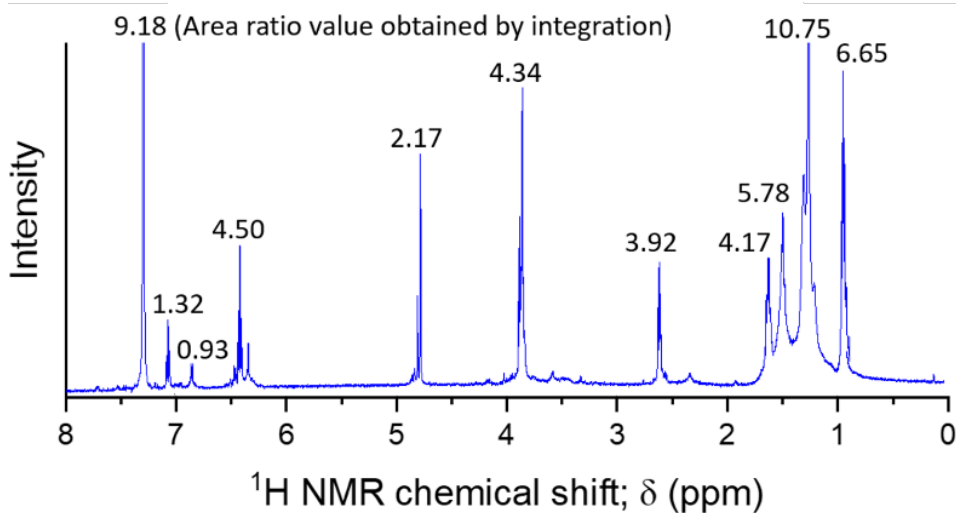


Fig. 7. 경화된 HRB의 ¹H NMR 스펙트럼.

이전 연구⁽⁶⁾에 따르면, HRB의 화학 구조는 다음과 같다(특정 화학적 이동(δ)의 해당 원소에 밑줄); ¹H NMR (CDCl₃, 600 MHz ¹H, 298 K, δ): 0.96 (t, 6H, : OCH₂CH₂CH₂CH₃), 1.26 (ws, 16H, N-CH₂-CH₂-(CH₂)₈-CH₂-CH₂-N), 1.28 (ws, 4H, N-CH₂-CH₂-(CH₂)₈-CH₂-CH₂-N), 1.47 (m, 4H, OCH₂CH₂CH₂CH₃), 1.74 (m, 4H, OCH₂CH₂CH₂CH₃), 2.71 (ws, 4H, N-CH₂-CH₂-(CH₂)₂-CH₂-CH₂-N), 3.88 (s, 4H, OCH₂CH₂CH₂CH₃), 3.91 (s, 4H, N-CH₂-Ar), 4.81 (s, 2H, O-CH₂-N), 6.40 (dd, J = 8 Hz, 4H, H-6 and H-8), 7.03 (dd, J = 8 Hz, 2H, H-7). 측정된 ¹H NMR 스펙트럼(Fig. 7)과 언급된 화학 구조의 δ 값은 거의 동일하다. 특정 δ 값에서 측정된 ¹H NMR 스펙트럼의 면적비(Fig. 7의 숫자)와 화학 구조에서 얻은 수소의 수는 비례하는 경향이 있다. 원소조성, FT-IR 분석 및 ¹H NMR 분석을 통해서, 본 연구에서 제조된 HRB의 화학 구조는 이론적인 화학 구조와 거의 동일하다고 결론 내릴 수 있다. 언급된 HRB의 화학 구조는 Fig. 2에 그려져 있다.

3.2. UHMWPE 섬유유전 특성 및 계면 접착력을 향상시키기 위한 PDA 코팅 및 MWCNT

접목

MWCNT 분산의 균질성을 개선하여 시스템의 전자기적 특성을 향상시키고 UHMWPE 섬유유전 매트릭스 사이의 계면 결합을 강화하기 위한 섬유 처리 방법이 제안되었다. 이를 위해 PDA의 아민기에 MWCNT를 접목하기 위해 카르복실기로 기능화된 MWCNT(COOH-MWCNT)의 사용이 제안되었다. 제안된 반응 메커니즘은 PDA의 아민기와 COOH-MWCNT의 카르복실기 사이의 화학적 결합^(24,36)을 하며 Fig. 8에 보여집니다.

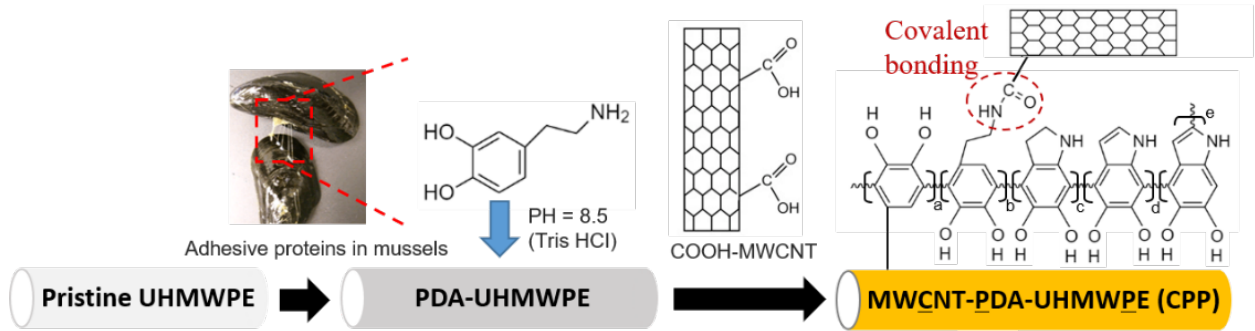


Fig. 8. 제안된 섬유 처리와 반응 메커니즘

PDA 코팅된 UHMWPE 섬유(PDA-UHMWPE 섬유)와 MWCNT의 접목(CPP 섬유)을 검증하기 위해 XPS와 SEM이 사용되어 분석되었다. Fig. 9 및 Table 2는 XPS에 의해 분석된 다양한 섬유 처리에 대한 표면 원소 조성을 보여준다. Fig. 9로부터, 탄소(284.7 eV)와 산소(532.5 eV)가 미처리된 UHMWPE에서 검출된 반면에 질소(399.8 eV)는 PDA로 코팅한 후에 존재하였다. 이러한 질소 함량의 증가는 UHMWPE 표면에서 PDA의 중합이 성공적이었다는 것을 보여준다⁽³⁶⁾. 또한 COOH-MWCNT를 PDA-UHMWPE 섬유에 접목시키면 탄소 함량이 증가하고 질소(아민기) 함량이 감소하는 것으로 나타났다(Table 2). COOH-MWCNT는 중합된 PDA의 아민기에 결합하기 때문에 COOH-MWCNT의 접목 밀도가 높을수록 질소 함량이 감소할 것으로 판단할 수 있다. 실제로 탄소의 함량은 CPP(0.05) 시편보다 CPP(0.2) 시편에서 더 높기 때문에 접목된 COOH-MWCNT의 함량이 증가할수록 질소 함량이 감소하는 것을 확인할 수 있다(Table 2).

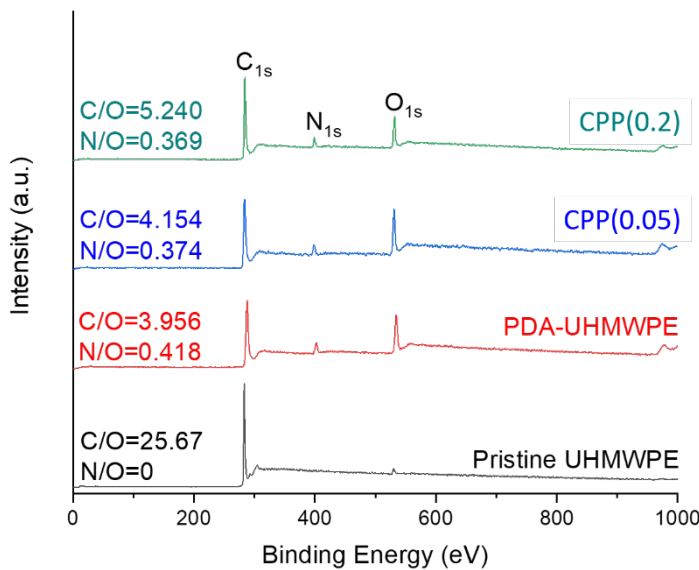


Fig. 9. 미처리된 UHMWPE, PDA-UHMWPE, CPP(0.05) 및 CPP(0.2) 섬유의 XPS 스펙트럼

Table 2. 미처리된 UHMWPE, PDA-UHMWPE, CPP(0.05) 및 CPP(0.2) 섬유의 표면 원소 조성 (XPS)

	Pristine UHMWPE	PDA-UHMWPE	CPP(0.05)	CPP(0.2)
C _{1s} (atomic %)	96.25	73.62	75.15	79.28
N _{1s} (atomic %)	0.00	7.77	6.76	5.59
O _{1s} (atomic %)	3.75	18.61	18.09	15.13

Fig. 10은 다양한 섬유 처리 단계에서 평직(15×15cm²)의 실제 사진 및 SEM을 나타내며, 여기서 PDA 코팅의 도입으로 UHMWPE 섬유가 갈색으로 변한 것을 알 수 있다(Fig. 10(c)), MWCNT의 접목 밀도가 증가함에 따라 PDA-UHMWPE 섬유는 검은색으로 변했다(Fig. 10(e) 및 (h)). Fig. 10(b)와 (d)를 비교할 때, 미처리된 UHMWPE와 PDA-UHMWPE 섬유 표면은 매끄러운 형태를 유지하는 반면, MWCNT 접목은 섬유 표면에 약간의 얇은 돌출부가 생성되는 것으로 보인다(Fig. 10(f)). MWCNT 접목 밀도가 증가함에 따라 더 많은 수의 마이크로 스케일 돌출부가 생성되었다(Fig. 10(i)). Fig. 10(g) 및 (j)의 SEM 이미지에 의해 확인된 바와 같이, MWCNT 현탁액의 농도를 조절하여 MWCNT 접목 밀도를 제어할 수 있음을 확인하였다.

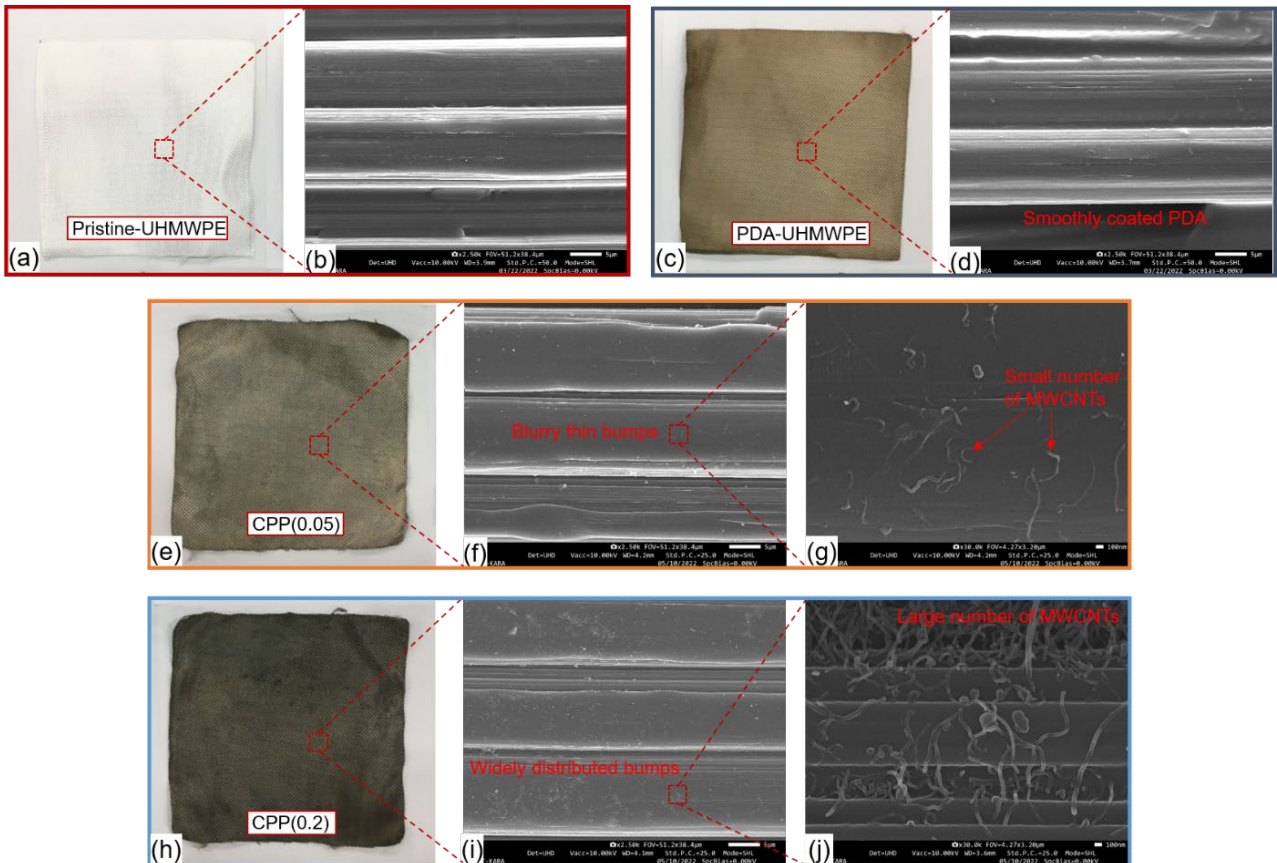


Fig. 10. 다양한 섬유 처리 단계에서 평직의 실제 사진 및 SEM 이미지: (a) 미처리된 UHMWPE 평직 (15×15cm²), (b) 미처리된 UHMWPE의 SEM(5µm), (c) PDA-UHMWPE 평직(15×15cm²), (d) PDA-UHMWPE의 SEM(5 µm), (e) CPP(0.05) 평직(15×15cm²), (f) CPP(0.05)의 SEM(5 µm), (g) CPP(0.05)의 SEM(100 nm), (h) CPP(0.2) 평직(15×15cm²), (i) CPP(0.2)의 SEM(5 µm), (j) CPP(0.2)의 SEM(100 nm).

3.3. 평직에서 MWCNT의 분산성 검토

평직에서 MWCNT의 분산 정도는 다음과 같이 검토하였다. CPP 평직(Fig. 11(a); 15×15cm²)의 4개 위치에서 표면원소 조성을 XPS로 분석(Table 3)하고 SEM 이미지(Fig. 11(b), (c), (d), (e))를 관찰하여 편차를 검토하였다. 4개 위치의 SEM 이미지에서 MWCNT의 접목 밀도는 비교적 유사했으며 MWCNT의 과도한 응집은 발견되지 않았다. 따라서 MWCNT가 잘 분산된 것으로 판단되었다. 또한 4개의 위치에서 표면원소 조성의 편차가 매우 작기 때문에 MWCNT의 접목 밀도가 거의 동일하다고 판단할 수 있었다(Table 3). MWCNT의 분산을 엄밀히 증명할 수는 없지만, 이러한 결과로부터 MWCNT가 PDA-UHMWPE 평직에 충분히 균일하게 분산되어 있음을 유추할 수 있다.

Table 3. XPS에 의해 측정된 CPP 평직의 표면 원소 조성 (Position 1, 2, 3, 4에 대해 Fig. 11 참조)

	Position 1	Position 2	Position 3	Position 4	표준 편차
C _{1s} (atomic %)	77.04	76.83	76.92	76.65	0.142
O _{1s} (atomic %)	16.32	16.42	16.31	16.59	0.112
N _{1s} (atomic %)	6.64	6.75	6.77	6.76	0.052

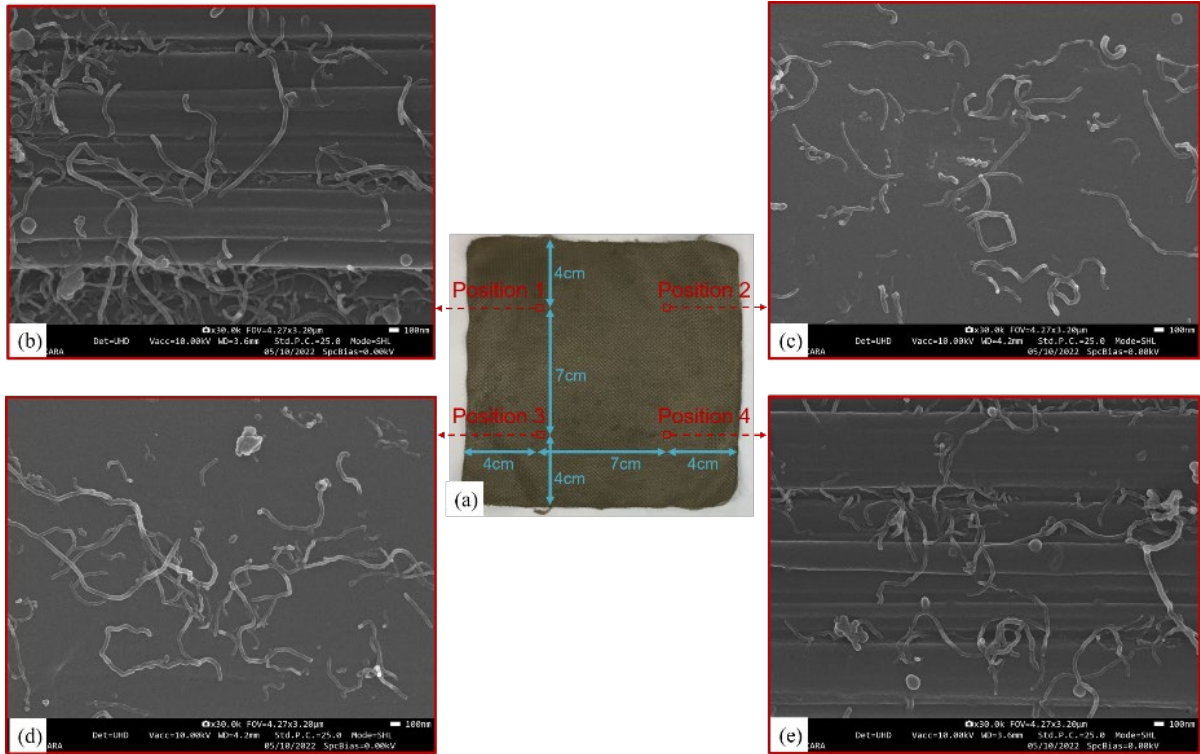


Fig. 11. CPP 평직의 표면 SEM 이미지; (a) CPP 평직(15×15cm²), (b) Position 1에서 SEM(100 nm), (c) Position 2에서 SEM(100 nm), (d) Position 3에서 SEM(100 nm), (e) Position 4에서 SEM(100 nm)

3.4. 유전 특성

Fig. 12(a)와 (b)는 다양한 MWCNT 밀도로 제작된 CPP/HRB(평직 10층 적층, $t = 2.9\text{mm}$) 복합재료에서 측정된 복소 유전율의 실수(ϵ') 및 허수(ϵ'')를 보여준다. 일반적으로 glass fiber/epoxy(GFRP)는 $\sim 4.56\text{--}0.05\text{j}$ 의 유전율⁽²⁸⁾을 나타내는 것으로 알려져 있는 반면, 미처리된 UHMWPE/HRB 복합재료는 더 낮은 유전율($2.21\text{--}0.01\text{j}$)을 갖는다. 따라서 UHMWPE/HRB 복합재료에서 전자기파 흡수 성능을 부여하려면 GFRP의 경우보다 더 높은 전도성이 필요하다. 전자기파 흡수 성능을 위해서 유전율을 제어하려면 재료의 커패시턴스(capacitance)와 전기 전도도(electrical conductivity)가 영향을 받는다⁽³⁷⁾. 복소 유전율의 실수 성분은 커패시턴스와 관련이 있으며, 커패시턴스를 증가시키는 요인 중 하나는 Fig. 13(a)와 같이 계면 분극(interfacial polarization)이다⁽³⁸⁾; Fig. 13은 CPP/HRB 복합재료의 단면을 보여준다.

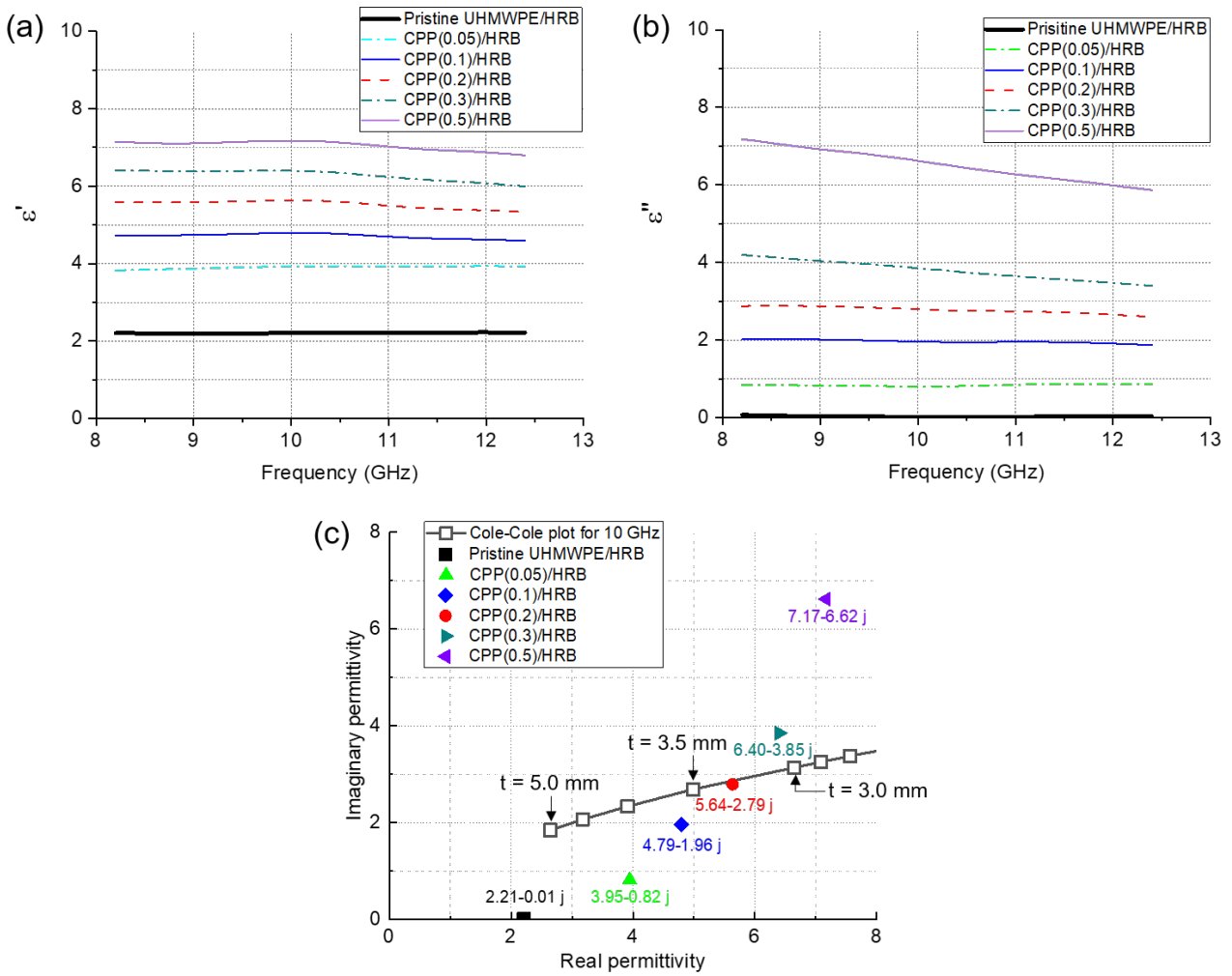


Fig. 12. CPP/HRB 복합재료의 측정된 유전율: (a) 측정된 실수 유전율, (b) 측정된 허수 유전율, (c) 단일 슬래브에 대한 최적 유전율(10GHz에 대한 Cole-Cole 플롯) 및 측정된 유전율의 분포

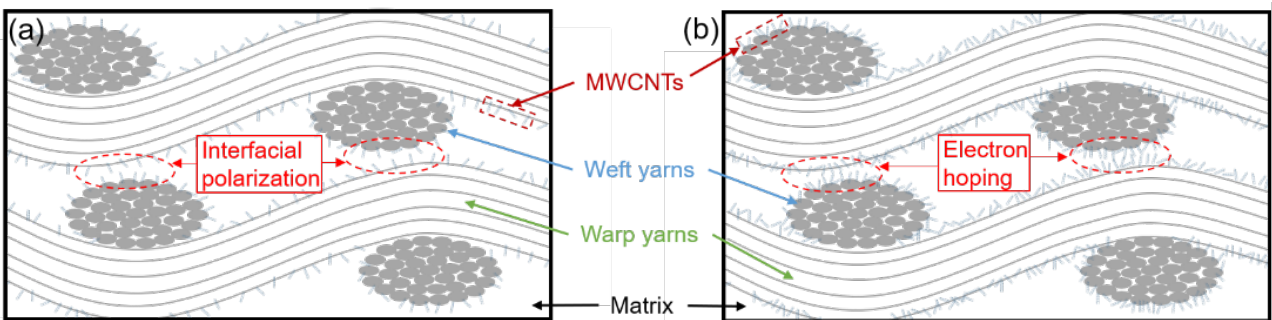


Fig. 13. CPP/HRB 복합재료의 단면: (a) 섬유에 접촉된 소수의 MWCNT(interfacial polarization), (b) 섬유에 접촉된 많은 수의 MWCNT(electron hopping)

계면 분극점이 증가함에 따라 커패시턴스가 증가할 수 있으므로 MWCNT 밀도를 증가시키면 CPP/HRB 유전율의 실수 성분이 증가할 수 있다. 그러나, Fig. 13(b)와 같이 MWCNT 접목밀도가 과다해지면 서로 다른 층의 MWCNT 사이에 접촉이 발생하여 전자 호핑(electron hopping)과 전도성 네트워크가 형성될 수 있다. 한편, 복소 유전율의 허수 성분은 일반적으로 재료의 전기 전도도에 비례한다⁽³⁸⁾. 따라서 PDA-UHMWPE 섬유에 접목된 MWCNT의 밀도가 증가함에 따라 서로 다른 층의 MWCNT 사이의 접촉 수가 증가하여 전도성 네트워크가 형성될 수 있다(Fig. 13(b)). CPP/HRB 복합재료의 전기 전도도는 PDA-UHMWPE 섬유에 접목된 MWCNT의 밀도에 비례할 것으로 예상되며, Fig. 12(b)로부터 MWCNT 접목 밀도가 증가할 때 유전율의 허수 성분이 점차적으로 증가하는 것을 확인하였다. 결론적으로, 적절한 전도성 네트워크는 전자기파를 흡수할 수 있지만 과도한 전도성 네트워크는 결국 유전 특성을 잃고 전도성이 될 수 있으므로 MWCNT 밀도를 적절하게 조절해야 한다.

10GHz(X-band의 중심 주파수)에서 유전체를 이용한 단일 슬래브(single-slab)의 RAS를 설계할 때 이론적으로 반사가 일어나지 않는 유전율을 구할 수 있다. 이때 RAS의 특정 설계 두께에서 반사계수가 0이 되는 최적의 복소유전율을 계산하여 그래프로 나타내면 Fig. 12(c)와 같이 Cole-Cole plot⁽³⁹⁾으로 나타낼 수 있다. Fig. 12(c)의 CPP(0.3)/HRB 이나 CPP(0.5)/HRB의 경우에, Cole-Cole plot 보다 높은 유전율에 위치하며 유전율이 낮은 재료와의 하이브리드 구성을 통해 X-band를 커버할 수 있는 RAS 설계가 가능한 것을 확인하였다. 일반적인 RAS 설계에서 단일 재료의 유전율이 Cole-Cole plot에 근접하는 것은 매우 드물다. 따라서 대부분 연구에서는 이중 슬래브 또는 다중 슬래브로 구성된 RAS로 설계된다^(22,28). 그러나 이 연구에서 제안된 RAS 제조방법은 MWCNT의 접목 밀도를 섬세하게 제어할 수 있기에 Cole-Cole plot에 일치하는 유전율로 RAS를 제작할 수 있었다(Fig. 12(c)의 CPP(0.2)/HRB).

3.5. RAS 설계 및 전자기파 흡수 성능

CPP(0.2)/HRB 복합재료의 유전율이 Cole-Cole plot에 매우 가깝기 때문에 X-band에서 -10dB의 흡수성능을 만족하는 단일 슬래브 RAS를 설계할 수 있을 것으로 판단하였다. Fig. 12(c)의 Cole-Cole plot에서, CPP(0.2)/HRB의 설계두께는 3.0~3.5mm이므로 CPP(0.2)의 평직 적층 갯수를 10~12장으로 다양하게 하여 CST로 분석했다($t=2.9\text{mm}$ (10층), 3.19mm (11층), 3.48mm (12층)). Fig. 14(b)의 해석 결과로부터, -10dB의 넓은 흡수성능을 만족하는 RAS의 설계두께는 3.19mm (11장의 CPP(0.2)/HRB)였다.

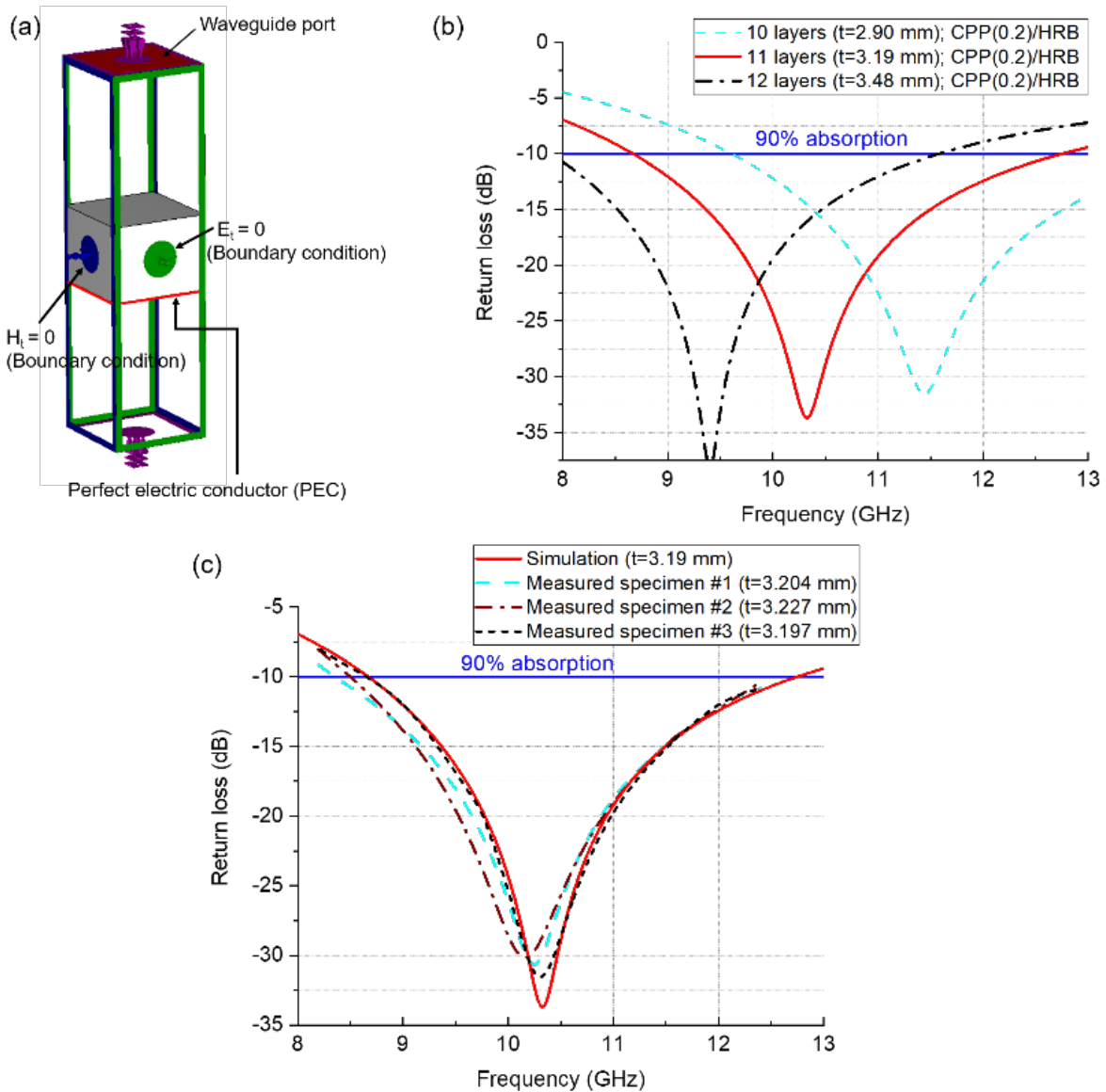


Fig. 14. RAS 및 전자기파 흡수 설계: (a) CST 해석을 위한 단위 셀 모델, (b) 다양한 두께에 대한 시뮬레이션 결과, (c) 제작된 RAS의 전자기파 흡수 성능(3개 시편) 및 시뮬레이션 결과(설계된 RAS)

설계된 11장의 CPP(0.2)/HRB ($t=3.19\text{mm}$)의 이론적인 전자기파 흡수 성능은 에너지의 90% 이상을 흡수할 수 있는 대역에서 8.6–12.8 GHz였다(Fig. 14(c)). 11장의 CPP(0.2)/HRB 복합재료의 제조 두께는 3.197–3.227mm로 TPP를 기반으로 한 설계 두께와 비슷하다. 또한, 측정된 전자기파 흡수 성능은 8.6–12.4 GHz에서 -10dB의 기준과 일치했으며 10.1–10.3GHz에서 강한 공진 피크를 볼 수 있었다(Fig. 14(c)). 설계 및 제작된 RAS 간의 전자기파 흡수 성능에는 큰 차이가 관찰되지 않았지만 제조 편차로 인해 약간의 차이가 있음에 유의해야 한다.

MWCNT 접목 밀도 조절의 재현성을 확인하기 위해 동일한 과정으로 제작된 3개의 CPP(0.2)/HRB 시편의 전자기파 흡수 성능을 측정하였다. Fig. 14(c)에서 3개의 CPP(0.2)/HRB 시편이 거의 유사한 전자기파 흡수 성능을 나타내어 본 연구에서 제안한 RAS 제조방법이 충분한 재현성이 있음을 확인했다.

복합재료에 전도성 물질을 패턴 인쇄하거나 복합재료 사이에 PPS 시트를 끼울 때 전자기파 흡수 성능은 전자파 편극에 의해 영향을 받을 수 있다⁽¹⁹⁾. 뿐만 아니라, PPS 시트를 산입하는 방법은 복합재료의 박리에 취약하다⁽²⁰⁾. 또한, 표면에 전도성 물질을 인쇄하는 방법은, 우주환경에서

고에너지 원자 산소의 공격과 초고진공으로 인한 outgassing으로 인해 손상될 수 있다⁽¹⁶⁾. 전도성 물질로 섬유를 코팅하거나 매트릭스에 전도성 물질을 추가하는 RAS 제조 방법은 전자파 분극의 영향을 줄이고 우주환경에 의한 유전율의 변화를 줄일 수 있다. 그러나 기존 연구에서는 섬유와 기지 사이의 계면 결합력이 약해지고, 화학적 처리로 인해 섬유의 인장 특성이 저하되며, 전도성 물질의 첨가로 인해 매트릭스의 기계적 물성이 저하될 수 있음이 알려져 있다^(21,22). 특히, 전도성 나노물질을 분산시키기 위해 연구된 방법들은 안정적인 분산을 보장할 수 없었으며 매트릭스 물질의 점도를 증가시킬 수 있었다. 따라서, 유전율의 재현성이 떨어지며 매트릭스의 기계적 물성을 감소시킬 수 있다^(17,18). 그러나, 이 연구에서 제안된 PDA 코팅 및 MWCNT 접목 방법은 복합재료에서 MWCNT의 분산을 수월하게 할 수 있으며, MWCNT 접목밀도를 제어하여 유전율을 조절할 수 있고 섬유와 매트릭스 사이의 계면 결합력을 증가시켜 기계적 특성을 향상시킬 수 있었다. 따라서, 제안된 RAS 제조방법이 다중 대역 RAS의 설계 및 특정 기계적 물성을 요구하는 RAS의 제조에 적용될 수 있을 것으로 기대한다.

UHMWPE 섬유 및 HRB 수지의 밀도⁽⁶⁾는 각각 0.97 및 1.07 g/cm³인 반면 유리 섬유 및 에폭시 수지의 밀도^(40,41)는 각각 2.46 및 1.32 g/cm³ ⁽⁴⁰⁾이다. 따라서 제안된 우주방사선 차폐 및 우주스텔스 복합체는 기존에 RAS로 활용되는 GFRP보다 밀도가 낮다. 비록 이 연구에서는, RAS 두께를 줄이기 위한 시도를 수행하지 않았지만, 경량 RAS가 필요한 응용 분야에 제안된 재료가 활용될 수 있을 것이다.

3.6. 우주방사선 차폐 및 우주스텔스 복합재료의 기계적 물성

섬유/매트릭스 계면 영역은 UHMWPE/폴리머 복합재료에서 가장 약한 결합 부분이다. 그러나, 이전 연구로부터^(42,43) 계면에 나노 충전재가 있으면 섬유와 매트릭스 사이의 기계적 특성이 점진적으로 강화되고 변화할 수 있음이 알려져 있다. 따라서, 유전율을 제어하기 위해 PDA 코팅에 MWCNT를 접목하는 것이 제안되었지만, MWCNT가 섬유에 돌기 형성 및 앵커 작용을 하여 섬유/매트릭스 계면의 접착력을 더욱 향상시킬 수 있을 것으로 판단했다.

섬유 처리 후 계면 결합력을 평가하기 위해 ILSS 시험(Fig. 15(a))을 수행하였으며, 그 결과를 Fig. 15 (b)에 나타내었다. 미처리된 UHMWPE/HRB 복합재료(ILSS=5.32 MPa)에서 가장 열악한 ILSS를 갖는 반면, 최고의 ILSS는 CPP(0.2)/HRB 복합재료(ILSS=10.57 MPa)로 나타났으며, 미처리 섬유와 비교하여 98.7%의 ILSS 증가가 관찰되었다.

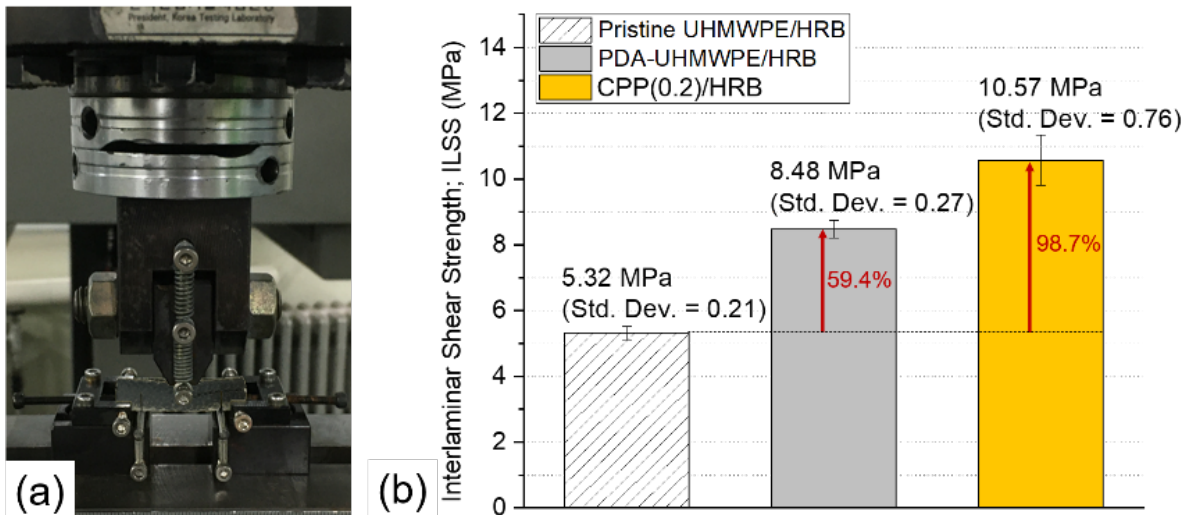


Fig. 15. ILSS 시험: (a) ASTM-2344에 시험 세팅, (b) ILSS 시험 결과 (각 5개 표본의 평균값)

Fig. 16 (a), (c), (e)는 다양한 섬유에 처리에 대한 ILSS의 파손 모드를 보여준다. 미처리 UHMWPE/HRB 복합재료는 비탄성 변형 모드(inelastic deformation mode; ASTM-2344에 언급됨)를 보였지만, PDA-UHMWPE/HRB 복합재료는 층간전단 모드(interlaminar shear mode)과 비탄성 변형 모드가 혼합된 파손 모드를 보였다. 그러나, CPP/HRB 샘플에서는 층간전단 파손모드만 관찰되었다. 일반적으로 ILSS 값이 높은 섬유 강화 복합 재료(GFRP 또는 CFRP)에서 층간전단이 주요 파손 모드이므로, CPP/HRB 시편이 미처리된 UHMWPE/HRB 및 PDA-UHMWPE/HRB 복합재료보다 ILSS 값이 더 높다는 결과를 뒷받침한다.

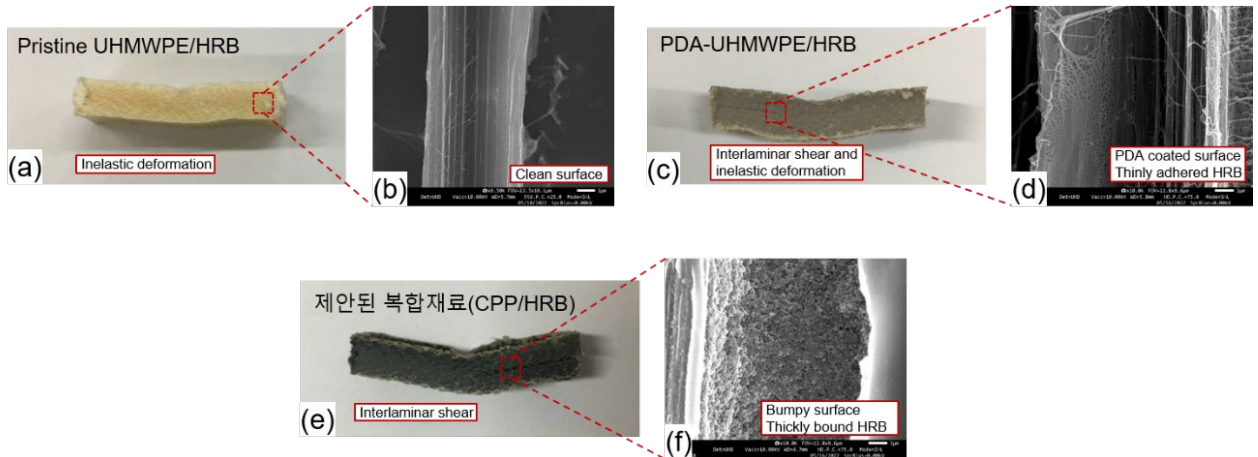


Fig. 16. ILSS 파손 모드 및 섬유 표면의 SEM: (a) 미처리된 UHMWPE/HRB의 파손 모드, (b) 미처리된 UHMWPE/HRB의 SEM(1 μ m), (c) PDA-UHMWPE/HRB의 파손 모드, (d) PDA-UHMWPE/HRB의 SEM(1 μ m), (e) CPP/HRB의 파손 모드, (f) CPP/HRB의 SEM(1 μ m)

Fig. 16 (b), (d), (f)는 ILSS 시험 후 박리된 섬유 표면을 SEM으로 촬영한 것이다. 미처리된 UHMWPE/HRB 시편의 경우 HRB 레진의 흔적이 거의 없는 깨끗한 섬유 표면을 볼 수 있다(Fig. 16(b)). 대조적으로, PDA-UHMWPE/HRB 시편에서는 섬유에 부착된 얇은 HRB 레진의 흔적이 관찰되었으며(Fig. 16(d)), 이는 PDA 코팅에 존재하는 화학 작용기로 표면의 계면 접착력을 향상시킬 수 있기 때문이다. 특히, PDA의 아민기는 HRB와의 화학적 결합에 따라 섬유의 경화 정도 또는 기계적 물성을 증가시킬 수 있다고 판단된다⁽³⁵⁾. 또한, CPP 섬유 표면은 더 두껍게 붙어있는 HRB 수지의 흔적을 볼 수 있으며(Fig. 16(f)), 이는 CPP 섬유가 HRB에 더 강하게 결합해 있음을 시사한다. PDA의 화학 작용기가 HRB에 대한 강한 결합을 유지하는 데 가장 중요한 역할을 했지만, COOH-MWCNT도 HRB와 PDA 사이의 결합력에 긍정적인 영향을 미칠 수 있다는 가설을 세웠다.

Subramanian 등⁽²⁴⁾은 PDA와 COOH-MWCNT 사이의 상세한 공유 결합 메커니즘을 설명하였고, 강한 화학적 결합이 가능한 것을 보고했다. COOH-MWCNT와 HRB 사이에는 복잡한 상호 작용이 발생하여 다중 수소 결합이 형성된다. 이러한 다중 수소 결합의 형성으로 결합 강도가 증가할 수 있다. 다중 수소 결합의 형성과 결합 강도를 자세히 설명할 수는 없지만, 개환 반응(ring-opening reaction)에 의해 HRB에 공유 결합된 COOH-MWCNT의 결합이 ILSS 증가에 확실한 기여를 했음을 이전 연구^(42,43)에서 유추할 수 있다. COOH-MWCNT, HRB 및 PDA의 결합 형성 메커니즘은 Fig. 17에 설명되어 있다.

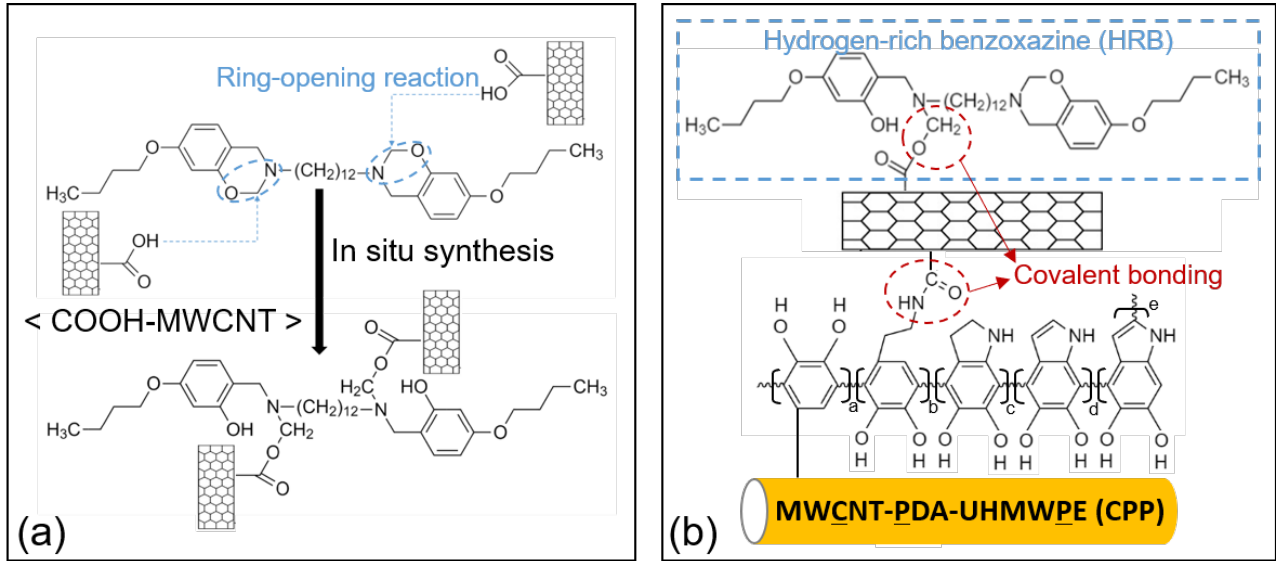


Fig. 17. HRB와 COOH-MWCNT 사이의 가능한 결합 메커니즘: (a) HRB와 COOH-MWCNT 사이의 개환 반응, (b) COOH-MWCNT의 카르복실기와 HRB의 화학적 결합

벤조옥사진의 N과 O 원자 사이에 위치한 메틸렌(methylene) 그룹은 부분전하와 고리 변형으로 인해 카르복실기에 의한 친핵성 공격에 의해 파괴될 수 있는 것이 알려져 있다⁽⁴³⁾. 구체적으로, COOH-MWCNT의 카르복실기는 HRB의 개환 반응을 촉매하여 공유 결합을 형성할 수 있다(Fig. 17(a)). 또한, COOH-MWCNT의 카르복실기는 PDA와 공유 결합⁽²⁴⁾과 $\pi-\pi$ 상호작용⁽²⁴⁾을 모두 형성하기 때문에 이들 사이에 강한 화학적 결합이 존재할 수 있다(Fig. 17(b)).

HRB 경화 과정에서 MWCNT의 물리적 돌출부는 기계적 앵커에 의한 작용으로 서로 강한 계면을 형성할 수 있다. 또한 MWCNT의 네트워크가 과도한 응력을 분산시키는 것 외에도 HRB에서 미세 균열 형성을 억제할 수 있을 것으로 판단된다. 이를 브리지 효과(bridge effect)⁽⁴⁴⁾라고도 하며 이러한 복잡한 상호작용이 CPP 섬유와 HRB 레진의 계면 특성을 더욱 향상시키는 것으로 추론할 수 있다.

계면 결합력의 증가가 인장 물성에 미치는 영향을 파악하기 위해, ASTM-3039에 따라 인장 실험을 수행하였다(Fig. 18(a)). UHMWPE/HRB의 인장 파손 모드는 ASTM-3039에 언급된 모서리 박리(edge delamination)의 파손 모드였다. 이러한 파손 모드에서 UHMWPE 섬유와 HRB 사이의 계면 접착력이 증가하면 인장 특성도 증가할 것으로 가정했다. 인장 시험 결과(Fig. 18(b) 및 Table 4)는 미처리된 UHMWPE/HRB, PDA-UHMWPE/HRB, CPP/HRB 복합재료 순서로 우수한 인장 특성을 보였으며, 이는 ILSS 시험 결과와 상관관계를 보였다. 구체적으로, PDA-UHMWPE/HRB 복합재료는 미처리된 UHMWPE/HRB 복합재료에 비해 인장 강성 및 강도에서 각각 13.7% 및 10.3% 증가를 나타냈다(Table 4). CPP(0.2)/HRB 복합재료의 경우 미처리된 UHMWPE/HRB 복합재료에 비해 인장 강성과 강도가 각각 21.1% 및 14.5% 증가하였다(Table 4). 이러한 결과는 이 연구에서 제안된 섬유처리 방법이 미처리된 섬유 또는 PDA 코팅에 비해 섬유의 계면 접착력을 더욱 향상시켜 ILSS와 인장 특성을 모두 향상시킨다는 것을 시사한다.

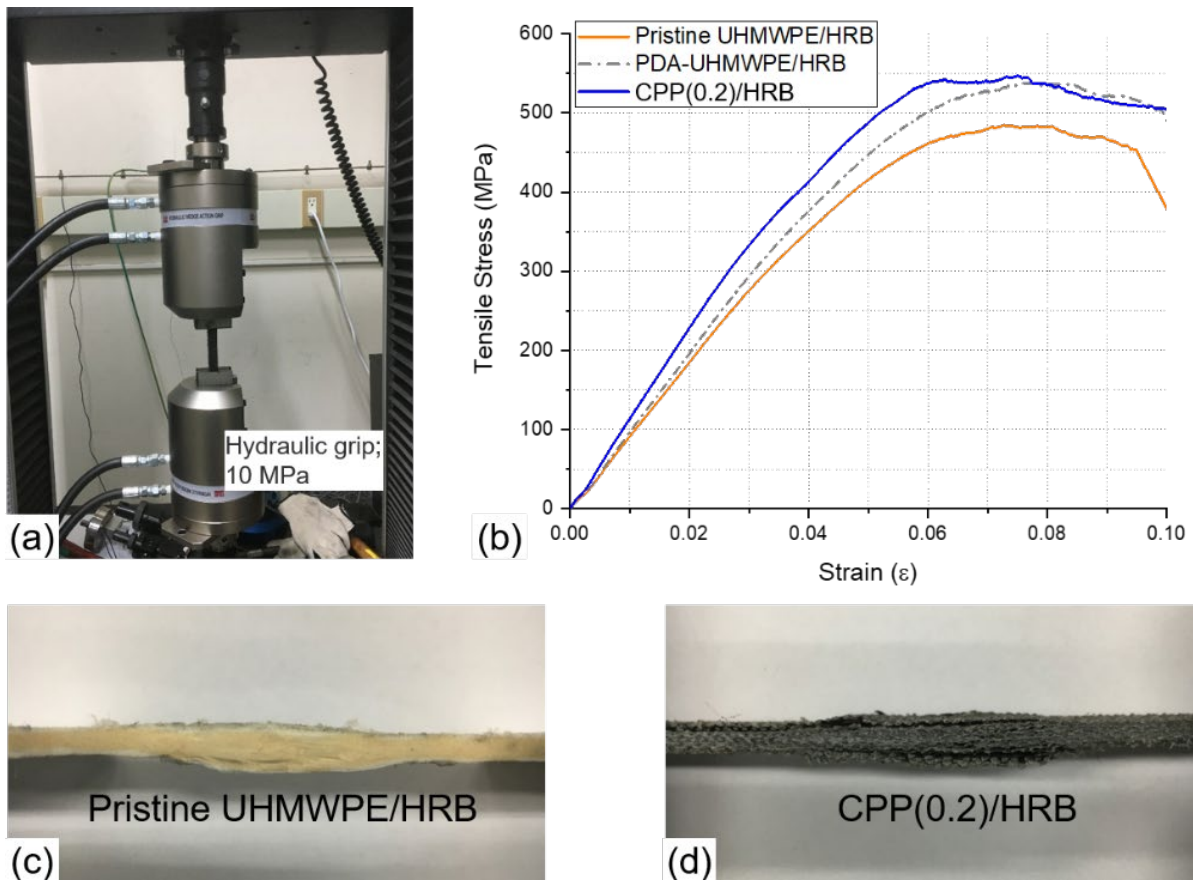


Fig. 18. 인장 시험: (a) ASTM-3039에 따른 시험 세팅, (b) 인장 시험 결과, (c) 미처리된 UHMWPE/HRB의 파손 모드, (d) CPP/HRB의 파손 모드

Table 4. 인장 시험의 결과 (5회 실험의 평균)

	인장 강성 (표준편차)	미처리 UHMWPE/HRB 대비 인장 강성 증가율	인장 강도 (표준편차)	미처리 UHMWPE/HRB 대비 인장 강도 증가율
미처리된 UHMWPE/HRB	8.78 (0.45)	-	488.1 (7.6)	-
PDA- UHMWPE/HRB	9.98 (0.32)	13.7%	538.4 (7.9)	10.3%
CPP(0.2)/HRB	10.63 (0.48)	21.1%	558.7 (8.8)	14.5%

3.7. 우주방사선 차폐 성능

저자의 연구그룹이 알고 있기로는, 지금까지 보고된 어떤 열경화성 폴리머도 HRB보다 더 높은 수소 함량을 가지고 있지 않다. 실제로, HRB는 기존의 우주구조용 레진인 에폭시보다 약 10% 정도 더 많은 수소를 함유하고 있어 우주방사선 차폐에도 효과적인 것으로 알려져 있다^(6,8). 마찬가지로, 폴리에틸렌은 수소 함량이 높기 때문에 국제우주정거장 (ISS) 내부의 우주 비행을 우주 방사선으로부터 보호하는데 사용되며, 이는 수소를 많이 함유하고 있는 UHMWPE/HRB 복합 재료가 이러한 방사선 차폐에 적합함을 의미한다.

Bethe Bloch 공식에서 양성자와 중이온의 운동 에너지를 감소시키는 우주방사선 차폐 메커니즘은 차폐 물질 내의 원자 구조 및 화학 결합과 관련이 없고 대신 물질의 원소 조성에만 의존한다⁽⁴⁾.

따라서, 구형 쉘 위성 재료의 경우 우주방사선 선량 분석의 입력으로는 차폐재료의 원소 조성과 면적 밀도만 있으면 선량 계산이 가능하다. 따라서, 유리 섬유(40), 에폭시 수지의 원소 조성(41), HRB(6)의 원소 조성에 기초하여, Table 5가 OLтарIS의 입력으로 사용되었다. 첨가된 MWCNT의 무게가 상대적으로 작기 때문에 방사선 선량 해석 결과에 큰 영향을 미치지 않을 것으로 예상되어 OLтарIS 분석 시 고려되지 않았다.

Table 5. OLтарIS의 입력으로 사용된 차폐재료의 원소 조성

	화합조성	밀도
유리섬유(s-type) ⁽⁴⁰⁾	Si O ₂ (65%)	2.46 g/cm ³
	Al ₂ O ₃ (25%)	
	Mg O (10%)	
에폭시(우주전용 934CYCOM) ⁽⁴¹⁾	C ₃₇ H ₄₂ N ₄ O ₆ S	1.32 g/cm ³
UHMWPE(초고분자량 폴리에틸렌)	C H ₂	0.97 g/cm ³
HRB(다수소 벤조옥사진) ⁽⁶⁾	C ₃₆ H ₅₆ N ₂ O ₄	1.07 g/cm ³

Fig. 19는 UHMWPE/HRB와 GFRP 복합재료의 면적 밀도(0.25-0.45g/cm²)가 방사선 선량에 미치는 영향을 보여준다. Fig. 19의 그래프로부터, 높은 면적 밀도(두꺼운 외벽)는 구형 쉘 위성 내부의 우주방사선 선량을 감소시킬 수 있는 것을 알 수 있다. 설계된 RAS의 면적밀도를 고려하여 0.35g/cm²에서 차폐중량 감소 효과와 선량 감소 효과를 비교하였다. Table 6에 설명된 바와 같이 차폐선량을 1.48Gy/year로 낮추기 위해 UHMWPE/HRB 및 GFRP 복합재료는 각각 0.35 및 0.43g/cm²의 면적 밀도가 필요하다(Table 6). 이는 UHMWPE/HRB가 GFRP 복합재료와 동일한 차폐 수준을 달성하기 위해서는 ~22.9%의 중량 감소효과를 얻을 수 있다는 것을 설명한다. 유사하게, 동일한 면적 밀도 조건에서 UHMWPE/HRB는 GFRP 복합재료보다 우주방사선 선량을 더 낮출 수 있다. 구체적으로, 0.35g/cm²의 면적 밀도에서 UHMWPE/HRB 복합재료는 1.48Gy/year 선량을 받는 반면 GFRP 복합재료는 1.72Gy/year 선량을 받는다(Table 6). 이는 GFRP 복합재료와 비교하여 UHMWPE/HRB 복합재료에서는 16.2% 선량 감소효과를 얻을 수 있다는 것을 설명한다(Table 7).

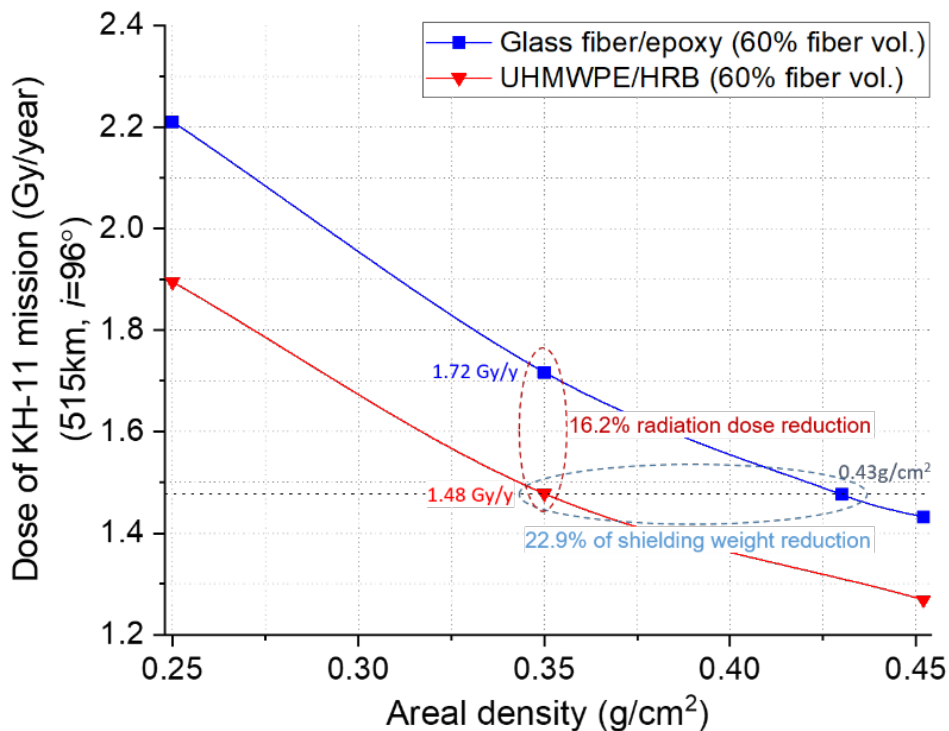


Fig. 19. UHMWPE/HRB와 GFRP 복합재료의 면적 밀도 대 우주방사선 선량 그래프

Table 6. 방사선 차폐의 중량 감소 효과

	1.48 Gy/year의 차폐 면적 밀도	UHMWPE/HRB 대비 차폐 면적 밀도 %
기존 RAS (GFRP)	0.43 g/cm ²	122.9%
제안된 재료 (UHMWPE/HRB)	0.35 g/cm ²	100.0%

Table 7. 방사선 차폐에서 선량 감소 효과

	면적 밀도 0.35 g/cm ² 에서 1년간 받는 선량	UHMWPE/HRB 대비 선량 감소 %
기존 RAS (GFRP)	1.72 Gy	116.2%
제안된 재료 (UHMWPE/HRB)	1.48 Gy	100.0%

이러한 결과는 우주방사선 선량 감소가 전자 장비 또는 COTS 장치의 수명 연장으로 이어질 수 있기 때문에 중요하다. 예를 들어, 총 이온화 선량(TID; total ionizing dose) 한계가 1.72Gy/year인 COTS 장치는 0.35g/cm²의 GFRP가 적용될 경우 수명이 ~12개월인 반면, UHMWPE/HRB의 적용은 14개월의 수명 연장으로 이어질 수 있다. 또한 방사선 차폐재료의 선량저감 효과는 ELDR(Enhanced Low Dose Rate) 효과, DD(Displacement Damage) 효과, SEE(Single Event Effect) 등의 방사선 경화를 감소시켜 전자장비의 신뢰성을 높일 수 있다. 한편, 이전 연구^(6,8)에서 이미 UHMWPE/HRB가 기존 우주재료인 알루미늄, CFRP 및 에폭시보다 우수한 우주선 차폐 성능을 보였기 때문에, 기존 RAS로 활용되는 GFRP와 제안된 재료의 방사선 차폐 성능이 비교 검토되었다.

3.8. 우주환경 저항성 검토

표준 우주인증기준인 ASTM-E595(125 °C, 10⁻⁶ Torr, 24h) 조건으로 UHMWPE/HRB, CPP/HRB, 우주인증 CFRP(M55J/M18)의 outgassing 시험을 수행하였다. 5개 표본의 시험 결과의 평균값은 Table 8에 보여진다. UHMWPE/HRB 및 CPP/HRB에 대한 평균 TML은 각각 0.7921% 및 0.6343% 이고, 평균 CVCM은 각각 0.0258 및 0.0202%였다. CPP/HRB는 UHMWPE/HRB보다 우주환경 저항성이 높았다. 그러한 이유로는 PDA와 COOH-MWCNT가 HRB의 기계적 물성을 증가시키는 이유로 판단된다.

우주인증 재료의 일반적인 허용 기준은 TML < 1.0 % 및 CVCM < 0.1 % 이다⁽⁴⁵⁾. 따라서, UHMWPE/HRB 및 CPP/HRB 복합재료는 우수한 우주환경 저항성을 갖는 것이 확인되었고, 표준 우주인증기준을 충족하였다. CPP/HRB 복합재료는 우주인증 CFRP인 M55J/M18와 TML 및 CVCM 값이 거의 유사했다. 이러한 결과는 제안된 CPP/HRB 복합재료가 우주인증 재료만큼 우수한 우주환경 저항성을 갖는 것을 보여주었다. 추후 연구에서 LEO 원자산소의 침식 저항성이 검토된다면⁽¹⁶⁾, 제안된 재료의 우주구조 적용에는 큰 문제가 없을 것으로 판단된다.

Table 8. ASTM-E595에 따른 outgassing 시험 결과 (표준 우주인증기준)

	UHMWPE/HRB	CPP/HRB	우주인증 CFRP (M55J/M18)
TML (표준편차)	0.7921% (0.0012)	0.6343% (0.0011)	0.5984% (0.0158)
CVCM (표준편차)	0.0258% (0.0085)	0.0202% (0.0066)	0.0193% (0.0034)

4. 결론

군사 위성 및 우주무기체계는 지상 레이더에 의해 탐지되어 정찰 임무의 효율성을 감소시키거나 미래 전쟁에서 위성 요격 무기에 의해 요격될 위험이 있다. 최신 위성에 탑재되는 정밀한 고집적 전자장비나 상용 기성품(COTS; commercial off-the-shelf)은 우주방사선에 취약하여 오작동, 수명 감소, 신뢰성 저하의 원인이 된다. 이러한 문제를 해결하기 위해 본 연구에서는 우주방사선 차폐 및 전자기 흡수 성능을 갖는 다기능 복합재를 제안하였다. 우주방사선 차폐에 효과적인 수소 원소를 많이 함유하고 있는 다수소 벤조옥사진(HRB; hydrogen-rich benzoxazine)과 초고분자량 폴리에틸렌(UHMWPE; ultra-high-molecular-weight polyethylene) 섬유의 복합재료를 기반으로 레이더 흡수 구조(RAS; radar absorbing structure) 설계를 제안하였다. 한편, 제안된 다수소 벤조옥사진 레진과 초고분자량 폴리에틸렌은 기존에 RAS로 사용되는 유리섬유/에폭시 복합재료(GFRP)보다 밀도가 낮아 경량 RAS로도 활용이 가능하다. 혼합의 접착단백질에서 영감을 받은 폴리도파민(PDA; polydopamine) 코팅 후 섬유의 계면 특성을 더욱 향상시키면서 유전율을 증가시키기 위해, 카르복실기로 기능화된 다중벽 탄소나노튜브(COOH-MWCNT)를 PDA 코팅된 UHMWPE 섬유의 표면에 접목되었다. COOH-MWCNT를 PDA가 코팅된 섬유에 접목하는 방법은 MWCNT를 효과적으로 분산시킬 수 있고 유전율을 섬세하게 제어하며 높은 재현성을 갖는 장점이 있었다. 따라서 단순한 단일 슬래브의 RAS를 설계할 수 있었으며, X-band에서 전자기 흡수 성능을 구현할 수 있었다. 이론적 반사손실과 실험적 반사손실 사이에는 큰 차이가 없었고, 제안된 RAS 제작 방법이 실제 적용 가능함을 확인시켜주었다. 섬유에 접목된 MWCNT의 물리적 돌출, PDA 코팅으로 인한 HRB 수지와 강한 결합 및 경화 촉진 등은 섬유와 매트릭스 사이에 강한 기계적 및 화학적 결합을 형성하여 궁극적으로 우수한 기계적 특성을 갖게 하였다. 제안된 방법은 층간전단강도(ILSS)가 미처리 섬유 및 PDA 코팅 섬유에 비해 각각 98.7% 및 59.4% 향상되었으며 인장 물성도 증가시킬 수 있었다. 기존 연구에서 RAS를 제작하는 대부분의 방법은 기계적 물성을 희생해야 했지만, 본 연구에서 제안된 RAS 제조방법은 기존 방법과 비교할 수 없을 정도로 ILSS를 크게 높이면서 전자파 흡수 성능을 비교적 정밀하게 제어할 수 있었다. 지구 저궤도(LEO)에서 받는 우주방사선 선량을 분석한 결과, 제안된 다기능 복합재료는 기존 RAS 대비 16.2%의 방사선 선량을 감소시키면서 22.9%의 차폐경량화 효과를 갖는 것을 확인하였다. 표준 우주인증기준인 ASTM-E595 조건으로 제안된 재료의 outgassing 시험을 수행하였다. 총질량손실(TML; total mass loss)은 0.63%였으며, 휘발성 응축 질량(CVCM; collected volatile condensable materials)은 0.02%였다. 제안된 다기능 복합재료는 우주인증기준을 충족시키면서 우수한 우주환경 저항성을 갖는 것으로 확인되었다. 이러한 결과를 통해, 제안된 우주방사선 차폐 및 우주스텔스 복합재료가 군용 위성 및 우주무기체계 외에도 승무원이 직면하는 방사선 선량을 줄이기 위해 유인우주전투기, 북극해를 비행하는 군용 항공기 및 핵 추진 군함에도 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

참고문헌

- [1] Winokur PS, Lum GK, Shaneyfelt MR, Sexton FW, Hash GL, Scott L. Use of COTS microelectronics in radiation environments. *IEEE Transactions on Nuclear Science* 1999;46:1494-503. <https://doi.org/10.1109/23.819113>.
- [2] Duzellier S. Radiation effects on electronic devices in space. *Aerospace Science and Technology* 2005;9:93-9. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2004.08.006>.
- [3] Durante M, Cucinotta FA. Physical basis of radiation protection in space travel. *Reviews of Modern Physics* 2011;83. <https://doi.org/10.1103/RevModPhys.83.1245>.
- [4] Tanabashi M, Hagiwara K, Hikasa K, Nakamura K, Sumino Y, Takahashi F, et al. Review of Particle Physics. *Physical Review D* 2018;98. <https://doi.org/10.1103/PhysRevD.98.030001>.
- [5] Thibeault SA, Kang JH, Sauti G, Park C, Fay CC, King GC. Nanomaterials for radiation shielding. *MRS Bulletin* 2015;40:836-41. <https://doi.org/10.1557/mrs.2015.225>.

- [6] Iguchi D, Ohashi S, Abarro GJE, Yin X, Winroth S, Scott C, et al. Development of Hydrogen-Rich Benzoxazine Resins with Low Polymerization Temperature for Space Radiation Shielding. *ACS Omega* 2018;3:11569–81. <https://doi.org/10.1021/acsomega.8b01297>.
- [7] Ishida H, Allen DJ. Physical and mechanical characterization of near-zero shrinkage polybenzoxazines. *Journal of Polymer Science, Part B: Polymer Physics* 1996;34:1019–30. [https://doi.org/10.1002/\(SICI\)1099-0488\(19960430\)34:6<1019::AID-POLB1>3.0.CO;2-T](https://doi.org/10.1002/(SICI)1099-0488(19960430)34:6<1019::AID-POLB1>3.0.CO;2-T).
- [8] Cha J-H, Jang W-H, Sarath Kumar SK, Noh J-E, Choi J-S, Kim C-G. Functionalized multi-walled carbon nanotubes/hydrogen-rich benzoxazine nanocomposites for cosmic radiation shielding with enhanced mechanical properties and space environment resistance. *Composites Science and Technology* 2022;228:109634. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2022.109634>.
- [9] Quan J, Wang H, Yu J, Wang Y, Zhu J, Hu Z. UHMWPE/nanoparticle composite membrane for personal radiation shielding. *Composites Science and Technology* 2021;201. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2020.108500>.
- [10] Deitzel JM, McDaniel P, Gillespie JW. High performance polyethylene fibers. Elsevier Ltd; 2017. <https://doi.org/10.1016/B978-0-08-100550-7.00007-3>.
- [11] Cha JH, Kim YH, Sathish Kumar SK, Choi C, Kim CG. Ultra-high-molecular-weight polyethylene as a hypervelocity impact shielding material for space structures. *Acta Astronautica* 2020;168:182–90. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.12.008>.
- [12] Sen S, Schofield E, O'Dell JS, Deka L, Pillay S. The development of a multifunctional composite material for use in human space exploration beyond low-earth orbit. *Jom* 2009;61:23–31. <https://doi.org/10.1007/s11837-009-0019-5>.
- [13] Chhetri S, Bougherara H. A comprehensive review on surface modification of UHMWPE fiber and interfacial properties. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 2021;140:106146. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2020.106146>.
- [14] Li W, Meng L, Ma R. Effect of surface treatment with potassium permanganate on ultra-high molecular weight polyethylene fiber reinforced natural rubber composites. *Polymer Testing* 2016;55:10–6. <https://doi.org/10.1016/j.polymertesting.2016.08.006>.
- [15] Mohammadalipour M, Masoomi M, Ahmadi M, Kazemi Z. The effect of simultaneous fiber surface treatment and matrix modification on mechanical properties of unidirectional ultra-high molecular weight polyethylene fiber/epoxy/nanoclay nanocomposites. *Journal of Composite Materials* 2018;52:2961–72. <https://doi.org/10.1177/0021998318755542>.
- [16] Choi C, Kim YH, Sathish Kumar SK, Kim CG. Enhanced resistance to atomic oxygen of OG POSS/epoxy nanocomposites. *Composite Structures* 2018;202:959–66. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.05.011>.
- [17] Lee SE, Kang JH, Kim CG. Fabrication and design of multi-layered radar absorbing structures of MWNT-filled glass/epoxy plain-weave composites. *Composite Structures* 2006;76:397–405. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2005.11.036>.
- [18] Kim JB, Lee SK, Kim CG. Comparison study on the effect of carbon nano materials for single-layer microwave absorbers in X-band. *Composites Science and Technology* 2008;68:2909–16. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2007.10.035>.

- [19] Lee WJ, Lee JW, Kim CG. Characteristics of an electromagnetic wave absorbing composite structure with a conducting polymer electromagnetic bandgap (EBG) in the X-band. *Composites Science and Technology* 2008;68:2485–9. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2008.05.006>.
- [20] Choi WH, Shin JH, Song TH, Kim JB, Lee WY, Kim CG. A thin hybrid circuit–analog (CA) microwave absorbing double–slab composite structure. *Composite Structures* 2015;124:310–6. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.12.005>.
- [21] Choi JH, Nam YW, Jang MS, Kim CG. Characteristics of silicon carbide fiber–reinforced composite for microwave absorbing structures. *Composite Structures* 2018;202:290–5. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.01.081>.
- [22] Jang MS, Choi JH, Jang WH, Nam YW, Kim CG. Influence of lightning strikes on the structural performance of Ni–glass/epoxy radar–absorbing structures. *Composite Structures* 2020;245. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.112301>.
- [23] Gill N, Gupta V, Tomar M, Sharma AL, Pandey OP, Singh DP. Improved electromagnetic shielding behaviour of graphene encapsulated polypyrrole–graphene nanocomposite in X–band. *Composites Science and Technology* 2020;192. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2020.108113>.
- [24] Subramanian AS, Tey JN, Zhang L, Ng BH, Roy S, Wei J, et al. Synergistic bond strengthening in epoxy adhesives using polydopamine/MWCNT hybrids. *Polymer (Guildf)* 2016;82:285–94. <https://doi.org/10.1016/j.polymer.2015.11.031>.
- [25] Singh I, Dhawan G, Gupta S, Kumar P. Recent Advances in a Polydopamine–Mediated Antimicrobial Adhesion System. *Frontiers in Microbiology* 2021;11. <https://doi.org/10.3389/fmicb.2020.607099>.
- [26] Lee H, Dellatore SM, Miller WM, Messersmith PB. Mussel–inspired surface chemistry for multifunctional coatings. *Science* (1979) 2007;318:426–30. <https://doi.org/10.1126/science.1147241>.
- [27] Winroth S, Scott C, Ishida H. Structure and performance of benzoxazine composites for space radiation shielding. *Molecules* 2020;25. <https://doi.org/10.3390/molecules25184346>.
- [28] Jin DH, Jang MS, Choi JH, Jang WH, Choi WH, Kim CG. Multi–slab hybrid radar absorbing structure containing short carbon fiber layer with controllable permittivity. *Composite Structures* 2021;273:114279. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.114279>.
- [29] Kartikeya K, Chouhan H, Ahmed A, Bhatnagar N. Determination of tensile strength of UHMWPE fiber–reinforced polymer composites. *Polymer Testing* 2020;82:106293. <https://doi.org/10.1016/j.polymertesting.2019.106293>.
- [30] Singletery RC, Blattinig SR, Cloudsley MS, Qualls GD, Sandridge CA, Simonsen LC, et al. OLTARIS: On–line tool for the assessment of radiation in space. *Acta Astronautica* 2011;68:1086–97. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.09.022>.
- [31] Aghara SK, Sriprisan SI, Singletery RC, Sato T. Shielding evaluation for solar particle events using MCNPX, PHITS and OLTARIS codes. *Life Sciences in Space Research* 2015;4:79–91. <https://doi.org/10.1016/j.issr.2014.12.003>.
- [32] Richelson J. The keyhole satellite program 2008:37–41. <https://doi.org/10.1080/01402398408437182>.
- [33] Slaba TC, Whitman K. The Badhwar–O’Neill 2020 GCR Model. *Space Weather* 2020;18:1–18. <https://doi.org/10.1029/2020SW002456>.

- [34] Ginat GP, O'Brien TP, Huston SL, Johnston WR, Guild TB, Friedel R, et al. AE9, AP9 and SPM: New models for specifying the trapped energetic particle and space plasma environment. *The Van Allen Probes Mission* 2014;9781489974:579–615. <https://doi.org/10.1007/978-1-4899-7433-4-18>.
- [35] Sun J, Wei W, Xu Y, Qu J, Liu X, Endo T. A curing system of benzoxazine with amine: Reactivity, reaction mechanism and material properties. *RSC Advances* 2015;5:19048–57. <https://doi.org/10.1039/c4ra16582a>.
- [36] Singh I, Dhawan G, Gupta S, Kumar P. Recent Advances in a Polydopamine-Mediated Antimicrobial Adhesion System. *Frontiers in Microbiology* 2021;11. <https://doi.org/10.3389/fmicb.2020.607099>.
- [37] Elimat ZM, Hamideen MS, Schulte KI, Wittich H, de La Vega A, Wichmann M, et al. Dielectric properties of epoxy/short carbon fiber composites. *Journal of Materials Science* 2010;45:5196–203. <https://doi.org/10.1007/s10853-010-4557-6>.
- [38] Singh V, Kulkarni AR, Rama Mohan TR. *Dielectric Properties of Aluminum-Epoxy Composites*. 2003.
- [39] K.J. Vinoy RMJ. *Radar Absorbing Materials*. Springer New York, NY; 1996.
- [40] Sathishkumar TP, Satheeshkumar S, Naveen J. Glass fiber-reinforced polymer composites – A review. *Journal of Reinforced Plastics and Composites* 2014;33:1258–75. <https://doi.org/10.1177/0731684414530790>.
- [41] Wilson JW, Millar J, Konradi A, Cucinotta FA. *Shielding Strategies for Human Space Exploration NASA Conference Publication 3360 Shielding Strategies for Human Space Exploration Edited by. Nasa Conference Publication 1997;3360*.
- [42] Xu M, Hu J, Zou X, Liu M, Dong S, Zou Y, et al. Mechanical and thermal enhancements of benzoxazine-based GF composite laminated by in situ reaction with carboxyl functionalized CNTs. *Journal of Applied Polymer Science* 2013;129:2629–37. <https://doi.org/10.1002/app.38988>.
- [43] Dumas L, Bonnaud L, Dubois P. *Polybenzoxazine Nanocomposites: Case Study of Carbon Nanotubes. Advanced and Emerging Polybenzoxazine Science and Technology, Elsevier Inc.; 2017, p. 764–800.* <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-804170-3.00038-X>.
- [44] Zhang J, Ju S, Jiang D, Peng HX. Reducing dispersity of mechanical properties of carbon fiber/epoxy composites by introducing multi-walled carbon nanotubes. *Composites Part B: Engineering* 2013;54:371–6. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2013.05.046>.
- [45] Jun Chen a,n, NengwenDing a, ZhifengLi a, WeiWang. Organic polymermaterialsinthespaceenvironment. *ProgressinAerospaceSciences* 2016;83:37–56. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.02.002>