

고체 추진 모형 로켓 동체 적용을 위한 LW-PLA의 기계적 특성 및 경량화 효율 분석

최유담* · 서재현* · 변재인* · 최민건* · 최다연* · 최도원** · 최경후*[†]

Analysis of Mechanical Properties and Lightweight Efficiency of LW-PLA for Solid Propellant Rocket Fuselage Application

U-Daam Choi*, Jaehyun Seo*, Jane Byun*, Mingeon Choi*, Dayeon Choi*,
Dowon Choi**, Kyungwho Choi*[†]

ABSTRACT: This study investigates the mechanical properties and lightweighting efficiency of lightweight PLA (LW-PLA) for solid-propellant model rocket fuselage components. FDM process parameters—nozzle temperature, flow ratio, maximum volumetric speed, and wall generation algorithm—were optimized to obtain a stable foamed structure with a measured foam density of about 0.6 g/cm³. In ASTM D638 tensile tests, although LW-PLA showed lower absolute tensile strength than reference PLA, a 26.3–29.5% density reduction gave the 45% infill condition a specific strength about 15.5% higher than PLA, with a corresponding advantage in specific modulus. A nose cone and fins fabricated from LW-PLA reduced component mass by about 63.5%; flight testing confirmed a 13.9% increase in peak altitude over the PLA baseline while maintaining structural integrity under ignition shock and aerodynamic loading. These results show that specific-property-based evaluation is a rational metric for lightweight structural materials and that LW-PLA is viable for model rocket structures.

초 록: 본 연구에서는 고체 추진 모형 로켓의 동체 구성품에 적용하기 위한 경량 PLA(LW-PLA)의 기계적 특성과 경량화 효율을 분석하였다. 노즐 온도, 유량비, 최대 체적 출력 속도, 벽 생성 알고리즘 등 FDM 공정 파라미터를 최적화하여 약 0.6 g/cm³의 안정적인 발포 구조를 구현하였다. ASTM D638 인장시험 결과, LW-PLA는 절대 인장강도는 기준 PLA보다 낮았으나 약 26.3~29.5%의 밀도 감소에 힘입어 내부 채움 비율 45% 조건에서 비강도가 기준 PLA 대비 약 15.5% 우수하였고 비탄성계수에서도 우위를 보였다. LW-PLA로 제작한 노즈콘과 핀은 약 63.5%의 경량화를 달성하였으며, 실비행 시험에서 점화 충격 및 공력 하중에도 구조 건전성을 유지하면서 최대 도달 고도가 기준 PLA 대비 약 13.9% 향상되었다. 이상의 결과는 비강도·비탄성계수 기반 평가가 경량 구조재의 합리적 비교 지표임을 보이며, LW-PLA가 모형 로켓 경량 구조재로서 충분한 적용 타당성을 가짐을 시사한다.

Key Words: 경량 PLA(Lightweight PLA), 적층 제조(Additive manufacturing), 융합 적층 모델링(Fused deposition modeling), 비강도(Specific strength), 항공우주공학(Aerospace)

Received 6 August 2026, received in revised form 14 August 2026, accepted 25 August 2026

*School of Mechanical Engineering, Sungkyunkwan University

**School of Advanced Materials Science & Engineering, Sungkyunkwan University

[†]Corresponding author (E-mail: kw.choi@skku.edu)

1. 서 론

1.1 배경 및 필요성

최근 민간 우주 발사체 시장의 급격한 확대와 소형 위성 발사 수요의 증가에 따라, 발사체 및 그 축소 모델인 아음속 영역 모형 로켓의 구조 경량화에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다[1-3]. 로켓의 도달 고도와 페이로드 운반 효율은 추력 대 질량비(thrust-to-weight ratio)에 의해 일차적으로 결정되며, 동일한 추진제 조건에서 비행 성능을 향상시키기 위해서는 구조 중량의 저감이 필수적인 것으로 보고된다[4,5]. 그러나 알루미늄 및 강(steel) 등 금속 합금 기반 동체는 강도 대비 비중이 높고, 탄소섬유강화플라스틱(carbon fiber reinforced plastic, CFRP)과 같은 고성능 복합재는 제작 공정의 복잡성과 비용 문제로 인해 소형 발사체 및 연구용 모형 로켓에의 적용에 제약이 따른다[6,7]. 이에 가공성과 경량성을 동시에 충족할 수 있는 폴리머 기반 경량 구조재의 개발이 우주항공 분야에서 주요한 과제로 부각되고 있다.

1.2 LW-PLA의 발포 메커니즘 및 선행연구의 한계

적층 제조(additive manufacturing, AM) 기술 중 용합 적층 모델링(fused deposition modeling, FDM) 방식은 복잡 형상의 신속한 구현과 높은 설계 자유도를 제공하여, 모형 로켓의 동체, 노즐, 핀 등 구성품 제작에 폭넓게 활용되고 있다[8-12]. 그러나 대표적 FDM 소재인 폴리락트산(poly-lactic acid, PLA)은 출력성과 표면 품질이 우수한 반면, 밀도가 약 1.24 g/cm^3 로 비교적 높아 경량화에 한계가 있으며, 이는 비행 성능 향상의 주요 제약 요인으로 작용한다[13,14]. 한편 항공·우주 분야에서는 위성 부품 및 무인기(unmanned aerial vehicle, UAV) 구조물 등에 AM 기반 경량 부품을 적용한 사례가 꾸준히 보고되어[15-17], FDM 폴리머 소재의 실제 비행체 적용 가능성이 점차 확대되고 있다.

경량 PLA(lightweight PLA, LW-PLA)는 PLA 매트릭스에 화학 발포제(chemical blowing agent, CBA)를 첨가한 필라멘트로서, 임계 온도 이상에서 CBA의 열분해에 의해 발생하는 가스가 필라멘트 내부에 미세 기공을 형성함으로써 저밀도 폼(foam) 구조를 형성한다[18-20]. 발포 거동은 노즐 온도, 유량비(flow ratio), 체적 출력 속도(volumetric flow rate) 등 주요 공정 파라미터에 의해 제어되며, 동일한 필라멘트로 $0.6 \sim 1.1 \text{ g/cm}^3$ 범위의 밀도 조절이 가능하다[21-23]. 이러한 공정 의존적 발포 특성은 강도와 중량의 균형이 부위별로 상이하게 요구되는 항공·우주 구조물에 효과적으로 활용될 수 있으며, 위성 페이로드 모사체(payload dummy), 무인기 동체 등으로의 적용 가능성이 보고된 바 있다[24-26].

LW-PLA의 기계적 특성에 관한 기존 연구는 주로 인장강도 및 압축강도 등 절대값 기반의 평가에 국한되어 왔다. 다양한 내부 채움 패턴에 따른 LW-PLA의 인장 거동이 보고된 바 있으며[27], 발포 조건에 따른 압축강도 변화가 정량

적으로 분석되기도 하였다[28]. 그러나 이상의 연구들은 시편 수준의 평가에 머물러 있으며, 실제 비행체에 적용하여 구조 건전성과 비행 성능을 통합적으로 검증한 사례는 제한적인 것으로 보고된다. 경량 구조재의 효용은 본질적으로 단위 질량당 성능에 의해 결정되므로, 절대 강도 지표만으로는 그 적용 타당성을 충분히 평가할 수 없다. 따라서 동일한 강도 수준에서 중량이 감소된 소재일수록 우수한 경량 구조재로 평가되어야 하며, 이를 위해 비강도(specific strength) 및 비탄성계수(specific modulus)에 기반한 정량적 평가가 요구되는 것으로 판단된다[29-31].

이러한 배경 하에 본 연구는 고체 추진 모형 로켓의 동체 구성품에 LW-PLA를 적용하기 위한 기초 연구로서, 다음 세 가지를 수행하였다. 첫째, 안정적인 발포 구조 구현을 위한 FDM 공정 파라미터를 단계적으로 최적화하였다. 둘째, ASTM D638 표준에 기반한 인장시험을 통해 내부 채움 비율(infill ratio)에 따른 비강도 및 비탄성계수를 정량적으로 분석하였다. 셋째, 최적화된 LW-PLA로 노즐과 핀을 제작하고 OpenRocket 시뮬레이션 및 실제 비행시험을 수행하여 비행 성능과 구조 건전성을 통합적으로 검증하였다. 이상의 접근을 통해 LW-PLA가 모형 로켓 경량 구조재로서 가지는 적용 타당성과 한계를 종합적으로 제시하고자 한다.

2. 재료 및 방법 (제작 및 측정)

2.1 재료

본 연구에는 Polymaker사의 PolyLite™ LW-PLA 필라멘트(직경 1.75 mm, 제조사 공칭 밀도 약 0.90 g/cm^3)를 적용하였으며, 발포 밀도는 최적 공정 조건에서 약 0.6 g/cm^3 로 실측되었다. 기준 비교군으로는 Polymaker사의 PolyLite™ PLA Pro 필라멘트(직경 1.75 mm, 제조사 공칭 밀도 약 1.23 g/cm^3)를 사용하였다. 시편 및 구성품의 제작에는 Bambu Lab사의 X1 Carbon FDM 프린터(CoreXY 방식, 빌드 볼륨 $256 \times 256 \times 256 \text{ mm}$, 노즐 직경 0.4 mm)가 사용되었고, 출력물의 형상 안정성과 베드 접착력을 확보하기 위하여 가열형 유리 빌드 플레이트를 적용하였다.

2.2 공정 파라미터 최적화

LW-PLA의 발포 거동은 노즐 온도, 유량비(flow ratio), 최대 체적 출력 속도(maximum volumetric speed), 벽 생성 알고리즘(wall generation algorithm) 등의 공정 변수에 민감하게 의존한다. 본 연구에서는 표면 결함과 출력 불안정성을 최소화하면서 안정적인 발포 구조를 확보하기 위하여, 각 변수를 단계적으로 변화시키며 출력성 및 밀도를 비교·평가하였다. 그 결과 노즐 온도 $200 \sim 220^\circ\text{C}$ 범위에서 가장 안정적인 발포 거동이 관찰되었으며, 발포에 따른 유효 출력량 감소를 보완하기 위해 유량비를 1.0으로 설정하였다. 또한 최대 체적 출력 속도를 $6 \text{ mm}^3/\text{s}$ 로 저감하여 발포제의 열



Fig. 1. Photographs of LW-PLA fabrication

Table 1. Comparison of default and optimized FDM process parameters

Parameter	Default	Optimized
Nozzle temperature	190~240°C	200~220°C
Flow ratio	0.95	1.0
Max. volumetric speed	15 mm ³ /s	6 mm ³ /s
Wall generation	Classic	Arachne
Plate temperature	55°C	65°C
Brim gap	0.1 mm	0.05 mm

분해와 가스 팽창에 충분한 체류 시간을 확보하였고, 가변 선폭(variable line width) 적용이 가능한 Arachne 알고리즘을 적용하여 외벽의 표면 품질을 향상시켰다. 최적화 전·후의 공정 파라미터 비교는 Table 1에 제시하였으며, 이를 통한 LW-PLA의 제작 방식은 Fig. 1에 나타내었다.

2.3 시편 및 로켓 구성품 제작

기계적 특성 평가를 위하여 ASTM D638 Type V 규격에 따라 총 4종의 인장시편을 제작하였다. 시편 조건은 기준군인 PLA(내부 채움 비율 15%)와 LW-PLA(내부 채움 비율 20%, 30%, 45%)의 세 가지 조건으로 구성하였다. LW-PLA의 내부 채움 비율은 발포 특성상 안정적인 출력이 가능한 최소 수준인 20%를 하한으로 설정하였으며, 채움 비율 증가에 따른 기계적 특성 변화 경향을 확인하기 위해 30% 및 45%를 대표 조건으로 선정하였다. 적층 방향에 기인한 이방성의 영향을 최소화하기 위해 모든 시편은 동일한 출력 자세 및 라스터 패턴으로 제작되었다. 시편 제작에 사용된 FDM 3D 프린터와 제작된 ASTM D638 Type V 인장시편은 Fig. 2에 나타내었다. 로켓 구성품의 경우, 노즈콘은 공기저항 저감을 고려하여 오자이브(Ogive) 형상으로 설계한 뒤 LW-PLA로 일체형 FDM 출력하였다. 오자이브 형상은 아음속 및 천음속 영역에서 항력이 작고 압력 중심의 이동이



Fig. 2. FDM 3D printer and fabricated ASTM D638 Type V tensile specimens



Fig. 3. Rocket components (nose cone and fins) fabricated from LW-PLA

완만하여 비행 자세 안정성 확보에 유리하다. 핀(fin)은 비행 자세의 안정성 확보를 위해 사다리꼴(trapezoidal) 형상으로 설계하였으며, 내부에는 3D 허니콤(honeycomb) 패턴(내부 채움 비율 20%)을 적용하여 굽힘 강성과 경량성을 동시에 확보하였다. LW-PLA로 제작된 노즈콘과 핀은 Fig. 3에 나타내었다.

2.4 측정 방법

인장시험은 ASTM D638 규격에 따라 만능재료시험기(universal testing machine, UTM)를 사용하여 상온·대기 조건에서 수행하였다. 인장 변위 속도는 5 mm/min으로 설정하였고, 변형률은 비접촉식 광학 변위 측정법을 통해 산정하였다. 각 시편 조건당 1회의 시험을 수행하여 인장강도 및 영률(Young's modulus)을 산출하였으며, 시험 장면 및 파단된 시편은 Fig. 4에 나타내었다. 시편의 밀도는 정밀 전자저울로 측정한 질량을 ASTM 규격에 의거한 시편 부피로 나누어 산정하였다. 또한 본 연구에서는 비강도 및 비탄성계수를 각각 인장강도 및 영률을 밀도가 아닌 시편 질량으로 나눈 값(단위 MPa/g)으로 정의하였다. 모든 시편이 동일한 규격으로 제작되어 부피가 서로 같으므로, 질량 기준의 정규화는 밀도 기준으로 정규화한 경우와 동일한 상대 비교 결과를 제공한다. 비행 성능 평가는 OpenRocket 소프트웨어를 이용한 최대 도달 고도, 속도 및 가속도 예측을 수행한 뒤, 동일 제원의 실측 로켓에 기압식 고도계(barometric altimeter)를 탑재한 비행시험을 통해 예측값과 실측값을 비교·검증하였다.



Fig. 4. Universal Testing Machine (UTM) for Tensile Test

3. 결과 및 고찰

3.1 LW-PLA 밀도 분석

LW-PLA 시편의 발포 거동에 따른 밀도 변화를 측정하고, 기준 PLA 시편 대비 밀도 감소율을 정량적으로 분석하였다. 측정 결과, 내부 채움 비율 20%, 30%, 45%의 모든 LW-PLA 조건에서 기준 PLA 대비 약 26.3~29.5% 수준의 밀도 감소가 관찰되었다(Table 2). 이는 LW-PLA 내부에 형성된 미세 기공이 단위 체적당 유효 질량을 효과적으로 저감시킨 결과로 해석된다. 다만 Table 2의 밀도는 내부 채움 구조를 포함한 시편 전체 밀도로서, §2.1에서 제시한 필라멘트 자체의 발포 밀도(약 0.6 g/cm^3)와는 구별되는 값임에 유의할 필요가 있다. 내부 채움 비율이 증가함에 따라 밀도 감소율이 점진적으로 완화된다는 경향이 나타났는데, 이는 내부 채움 비율 증가에 따라 단위 체적당 적층되는 발포 필라멘트의 비율이 증가하고, 내부 구조의 공극이 상대적으로 감소함에 따른 결과로 해석된다.

Table 2. Mass, density, and tensile properties of PLA and LW-PLA specimens at different infill ratios (densities include the infill structure, not the filament foam density)

Condition	Mass (g)	Density (g/cm^3)	vs. PLA	Tensile strength (MPa)	Elongation (%)
PLA 15%	1.135	1.5203	—	19.66	24.3
LW-PLA 20%	0.800	1.0716	-29.5%	13.00	10.7
LW-PLA 30%	0.813	1.0890	-28.4%	14.42	18.6
LW-PLA 45%	0.837	1.1211	-26.3%	16.75	7.3

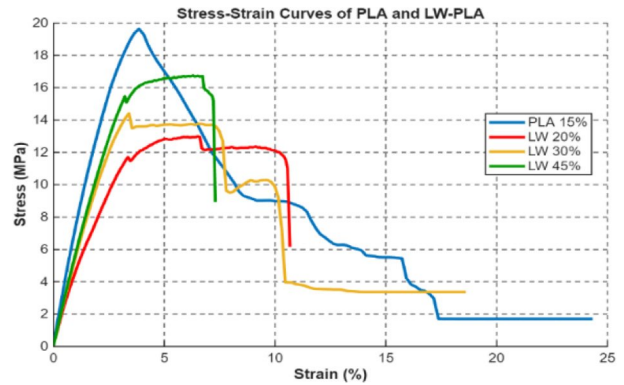


Fig. 5. Stress-strain curves for each specimen condition

3.2 인장 거동 — 응력-변형률 곡선

UTM 인장시험을 통해 획득한 응력-변형률 곡선으로부터 시편 조건별 파단 거동을 분석하였으며, 시편 조건에 따라 취성 및 연성 파단 양상의 뚜렷한 차이가 관찰되었고, 해당 내용을 Fig. 5에 나타내었다. 기준 PLA 시편은 상대적으로 높은 인장강도와 함께 넓은 변형률 구간에 걸친 완만한 응력 강하 거동을 나타낸 반면, LW-PLA 시편에서는 채움 비율이 높아질수록 파단이 급격하게 진행되는 양상이 관찰되었다. 또한 내부 채움 비율 45% 조건의 LW-PLA 시편은 내부 채움 비율 20% 및 30% 조건 대비 연신율은 다소 낮았으나, 적층 단면 내 유효 단면적의 증가로 인하여 인장강도가 일부 회복되는 경향을 보였다. 한편 내부 채움 비율이 30%에서 45%로 증가함에 따라 파단 연신율은 18.6%에서 7.3%로 급격히 감소하였는데, 이는 채움 비율 증가로 내부 구조가 치밀해지면서 적층 라스터 및 채움 경계의 계면이 응력 집중부로 작용하여 균열이 조기에 진전된 결과로 해석된다.

3.3 비강도 및 비탄성계수 평가

경량 구조재의 합리적 평가를 위하여, 절대 인장강도 및 영률(Young's modulus)과 함께 비강도(specific strength) 및 비탄성계수(specific modulus)를 비교·분석하였다. 분석 결과, 절대값 기준 모든 LW-PLA 조건에서 기준 PLA보다 낮은 인장강도 및 영률이 나타났으나, 비강도 및 비탄성계수 기준으로는 내부 채움 비율 30% 및 45% 조건에서 기준 PLA를 상회하는 경향이 확인되었다. 특히 내부 채움 비율 45% 조건의 LW-PLA 시편은 비강도 20.01 MPa/g 로 기준 PLA (17.32 MPa/g) 대비 약 15.5% 우수한 것으로 측정되었으며, 비탄성계수 역시 672.24 MPa/g 로 기준 PLA(628.56 MPa/g) 대비 약 7.0% 높은 최고값을 나타내었다. 이상의 결과는 LW-PLA의 발포 구조가 절대 강도의 일부 손실에도 불구하고 단위 질량당 강성·강도 측면에서 효과적인 경량화를 가능하게 함을 정량적으로 입증한다. 시편 조건별 절대 인장강

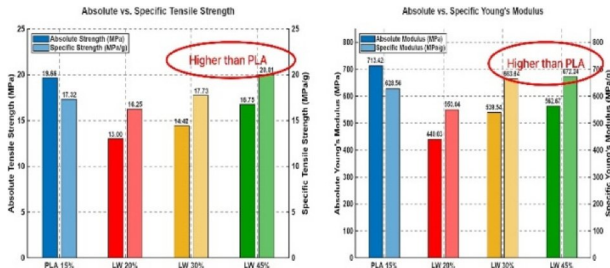


Fig. 6. Comparison of absolute tensile strength and Young's modulus with specific strength and specific modulus for each specimen condition

도·영률과 비강도·비탄성계수의 비교는 Fig. 6에 제시하였다. 인장시험에서 비강도 및 비탄성계수가 극대화된 45% 조건은 소재의 성능 상한을 확인하기 위한 참조 조건이며, 실제 로켓 구성품은 부위별 하중 특성과 형상을 고려하여 채움 조건을 선정하였다. 즉 핀은 굽힘 강성 대비 경량성을 우선하여 20% 허니콤을, 노즈콘은 오자이브 형상 특성상 일체형 출력을 적용하였다.

3.4 비행 성능 검증

기존 PLA 노즈콘 및 핀을 적용한 기준 로켓과, 동일 형상에 LW-PLA를 적용한 경량화 로켓의 비행 성능을 비교·분석하였다. OpenRocket 시뮬레이션 결과, LW-PLA 적용 시 최대 도달 고도는 303.3 m에서 357 m로 약 17.7% 증가할 것으로 예측되었다. 한편 동일 조건에서 수행한 실제 비행시험에서는 최대 도달 고도가 303.3 m에서 345.46 m로 측정되어, 약 13.9%의 고도 향상이 정량적으로 확인되었다. 예측값과 실측값 사이의 편차는 발사 시점의 풍속 및 풍향 변

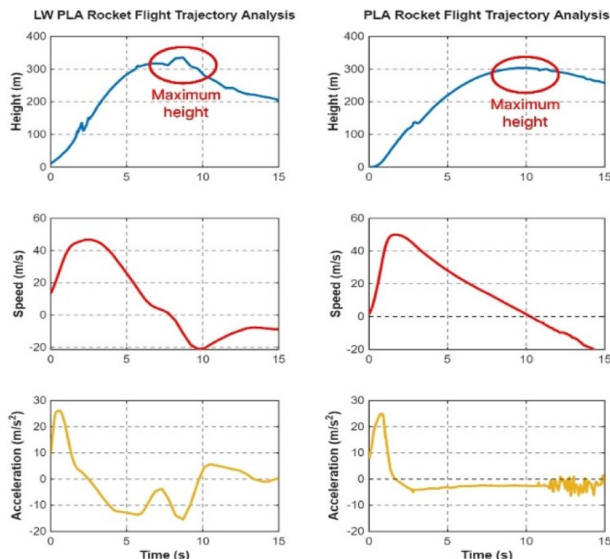


Fig. 7. Comparison of flight trajectories (altitude, velocity, and acceleration) of rockets using PLA and LW-PLA



Fig. 8. Completed LW-PLA model rocket (total length: 1200 mm, maximum outer diameter: 104 mm)

동과, OpenRocket의 공력 모델이 LW-PLA 표면의 미세 기공에 기인한 표면 조도(surface roughness) 증가 및 그에 따른 항력 상승을 충분히 반영하지 못한 데에 기인한 것으로 판단된다. 또한 발사 시 점화 충격 및 비행 중 작용한 공력 하중에도 불구하고, LW-PLA로 제작된 노즈콘 및 핀에서는 육안 검사상 균열·박리·파손이 관찰되지 않아, 본 적용 조건에서 LW-PLA가 구조 건전성을 유지함을 확인하였다. 비행 궤적의 고도·속도·가속도 비교는 Fig. 7에, 완성된 LW-PLA 로켓을 Fig. 8에 각각 제시하였다.

4. 결론 및 향후 계획

본 연구에서는 고체 추진 모형 로켓의 동체 구성품에 LW-PLA를 적용하기 위하여, 공정 파라미터 최적화, 기계적 특성 평가 및 실비행 검증을 단계적으로 수행하였으며, 그 결과 다음과 같은 결론이 도출되었다. 첫째, 노즐 온도, 유량비, 체적 출력 속도 및 벽 생성 알고리즘 등 주요 FDM 공정 변수를 단계적으로 조정함으로써 안정적인 발포 구조를 구현할 수 있는 최적 출력 조건을 확립하였다. 둘째, ASTM D638 기반 인장시험 결과, LW-PLA는 절대 인장강도 측면에서는 기존 PLA보다 낮은 값을 나타내었으나, 약 26.3~29.5%의 밀도 감소에 기인하여 내부 채움 비율 45% 조건에서 비강도는 기존 PLA 대비 약 15.5% 우수하였고 비탄성계수에서도

우위를 보임으로써, 비강도 및 비탄성계수 기반 평가가 경량 구조재의 합리적 비교 지표임을 정량적으로 입증하였다. 셋째, 노즈콘 및 핀에 LW-PLA를 적용함으로써 해당 구성품 단위에서 약 63.5%의 경량화를 달성하였으며, 실측 최대 도달 고도는 기준 PLA 대비 약 13.9% 향상되었고, 점화 충격 및 공력 하중 조건에서도 균열·파손 없이 구조 건전성을 유지하였다. 이상의 결과는 LW-PLA가 모형 로켓 경량 구조재로서 충분한 적용 타당성을 가짐을 종합적으로 시사하는 것으로 판단된다.

더 나아가, 향후 연구에서는 노즈콘 및 핀에 국한되었던 LW-PLA의 적용 범위를 동체(body tube) 전체로 확장하여, 곡면 구조에서의 출력성 및 굽힘·좌굴 거동을 평가하고자 한다. 또한, LW-PLA를 코어(core)로 하고 섬유강화플라스틱(fiber reinforced plastic, FRP)을 외피(skin)로 적용하는 샌드위치 패널 구조를 개발함으로써 강성과 경량성을 동시에 확보하는 방안을 모색할 예정이다. 나아가 천음속(transonic) 및 초음속(supersonic) 영역에서의 공력 가열(aerodynamic heating)과 열적 안정성을 정량적으로 평가함으로써, LW-PLA 기반 구조재의 운용 한계와 적용 가능 영역을 체계적으로 규명하고자 한다.

후 기

본 연구는 한국연구재단(National Research Foundation of Korea, NRF)의 지원을 받아 수행되었습니다(과제번호: RS-2025-25416424, RS-2025-25429261). 지원에 대해 진심으로 감사드립니다.

REFERENCES

1. Krishnan, Anish B., and Thakur, Dineshsingh G., "Impact of Solid Rocket Propellant Grain Manufacturing Limitations on Launch Vehicle Capability," *Defence Science Journal*, 2024, Vol. 74. DOI: 10.14429/dsj.74.19792.
2. Koo, K.R., Kim, H.G., Kim, D.G., Kwon, S.C., and Oh, H.U., "Lightweight Design for Active Small SAR S-STEP Satellite Using Multilayered High-Damping Carbon Fiber-Reinforced Plastic Patch," *Aerospace*, 2023, Vol. 10, No. 9, p. 774. DOI: 10.3390/aerospace10090774.
3. Rhee, S.Y., Kim, K., Yoon, Y.H., Yi, M.K., and Kim, H.C., "Test Evaluation of a Linerless Composite Propellant Tank Using the Composite Collapsible Mandrel," *Composites Research*, 2023, Vol. 36, No. 2, pp. 132-139. DOI: 10.7234/composres.2023.36.2.132.
4. Mahjub, A., Mazlan, N.M., Abdullah, M.Z., and Azam, Q., "Design Optimization of Solid Rocket Propulsion: A Survey of Recent Advancements," *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2020, Vol. 57, No. 1, pp. 3-11. DOI: 10.2514/1.A34594.
5. Wang, G., Liu, K., Sun, Z., and Li, Y., "Multistage Liquid Rocket Weight Estimation and Optimization for Early Design Stages," *Journal of Aerospace Engineering*, 2020, Vol. 33, No. 6, p. 04020081. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001181.
6. Hueber, C., Horejsi, K., and Schledjewski, R., "Review of Cost Estimation: Methods and Models for Aerospace Composite Manufacturing," *Advanced Manufacturing: Polymer & Composites Science*, 2016, Vol. 2, No. 1, pp. 1-13. DOI: 10.1080/20550340.2016.1154642.
7. Witik, R.A., Teuscher, R., Michaud, V., Ludwig, C., and Månson, J.A.E., "Carbon Fibre Reinforced Composite Waste: An Environmental Assessment of Recycling, Energy Recovery and Landfilling," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2013, Vol. 49, pp. 89-99. DOI: 10.1016/j.compositesa.2013.02.009.
8. Ngo, T.D., Kashani, A., Imbalzano, G., Nguyen, K.T., and Hui, D., "Additive Manufacturing (3D printing): A Review of Materials, Methods, Applications and Challenges," *Composites Part B: Engineering*, 2018, Vol. 143, pp. 172-196. DOI: 10.1016/j.compositesb.2018.02.012.
9. Alami, A.H., Olabi, A.G., Alashkar, A., Alasad, S., Aljaghoub, H., Rezk, H., and Abdelkareem, M.A., "Additive Manufacturing in the Aerospace and Automotive Industries: Recent Trends and Role in Achieving Sustainable Development Goals," *Ain Shams Engineering Journal*, 2023, Vol. 14, No. 11, p. 102516. DOI: 10.1016/j.asej.2023.102516.
10. Penumakala, P.K., and Santo, J., and Thomas, A., "A Critical Review on the Fused Deposition Modeling of Thermoplastic Polymer Composites," *Composites Part B: Engineering*, 2020, Vol. 201, p. 108336. DOI: 10.1016/j.compositesb.2020.108336.
11. Popescu, D., Zapciu, A., Amza, C., Baci, F., and Marinescu, R., "FDM Process Parameters Influence over the Mechanical Properties of Polymer Specimens: A Review," *Polymer Testing*, 2018, Vol. 69, pp. 157-166. DOI: 10.1016/j.polymertesting.2018.05.020.
12. Lee, J.H., Choi, U.-D., Choi, K., and Choi, D., "Research on Fabrication of CNT-based Thermoelectric Filament and Optimization of 3D Printing," *Composites Research*, 2025, Vol. 38, No. 5, pp. 575-581. DOI: 10.7234/composres.2025.38.5.575.
13. Yousefi Kanani, A., Rennie, A.E.W., and Rahim, S.Z.B., "Additively Manufactured Foamed Polylactic Acid for Lightweight Structures," *Rapid Prototyping Journal*, 2023, Vol. 29, No. 1, pp. 50-66. DOI: 10.1108/RPJ-03-2022-0100.
14. Wang, S., Ma, Y., Deng, Z., Zhang, S., and Cai, J., "Effects of Fused Deposition Modeling Process Parameters on Tensile, Dynamic Mechanical Properties of 3D Printed Polylactic Acid Materials," *Polymer Testing*, 2020, Vol. 86, p. 106483. DOI: 10.1016/j.polymertesting.2020.106483.
15. Goh, G.D., Agarwala, S., Goh, G.L., Dikshit, V., Sing, S.L., and Yeong, W.Y., "Additive Manufacturing in Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): Challenges and Potential," *Aerospace Science and Technology*, 2017, Vol. 63, pp. 140-151. DOI: 10.1016/j.ast.2016.12.019.
16. Blakey-Milner, B., Gradl, P., Snedden, G., Brooks, M., Pitot, J., Lopez, E., Leary, M., Berto, F., and Du Plessis, A., "Metal Additive Manufacturing in Aerospace: A Review," *Materials & Design*, 2021, Vol. 209, p. 110008. DOI: 10.1016/j.matdes.2021.110008.
17. Boschetto, A., Bottini, L., Macera, L., and Vatanparast, S., "Additive Manufacturing for Lightweighting Satellite Platform,"

- Applied Sciences*, 2023, Vol. 13, No. 5, p. 2809. DOI: 10.3390/app13052809.
18. Damanpack, A.R., Sousa, A., and Bodaghi, M., "Porous PLAs with Controllable Density by FDM 3D Printing and Chemical Foaming Agent," *Micromachines*, 2021, Vol. 12, No. 8, p. 866. DOI: 10.3390/mi12080866.
 19. Park, Y.-E., and Lee, S., "Characterization of PLA/LW-PLA Composite Materials Manufactured by Dual-nozzle FDM 3D-Printing Processes," *Polymers*, 2024, Vol. 16, No. 20, p. 2852. DOI: 10.3390/polym16202852.
 20. Griffiths, C.A., Rees, A., Morgan, A., and Korkees, F., "Optimisation of 3D Printing for Microcellular Polymers," *Polymers*, 2023, Vol. 15, No. 19, p. 3910. DOI: 10.3390/polym15193910.
 21. Ozsoykal, I., and Yurt, A., "Introduction of a Novel Technique in Density-adjusted 3D Printing for the Manufacture of Soft-tissue-equivalent Radiological Phantoms," *Applied Sciences*, 2024, Vol. 14, No. 2, p. 509. DOI: 10.3390/app14020509.
 22. Kalia, K., and Ameli, A., "Understanding the Process-microstructure-property Relationships in Material Extrusion Additive Manufacturing of Polylactic Acid Microcellular Foams," *Additive Manufacturing*, 2023, Vol. 72, p. 103636. DOI: 10.1016/j.addma.2023.103636.
 23. Alduais, A., and Özerinç, S., "Tunable Mechanical Properties of Thermoplastic Foams Produced by Additive Manufacturing," *eXPRESS Polymer Letters*, 2023, Vol. 17, No. 3, pp. 317-333. DOI: 10.3144/expresspolymlett.2023.23.
 24. Nieto-peroy, C., and Emami, M.R., "CubeSat Mission: From Design to Operation," *Applied Sciences*, 2019, Vol. 9, No. 15, p. 3110. DOI: 10.3390/app9153110.
 25. Šostakaitė, L., Šapranauškas, E., Rudinskas, D., Rimkus, A., and Gribniak, V., "Investigating Additive Manufacturing Possibilities for an Unmanned Aerial Vehicle with Polymeric Materials," *Polymers*, 2024, Vol. 16, No. 18, p. 2600. DOI: 10.3390/polym16182600.
 26. Nistor, I., and Zaharia, S.M., "Integrated Approach to Design and Additive Manufacturing of Solar Unmanned Aerial Vehicles," *Applied Sciences*, 2025, Vol. 15, No. 24, p. 12964. DOI: 10.3390/app152412964.
 27. Cuan-Urquiza, E., Barocio, E., Tejada-Ortigoza, V., Pipes, R.B., Rodriguez, C.A., and Roman-Flores, A., "Characterization of the Mechanical Properties of FFF Structures and Materials: A Review on the Experimental, Computational and Theoretical Approaches," *Materials*, 2019, Vol. 12, No. 6, p. 895. DOI: 10.3390/ma12060895.
 28. Yousefi Kanani, A., and Kennedy, A., "Effect of the Material Extrusion Process Parameters on the Compressive Properties of Additively Manufactured Foamed and Nonfoamed Polylactic Acid Structures," *3D Printing and Additive Manufacturing*, 2024, Vol. 11, No. 1, pp. 207-218. DOI: 10.1089/3dp.2022.0091.
 29. Ferreira, R.T.L., Amatte, I.C., Dutra, T.A., and Bürger, D., "Experimental Characterization and Micrography of 3D Printed PLA and PLA Reinforced with Short Carbon Fibers," *Composites Part B: Engineering*, 2017, Vol. 124, pp. 88-100. DOI: 10.1016/j.compositesb.2017.05.013.
 30. Phiri, R., Rangappa, S.M., Siengchin, S., Oladijo, O.P., and Ozbakkaloglu, T., "Advances in Lightweight Composite Structures and Manufacturing Technologies: A Comprehensive Review," *Heliyon*, 2024, Vol. 10, No. 5, e39661. DOI: 10.1016/j.heliyon.2024.e39661.
 31. Ji, S.-I., Lim, Y.-H., and Kim, Y.-G., "Evaluation of Static Torque and Bending Characteristics of Power Transmission Shaft Using Carbon Fiber/Epoxy and Glass Fiber/Epoxy Composite Materials," *Composites Research*, 2001, Vol. 14, No. 2, pp. 13-21.