

3D 프린팅으로 제조한 캔위성 구조물의 성능 향상을 위한 구조 해석 연구

Structural Analysis Study for Performance Enhancement of 3D-printed CANSAT Structures

성영모¹, 김응도¹, 이효창¹, 노진성^{1,#}, 최창범^{2,#}

Youngmo Seong¹, Eungdo Kim¹, Hyochang Lee¹, Jinsung Rho^{1,#}, and Changbeom Choi^{2,#}

¹ 국립한밭대학교 기계공학과 (Department of Mechanical Engineering, Hanbat National University)

² 국립한밭대학교 컴퓨터공학과 (Department of Computer Engineering, Hanbat National University)

Corresponding Author / E-mail: jinsung.rho@hanbat.ac.kr, TEL: +82-42-821-1155, ORCID: 0000-0002-4525-8860

/ E-mail: cbchoi@hanbat.ac.kr, TEL: +82-42-821-1144, ORCID: 0000-0002-4826-7949

KEYWORDS: CANSAT (캔위성), 3D printing (3D 프린팅), Structural analysis (구조해석), Modal analysis (모드 해석), Random vibration analysis (랜덤 진동 해석)

The nano satellite industry has transitioned to low-cost development, driven by private companies and research organizations in the NewSpace era. Can-Satellite offers a budget-friendly alternative to traditional cube satellite manufacturing and testing. This study focuses on enhancing the reliability of small satellite designs by analyzing the vibration stability of PLA plates, the primary structure of a Can-Satellite, produced through Fused Filament Fabrication (FFF) 3D printing. Quasi-static, modal, and random vibration analyses were conducted using Finite Element Analysis (FEA) with ANSYS to evaluate stacking directions along the x, y, and z axes and optimize structural stability. The findings indicate that the y-axis laminated structure exhibits superior vibration endurance, effectively reducing issues during launch. This research contributes to improving the reliability of Can-Satellites and enhances manufacturing efficiency for cube and micro-satellite projects. Additionally, it supports the advancement of educational satellites and domestic small satellite technology.

Manuscript received: September 5, 2025 / Revised: January 15, 2026 / Accepted: January 28, 2026

1. 서론

뉴스페이스 시대에 접어들면서 위성 산업은 소수 선진국이 주도하는 대규모 프로젝트에서 민간기업과 연구 기관이 개발하는 저비용 초소형 위성으로 변화하고 있다[1]. Amazon의 Kuiper와 SpaceX의 Starlink와 같은 주요 우주 기업들이 최근 Mega-Constellation Networks (MCNs) 프로젝트에 많은 투자와 개발을 진행하고 있다. 이를 통해 지구 저궤도(LEO)에 수백에서 수천 개의 초소형 위성을 배치하여 전 세계에 광대역 통신과 커버리지를 제공하는 것을 목표로 하고 있다[2].

초소형 위성 플랫폼의 도입으로 인해 개발 시간 및 비용이 절감되어, 레이저 통신 단말기와 같은 소형 위성 장비들의 개발이

이루어지면서 지구 정지 궤도(GEO)를 넘어서는 여러 새로운 임무들이 제안되고 있다[3]. 제안된 임무로는 지구-태양의 L1 라그랑주 점에서의 우주 날씨 측정, 태양돛 추진 및 통신 기술 검증[4], 얼음으로 뒤덮인 목성의 위성 유로파에서의 방사선 및 먼지 관측[5], 그리고 달의 L1 라그랑주 점에서 큐브위성 군집의 협력 통신을 통한 저주파수 전파 천문학 연구[6] 등이 있다. 이와 같은 임무들은 초소형 위성의 설계 및 제작 신뢰성을 높이는 연구와 직결되며, 본 연구에서 다룰 캔위성 구조 안정성 연구도 이를 지원하는 중요한 기술이다. 이처럼 다양한 민간기업과 연구 기관의 개발 및 투자로 인해 지구 저궤도를 도는 위성과 행성 간 탐사에 활용되는 초소형 위성 산업은 앞으로도 지속적인 성장이 전망된다.

산업의 변화에 맞춰 각국의 대학들은 우주 기술 발전을 위해 큐브위성과 같은 초소형 위성의 연구를 활발하게 진행하고 있다. 큐브위성은 1U인 $10\text{ cm} \times 10\text{ cm} \times 10\text{ cm}$ 크기의 입방체를 기본 단위로 하며, 임무에 따라 1U, 3U, 6U, 12U 등의 구성으로 제작된다. 그러나 저비용으로 개발되는 큐브위성조차도 제작 및 테스트 환경 구축과 발사에 상당한 비용이 소요된다. 이러한 한계를 보완하고자 캔위성(Can-satellite)을 활용한 연구 방법이 제안되었다[7]. 캔위성은 전력계와 통신계 등의 위성 시스템을 소형 원통형 구조체에 구현한 초소형 위성이다. 주로 모델 로켓이나 드론을 통해 특정 고도에 도달한 후 낙하산을 전개하여 모사 임무를 수행하도록 설계된다[8,9]. 또한, 캔위성은 경제적이며, 대학생 및 연구 초보자들에게 설계, 제작, 및 테스트 과정을 직접 경험할 수 있는 중요한 플랫폼으로 활용된다. 이로 인해 우주 기술의 교육 및 연구용 도구로 주목받고 있다.

큐브위성은 발사관 내에서 사출되는 특성상 진동에 민감하며, 캔위성도 유사한 발사 과정에서 발생하는 구조 안정성 문제가 존재한다. 이러한 구조 안정성 문제는 위성 내부의 전자 장비와 구조체 손상을 초래할 수 있어, 임무 성공에 치명적인 영향을 미칠 수 있다[10]. 따라서 캔위성의 구조 안정성 연구는 큐브위성과 같은 초소형 위성 설계 및 제작 신뢰성을 높이는 데 중요한 기초 연구로 기능할 것이다. 캔위성도 모델 로켓의 상부에 삽입되어 발사되기 때문에, 유사한 문제가 발생할 수 있다[11]. 최근 초소형 위성, 특히 캔위성과 같은 구조물 제작에 3D 프린팅 기술이 적극 활용되고 있다. 초소형 위성의 설계에서는 경량화와 고강도 특성이 중요한 요소로, 이는 발사 비용 절감과 직결된다. 기존의 기계가공 방식은 복잡한 형상 구현에 한계가 있었으나, 3D 프린팅 기술은 이를 극복하며 통합형 구조 제작에 강점을 보인다. 특히, 3D 프린팅은 설계의 유연성을 높이고, 다양한 제품을 소량으로 제작할 수 있는 생산 체계를 제공한다[12].

본 연구에서는 캔위성의 주요 구조체인 플레이트를 3D 프린터로 제작하여 내구도 및 구조적 안정성을 분석하고, 안정성 평가를 통해 캔위성 발사 과정에서 발생할 수 있는 기계적 문제를 해결하고자 한다. 특히, 실제 발사 환경(모델 로켓 진동)을 모사한 해석을 수행하고, 실제 시스템 제작 및 발사(캔위성 대회)를 통한 검증은 통해 구조 설계의 신뢰도를 강화한다. 이러한 기술적 성과는 교육용 위성뿐만 아니라 국내 초소형 위성 기술의 발전에 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

2. 구조체 설계 및 해석 조건

2.1 구조체 구성

캔위성은 Fig. 1과 같이 구조부, 센서부, 자세제어부, 전원부, 데이터처리부, 통신부로 구성된다. 최근 위성 구조체 제작에서는 제작 기간 단축과 비용 절감 등의 이점이 있는 3D 프린터를 활용한 연구가 활발히 진행되고 있다[13]. 캔위성의 플레이트는 설계 변경이 용이하고 제작 속도가 빠른 Fused Filament

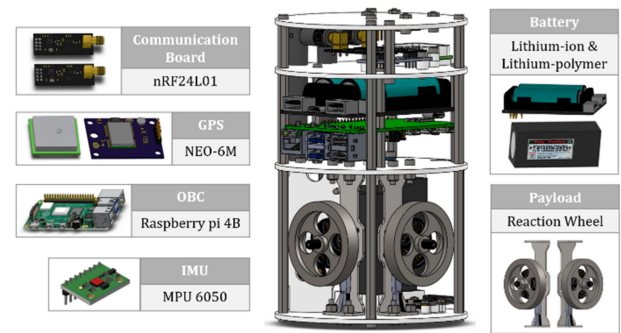


Fig. 1 The components of the CANSAT

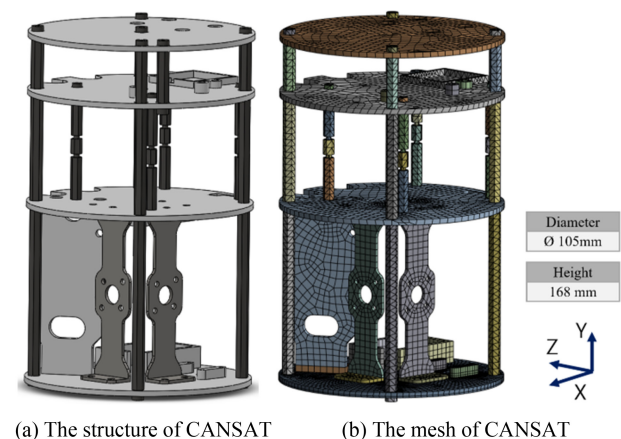


Fig. 2 The model of the CANSAT

Fabrication (FFF) 방식의 3D 프린터인 Sindoh DP 201을 사용하여 PLA 필라멘트로 제작했다. 프린팅 조건은 노즐 온도 200°C , 베드 온도 60°C , 적층 높이 0.15 mm , Infill 45%, Raster Angle $0/90^{\circ}$ 로 설정했다. 시뮬레이션 모델에서 이러한 FFF 적층 구조의 이방성을 완벽하게 구현하는 것은 계산 비용과 복잡성으로 인해 어려움이 따른다. 따라서 본 연구에서는 구조체를 균질 재료로 간주하고 필라멘트의 물성치만을 해석 조건에 적용했다. FFF 적층 방식으로 출력된 구조물은 필라멘트를 한 층씩 적층하므로, 적층 방향에 따라 진동이 가해질 때 내구도에 차이(이방성)가 발생할 수 있다.

Cesnik 등의 연구를 참고하여 적층 방향에 따른 피로 수명 경향성을 확인했으며, 이를 바탕으로 밀도, 인장 탄성률, 항복강도 등의 PLA 필라멘트 물성치를 해석 조건에 적용했다[14]. 해당 연구에서는 서로 다른 밀도의 필라멘트를 X, Y, Z축 방향으로 적층한 구조체에 Z축 방향의 진동을 가해 내구도를 분석했다. 참고한 논문에서는 Z축을 위성 구조체의 Y축 방향으로 정의했다. 따라서 본 연구에서는 이를 위성 구조체의 좌표계와 일치시키기 위해 Y축으로 해석하였다. 연구 결과, 필라멘트 밀도가 낮고 진동 방향과 일치하는 Y축으로 적층된 구조체는 시간이 지남에 따라 감쇠비(Damping Ratio)가 증가하는 경향을 보였다. 이는 구조적 피로 누적을 줄이고 발사 및 진동 환경에서 구조체 수명을 연장하는데 기여한다. 또한, 캔위성의 대칭 구조적 특성을

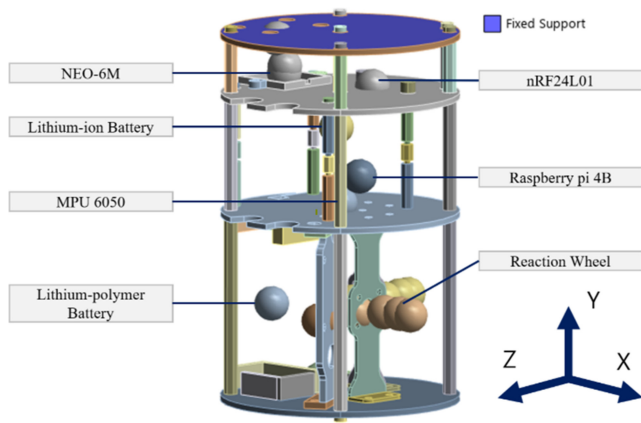


Fig. 3 The constrain of the CANSAT

Table 1 The material properties of the CANSAT

Properties	PLA (45%)	STS316	SS400
Density [kg/m ³]	1,240	8,000	7,810
Elastic modulus [MPa]	394	195,000	200,000
Poisson's ratio	0.36	0.27	0.26
Yield strength [MPa]	17.2	252	245
Tensile strength [MPa]	20.4	565	400

고려했을 때, Fig. 3과 같이 Y축 방향으로 적층된 구조체가 더 긴 피로 수명을 가진다는 것을 확인했다.

진동 시간에 따른 재료 강도와 파손에 의한 고유 진동수 감소를 비교한 결과, 밀도가 낮고 Y축으로 적층된 구조체가 상대적으로 더 높은 피로 내구성을 보였다. 이러한 결과는 캔위성 구조체 설계에 적용될 Y축 적층 방식이 발사 과정 중 발생하는 진동 문제를 완화하고 장기적 안정성을 확보할 수 있음을 보인다. 이에 따라 캔위성 플레이트는 Cesnik 연구에서 제안된 결과에 따라 Y축 방향 진동을 고려하여 Y축으로 적층하여 제작했다.

해석을 위한 PLA 필라멘트의 물성치는 밀도, 인장 탄성률, 항복강도 등의 주요 데이터를 포함하며, Table 1에 상세히 정리되어 있다. PLA 필라멘트의 밀도는 제조사인 Sindoh를 통해 확인했다. 또한, 내부 채움 밀도가 30-45% 범위에서 인장 탄성률 변화가 매우 작다는 연구 결과를 바탕으로, 범위 내에서 탄성계수, 항복강도, 인장강도가 가장 큰 값을 보이는 45%로 선정했다 [15-17]. 또한, 랜덤 진동 해석에 필요한 필라멘트의 감쇠비(Damping Ratio)는 Yadav 등의 연구를 참고하여, 내부 채움 밀도가 45%일 때 0.03125로 선정했다[18].

캔위성의 임무에는 리액션 휠을 이용한 자세제어가 포함되어 있어, 구조체에 모터 브라켓이 장착되어 있다. 이 브라켓은 모터와 플라이휠의 무게를 지탱하고 리액션 휠 작동 시 발생하는 진동을 견딜 수 있도록 설계되었다. 여러 케이스에 대한 해석 결과를 바탕으로, Table 1과 같이 금속 레이저 가공을 통해 SS400 재질로 제작했다. 또한, STS316 재질의 금속 서포트를 사용하여 위성의 구조적 안정성을 높였다.

Table 2 The constrained displacement results of the case 1

PSD G direction	Max displacement [mm]		
	X axis	Y axis	Z axis
X direction	2.35	0.40	0.91
Y direction	0.96	2.92	1.21
Z direction	1.16	0.42	2.32

2.2 구조해석 모델 및 해석 조건

캔위성 구조체는 설계 및 어셈블리가 용이한 상용 소프트웨어인 SOLIDWORKS를 사용하여 Fig. 2와 같이 설계되었다. 설계된 모델을 기반으로 구조체의 안정성을 확인하기 위해 ANSYS를 활용한 유한요소해석(Finite Element Analysis)을 수행하였으며, 이를 통해 준정적 해석과 모달 해석, 랜덤 진동 해석을 진행하였다. 다양한 환경에서 캔위성을 사용하기 위해서는 신뢰성 높은 해석 과정이 필요하다.

포인트 질량(Point Mass), 메싱(Meshing) 및 접촉(Contact), 구속 조건(Constraint)은 Julie의 연구를 참고하여 설계하였다 [19]. 캔위성의 구성 요소 중 센서 등 모델링하지 않은 부분을 고려하여 해석을 진행하기 위해 각 요소의 중심 질량 위치에 포인트 질량을 추가했다. 이 방법은 캔위성 내부 구성 요소의 실제 동작을 더 정확하게 반영할 수 있는 해석 환경을 제공하며, 설계 최적화 과정에서의 신뢰성을 높인다.

위성 구조체의 효율적인 해석을 위해 모델의 메쉬 품질을 향상시켰다. 메쉬의 품질은 소프트웨어의 요소 및 노드의 제한 내에서 해석에 민감한 요소에 대해 충분한 해석 정확도를 확보하기 위해 중요하다. 이를 위해 사면체와 육면체 요소를 사용하여 구조체의 메쉬를 구성했고 노드 수는 121,749개, 요소 수는 50,780개로 설정되었다. 구조체 요소 간의 접촉 조건은 볼트로 체결한 홀을 기준으로 Bonded로 설정했다.

캔위성은 지름 110 mm의 로켓 내부에 삽입되어 발사되며, 지름 105 mm인 구조체와 지름이 5 mm 차이가 난다. 이때, 로켓과 캔위성 간의 구속이 이루어지지 않기 때문에 해석을 위한 구조체의 구속 조건이 명확하지 않다. 따라서 위성 발사 시 가속도에 의해 로켓에 밀착되는 상부 플레이트를 기준으로 구속 조건을 설정했다. 이때, 구속 조건을 모델링하기 위해 초기 랜덤 진동 해석을 진행했으며, Fig. 3과 같이 플레이트의 윗면을 3축으로 고정했다. 이를 통해 구한 구조체의 X, Z축 변위는 Table 2와 같이 최대 변위가 2.35 mm로 5 mm의 절반인 2.5 mm보다 작기 때문에 해당 구속 조건을 사용하여 추후 본 해석을 진행했다.

위성은 발사 과정에서 여러 정적 및 동적 진동에 노출된다. 이러한 하중에는 준정적(Quasi-static) 하중, 정현파(Sinusoidal) 진동, 음향(Acoustic) 하중 및 파이로 충격(Pyrotechnic Shock)이 포함된다[20]. 캔위성 설계는 대형 로켓과 비교할 때 하중 해석의 필요성과 방식에서 차이가 뚜렷하다. 대형 로켓은 강력한 엔진 출력과 고속 비행으로 인해 음향 하중, 파이로 충격, 고강도 정현파 진동 및 높은 가속도에 의한 준정적 하중 등 다양한

Table 3 The specified power spectral density for random vibration analysis

Frequency [Hz]	PSD [g^2/Hz]
20	0.295
50-800	1.816
2000	0.295

하중 요소를 종합적으로 고려해야 한다. 반면, 캔위성은 1 km 미만의 고도에서 운용되며 모델 로켓의 낮은 출력과 단일 스테이지 발사, 비교적 간단한 전개 메커니즘을 사용하는 교육/연구용 플랫폼의 특수성을 가진다. 따라서 우주 환경에서 요구되는 극한의 온도 및 진공 조건은 주요 제약 조건으로 고려하지 않았으며, 소형 발사체의 낮은 출력과 단순한 구조적 특성으로 인해 음향 하중 및 파이로 충격 해석의 중요성이 상대적으로 낮다. 또한, 캔위성은 모델 로켓의 페어링 내부에 탑재되어 발사된다. 따라서 외부 공기와와의 직접적인 마찰에 의한 하중이 구조체에 미치는 영향은 극히 미미하다고 판단하여 해석 조건에서 제외했다. 이에 본 연구는 NASA의 PSD 파라미터를 적용하여 발사 시 발생하는 기계적 진동 환경에 대한 구조 안정성 확보에 연구 초점을 맞췄다. 따라서 캔위성 설계에서는 실제 발사 환경에 적합한 랜덤 진동 해석과 모달 해석을 중심으로 민감한 전자 장비와 구조 안정성을 확보하는 것이 효율적이다.

$$ASD(20,2000 \text{ Hz}) = 0.013 \times (22.7/W) \quad (1)$$

$$ASD(50 - 800 \text{ Hz}) = 0.08 \times (22.7/W)$$

$$M. o. S = \frac{Yield \text{ Stress}}{Safety \text{ Factor} \times Equivalent \text{ Stress}} - 1 \geq 0 \quad (2)$$

SpaceX는 자사의 주요 발사체인 Falcon 9과 Falcon Heavy에 대해 구조 안정성을 확보하기 위한 설계 기준으로 다음과 같은 고유진동수를 요구한다. 횡방향 고유진동수는 10 Hz 이상, 축방향 고유진동수는 25 Hz 이상이어야 하며, 모든 2차 구조물의 최소 공진 주파수는 35 Hz 이상으로 설정된다. 이를 바탕으로, 2차 구조물에 해당하는 캔위성의 설계 최소 고유진동수는 35 Hz로 설정했다[21].

랜덤 진동 해석을 수행하기 위해 필요한 입력 데이터로는 Power Spectral Density (PSD)가 활용되며, NASA의 진동 하중 설계 지침을 참조하여 분석을 진행했다[22]. 위 식(1)은 위성의 질량(W)에 따른 PSD 값을 계산하는 공식이며, Table 3에 기재된 PSD 값은 주파수 대역별 진동 에너지 분포를 정의한다. 랜덤 진동 해석 결과는 등가 응력과 안전마진을 계산식(2)을 사용하여 구조체의 안정성 평가에 활용되었다.

3. 구조체 해석 및 검증

3.1 최종 모델 선정

캔위성의 구조적 안정성을 확보하기 위해 세 가지 설계 케이스

Table 4 The modal and random vibration analysis results of the each case

Analysis type		Case 1	Case 2	Case 3
Modal [Hz]	1 st mode	20.0	55.6	58.6
	2 nd mode	20.9	61.6	63.9
	3 rd mode	23.9	84.4	83.9
Random vibration [MPa]	X axis	17.3	62.3	125
	Y axis	109	108	162
	Z axis	22.0	174	121

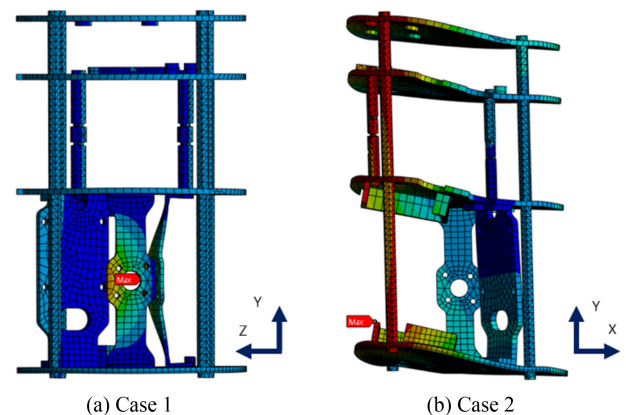


Fig. 4 The modal analysis results

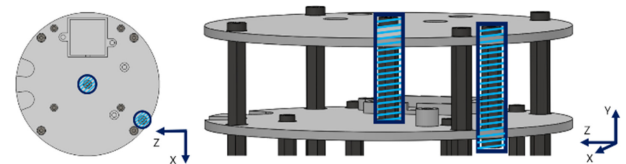


Fig. 5 The upper structure of the CANSAT with added supports

(Case 1, Case 2, Case 3)에 대해 모달 해석과 랜덤 진동 해석을 수행하였으며, 그 결과는 Table 4에 요약되어 있다. 각 케이스의 모달 해석 결과로부터 1차, 2차, 3차 고유진동수를 도출했으며, 랜덤 진동 해석에서는 X, Y, Z 각 축에 대해 PSD를 적용하여 등가 응력을 비교했다. Fig. 4는 Case 1과 Case 2의 1차 모달 해석 결과이다.

모달 해석 결과, 리액션 휠 작동 시 진동이 가장 많이 전달되는 모터 브라켓 부위에서 최소 고유진동수가 나타났다. 이로 인해 해당 부위가 설계에서 가장 약한 부분이 될 가능성이 크다고 판단되었다. Case 1의 결과를 바탕으로 모터 브라켓의 재질을 금속인 SS400으로 변경하였다. 재질 변경 후 Case 2에 대한 모달 해석 결과, 최소 고유진동수가 모터 브라켓에서 먼 구조물에 발생하는 것을 확인했다.

Case 2의 분석 결과를 반영하여 상단 구조물에 Fig. 5와 같이 서포트를 추가했다. 이를 통해 구조적 강성을 증가시켰다. 최종적으로 Case 3의 해석 결과가 가장 안정적인 것으로 나타났다. 따라서 Case 3의 설계를 최종 모델로 선정했다.

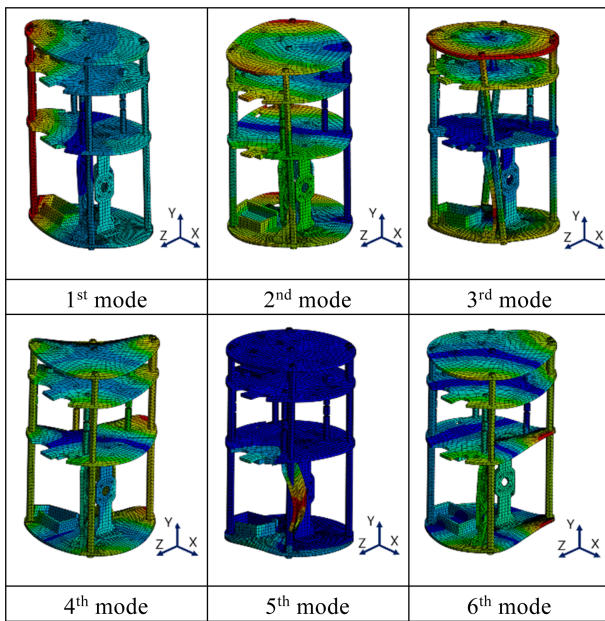


Fig. 6 The mode shape of the case 3

Table 5 The modal analysis results of the case 3

Mode	Frequency [Hz]
1 st mode	58.6
2 nd mode	63.9
3 rd mode	83.6
4 th mode	98.0
5 th mode	115.1
6 th mode	124.8

3.2 모달 해석 결과

캔위성 구조물의 동적 특성을 분석하기 위해 모달 해석을 수행하였으며, 그 결과는 Fig. 6과 Table 5에 나타나 있다. 모달 해석 결과, 캔위성의 첫 6개의 모드에 대한 고유진동수는 각각 58.6, 63.9, 83.6, 98.0, 115.1, 124.8 Hz로 나타났다. 해석된 고유진동수는 SpaceX의 설계 기준에서 요구하는 2차 구조물의 최소 공진 주파수인 35 Hz를 모두 초과하는 값이다.

따라서 캔위성이 발사체로부터 발생할 수 있는 진동 하중에 대해 구조적으로 충분한 안정성을 갖추고 있음을 의미한다. 또한, 각 모드 형상에서 구조물의 주요 변형 양상을 확인할 수 있었다. 특히 1차와 2차 모드는 횡방향 진동과 관련된 형상을 나타내며, 이후 모드에서는 보다 복잡한 변형 패턴이 관찰되었다. 이러한 결과는 캔위성 설계 시 예상된 동적 거동과 일치하며, 고유진동수 설계 기준을 만족함으로써 구조적 안정성이 확보되었음을 증명했다. 따라서 캔위성은 실제 발사 환경에서 요구되는 진동 하중 조건을 충분히 견딜 수 있을 것으로 판단된다.

3.3 랜덤 진동 해석 결과

나사의 PSD 파라미터를 적용한 랜덤 진동 해석 결과, Fig. 7과 같이 X축으로 PSD를 가했을 때는 모터와 플라이휠과 같이 질량이 큰 부품이 집중된 모터 브라켓에서 최대 등가 응력인 157 MPa가 가해졌다. 이는 큰 질량을 가진 부품들이 진동 시 모터 브라켓에 전달되는 하중이 집중되어 발생한 결과로 해석된다.

Y축과 Z축에 PSD를 가했을 때, 1층과 2층 사이 서포트에서 최대 등가 응력이 각각 202와 151 MPa가 나타났다. 이러한 결과는 랜덤 진동 해석을 통해 설계의 취약 지점을 효과적으로 파악할 수 있음을 보여준다.

Table 6에는 안전계수를 적용한 등가 응력과 이에 따른 각 축의 안전마진율을 계산한 결과가 나와 있다. X축의 안전마진율은 0.605, Y축은 0.248, Z축은 0.669로 나타났으며, 이는 설계 기준을 만족하는 값으로 랜덤 진동에 대한 캔위성의 구조적 안정성이 검증되었음을 나타낸다.

Y축에서 상대적으로 높은 응력이 발생한 이유는 플라이휠과 리튬 폴리머 배터리와 같은 질량이 큰 부품이 평면 방향 질량 중심에서 멀리 위치하기 때문이다. 이로 인해 진동 시 큰 모멘트가 발생하고, 서포트 구조에 하중이 집중되었기 때문이다. 랜덤 진동 해석을 통해 캔위성의 설계가 발사 환경에서 요구되는 구조적 안정성을 충족함을 확인했으며, 이를 기반으로 최적화된 구조 설계를 도출하였다.

4. 시스템 검증

4.1 실제 시스템 제작 및 운용 개요

본 연구는 FEM 해석 결과를 바탕으로 최종 선정된 Case 3 설계안을 적용하여 Fig. 8과 같이 캔위성 시스템을 제작했다. 개발된 캔위성은 캔위성 경연대회 참가를 목적으로 하였으며, 실제 모델 로켓 발사체에 탑재되어 운용됐다. 본 검증의 목적은 FEM 시뮬레이션을 통해 예측한 구조적 안정성이 실제 발사 환경에서도 타당하게 유지되는지를 확인하는 데 있다.

4.2 구조 안정성 운용 검증

FEM 해석은 NASA의 PSD 파라미터와 SpaceX의 최소 고유진동수 기준(35 Hz)을 적용하여 발사 진동 환경에 대한 구조적 안정성을 평가했다. 실제 발사 과정에서 캔위성은 모델 로켓의 최대 가속도(7G) 및 고강도 진동에 노출되었으며, 발사-비행-전개 전 과정에서 구조적 파손 없이 임무를 수행했다. 내부 서브 시스템 또한 정상적으로 작동하여 부여된 모든 임무 목표를 달성했다. 이와 같은 운용 결과는 FEM 해석을 통해 확보한 최소 고유진동수 및 구조적 안전마진이 실제 운용 환경에서 발생한 기계적 하중을 충분히 견뎌냈음을 입증한다. 따라서 본 연구에서 제안된 구조 설계가 모델 로켓 발사 환경에서 요구되는 구조적 성능을 충족함을 확인했다.

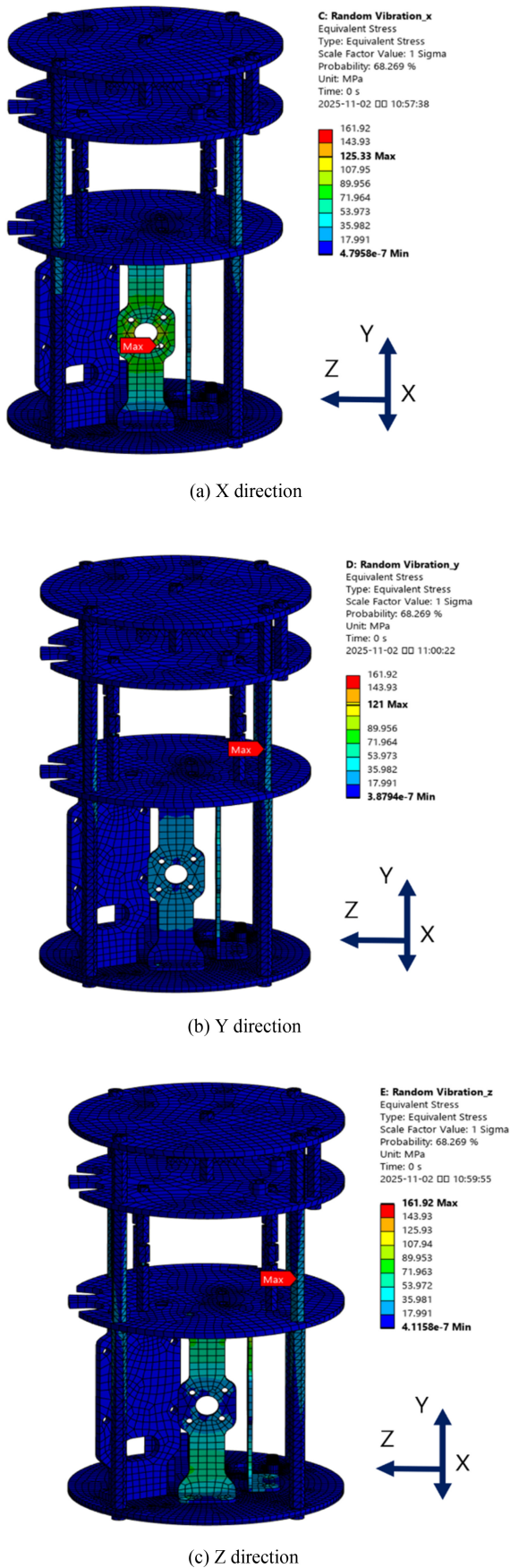


Fig. 7 The random vibration analysis results of the case 3

Table 6 The safety margin of the case 3

PSD G direction	Equivalent stress	M.o.S
X axis	157 MPa	0.605
Y axis	202 MPa	0.248
Z axis	151 MPa	0.669



Fig. 8 The flight model of the 3D printed case 3

5. 결론

본 연구는 3D 프린팅 기반 캔위성 구조체의 발사 환경 대응성을 검증하기 위해 FEM 해석과 실제 시스템 제작 및 발사 운용 실험을 통합적으로 수행했다. 두 결과는 일관성을 보였으며, 이를 통해 3D 프린팅 구조물이 적절한 설계 기법과 제작 조건을 갖출 경우 실제 발사 환경에서도 안정적으로 운용될 수 있음을 확인했다.

적층 방향, 내부 채움 밀도, 하중 전달부 보강, 그리고 서포트 구조의 적용이 고유진동수 향상과 진동 하중 저감에 효과적이라는 점을 규명했다. 이는 FFF 방식으로 제작된 구조물이 진동 환경에서 어떤 거동 특성을 가지는지 이해하는데 기여하며, 초소형 위성 구조 설계에서 고려해야 할 실질적 설계 요소들을 제시한다.

실제 캔위성 발사 운용을 통해 FEM 기반 구조 설계가 현실적인 진동, 가속도 환경에서도 높은 신뢰도로 구현됨을 확인했다. 이를 통해 해석 중심 설계 절차의 타당성을 검증함과 동시에, 3D 프린팅 구조체가 교육용 캔위성뿐 아니라 저비용 초소형 위성 플랫폼에서도 충분한 적용 가능성을 가진다는 점을 입증했다.

본 연구에서 제시한 설계 및 제작 접근법은 3D 프린팅 구조체의 구조 안정성을 향상시키기 위한 핵심 전략을 실제 사례 기반으로 검증했으며, 향후 초소형 위성 구조 경량화와 저비용 제작 연구의 기반 자료로 활용할 수 있다.

ACKNOWLEDGEMENT

본 연구는 대한민국 정부(산업통상자원부 및 방위사업청) 재원으로 민군협력진흥원에서 수행하는 민군기술협력사업(22-CM-EC-35) 및 2025년도 교육부 및 대전광역시의 재원으로 대전RISE센터의 지원을 받아 수행된 지역혁신중심 대학지원체계(RISE)의 결과(2025-RISE-06-002)입니다.

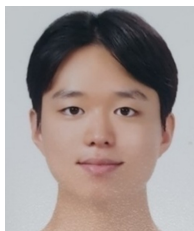
REFERENCES

1. Park, S. D. and Kim, B. J., Lee, H. G., Kim, D. H., Seo, S. H., Jeon, B. K., Kim, E. E., (2020), Earth observation satellite market, private investment, and newspace trends, Proceeding of the KSAS Spring Conference, 388-391.
2. Chen, Q., Giambene, G., Yang, L., Fan, C., Chen, X., (2021), Analysis of inter-satellite link paths for leo mega-constellation networks, IEEE Transactions on Vehicular Technology, 70(3), 2743-2755.
3. Staehle, R. L., Blaney, D., Hemmati, H., Jones, D., Klesh, A., Liewer, P., Lazio, J., Lo, M. W., Mouroulis, P., Murphy, N., Pingree, P. J., Wilson, T., Anderson, B., Chow, C. C., Betts, B., Friedman, L., Puig-Suari, J., Williams, A., Svitek, T., (2013), Interplanetary cubesats: opening the solar system to a broad community at lower cost, Journal of Small Satellites, 2(1), 161-186.
4. Viscio, M. A., Viola, N., Corpino, S., Stesina, F., Fineschi, S., Fumentì, F., Circi, C., (2014), Interplanetary CubeSats system for space weather evaluations and technology demonstration, Acta Astronautica, 104(2), 516-525.
5. Goel, A., Krishnamoorthy, S., Swenson, T., West, S., Li, A., Crew, A., Phillips, D. J., Screve, A., Close, S., (2017), Design for CubeSat-based dust and radiation studies at Europa, Acta Astronautica, 136, 204-218.
6. Babuscia, A., Cheung, K. M., Divsalar, D., Lee, C., (2015), Development of cooperative communication techniques for a network of small satellites and CubeSats in deep space: The SOLARA/SARA test case, Acta Astronautica, 115, 349-355.
7. Moon, J. G., Park, H. J., Ahn, C. I., Kim, S. J., Jeong, I. S., Kim, Y. D., (2006), Development of micro-nano satellite, CANSAT, Proceedings of the KSAS Fall Conference, 753-756.
8. Won, S. H., Jun, H. Y., Kim, S. H., Lee, S. R., (2012), Very smallsatellite program for expending the space technologybase: Cansat competition, Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 40(7), 636-645.
9. Choi, Y. S., Lee, S. H., Kim, S. H., (2018), Development of a CanSat release system for flight test, Proceedings of the KSAS Spring Conference, 516-517.
10. Kim, M. G., Kim, H. D., Choi, W. S., Kim, J. H., Kim, G. D., Kim, J. S., Jo, D. H., (2022), Case studies and lessons learned from launch environmental test for nanosatellites, Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 50(6), 423-433.
11. Seo, J. G., Park, H. Y., Lee, S. Y., (2014), Overview of model rocket for cansat launching, Proceedings of the KSAS Fall Conference, 995-998.
12. Park, S. H., Maeng, H. H., Heo, J. Y., Ham, J. G., Kang, J. G., Kim, G. H., (2024), Satellite optical system manufacturing technology using 3D printing technology, Journal of the Korean Society for Precision Engineering, 41(2), 117-122.
13. Lee, Y. H., Lee, M. T., Kwon, S. E., Kim, K. H., Park, J. H., (2023), Structural analysis and design of nanosatellite with 3D printed aluminum frame, Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers, 22(2), 33-38.
14. Česnik, M., Slavič, J., Boltežar, M., (2023), Accelerated vibration-fatigue characterization for 3D-printed structures : Application to fused-filament-fabricated PLA samples, International Journal of Fatigue, 171, 107574.
15. Abeykoon, C., Sri-Amphorn, P., Fernando, A., (2020), Optimization of fused deposition modeling parameters for improved PLA and ABS 3D printed structures, International Journal of Lightweight Material and Manufacture, 3(3), 284-297.
16. Seol, K. S., Zhao, P., Shin, B. C., Zhang, S. U., (2018), Infill Print parameters for mechanical properties of 3D printed PLA parts, Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers, 17(4), 9-16.
17. Seol, K. S., Zhang, S. U., Jo, V. H., Shin, B. C., (2017), Evaluation of equivalent mechanical properties according to filling density of PLA parts fabricated by fused deposition modeling, Proceedings of the KSMPE Autumn Conference, 36.
18. Yadav, P. K., Abhishek, Singh, K., Bhaskar, J., (2019), Effect of infill percentage on vibration characteristic of 3D-printed structure, in: International conference on advanced production and industrial engineering, Springer.
19. Fagerudd, J., (2014), Stress simulation of the SEAM CubeSat structure during launch, Master's Thesis, KTH Royal Institute Of Technology.
20. Alhammadi, A. N., Al-Shaibah, M., Almesmari, A., Vu, T., Tsoupos, A., Jarrar, F. S., Marpu, P. R., (2019), Quasi-Static and dynamic response of a 1U nano-satellite during launching, Proceedings of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences.
21. Space Exploration Technologies Corp., (2021), Falcon user's guide. <https://web.mit.edu/2.70/Reading%20Materials/SpaceX%20Falcon-users-guide-2021-09.pdf>
22. NASA Goddard Space Flight Center, (2013), General environmental verification standard (GEVS) for GSFC flight programs and projects, (Report No. GSFC-STD-7000A). https://explorers.larc.nasa.gov/2019APSMEX/MO/pdf_files/gsfcd-std-7000a_final_3-28-18.pdf

**Youngmo Seong**

B.Sc. candidate in the Department of Mechanical Engineering, Hanbat National University. His research interest is aerospace engineering.

E-mail: dudah4992@naver.com

**Eungdo Kim**

B.Sc. candidate in the Department of Mechanical Engineering, Hanbat National University. His research interest is aerospace engineering.

E-mail: 20191098@edu.hanbat.ac.kr

**Hyochang Lee**

B.Sc. candidate in the Department of Mechanical Engineering, Hanbat National University. His research interest is aerospace engineering.

E-mail: dlgyckd99@naver.com

**Jinsung Rho**

Professor in the Department of Mechanical Engineering at Hanbat National University since 2021. His research focuses on metrology and inspection (MI) techniques for semiconductor packaging. His broader interests include nano- and microscale technologies, as well as structural and thermal analysis for space systems.

E-mail: Jinsung.rho@hanbat.ac.kr

**Changbeom Choi**

Professor in the Department of Computer Engineering, Hanbat National University. His research interest is computer simulation.

E-mail: cbchoi@hanbat.ac.kr