



다양한 발사 환경을 고려한 쿼드콥터형 캔위성의 구조 설계와 안전성 연구

Structural Design and Analysis of a Quadcopter Type CanSat for Diverse Launch Conditions

이용선¹, 임현규¹, 양현창¹, 최창범^{2, #}, 노진성^{1, #}
Yongseon Lee¹, Hyeongyu Lim¹, Hyeonchang Yang¹, Changbeom Choi^{2, #}, and Jinsung Rho^{1, #}

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

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

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

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

KEYWORDS: Structural analysis (구조해석), Modal analysis (모드 해석), Random vibration analysis (랜덤 진동 해석), Acceleration load analysis (가속도 하중 해석)

This study evaluates the structural design and safety of the CanSat in launch environments. The CanSat serves as an educational replica satellite, allowing users to experience the design and operation of small satellites. To ensure stable operation during launch, the structural analysis and design must consider external forces, including vibration and acceleration loads. We determined the material properties for the structure and conducted modal and random vibration analyses, comparing the results with launch environment data from NASA, ECSS, Falcon 9, and Soyuz-2. Additionally, we performed an acceleration load analysis using actual data from CanSat launches during competitions. The modal analysis indicated that the first natural frequency was 65.34 Hz, which exceeds the required threshold. The random vibration and acceleration load analyses further confirmed the structural safety of the design. While the data from NASA and ECSS were conservatively set, reflecting higher vibration intensities, the Falcon 9 and Soyuz-2 launch vehicles provided relatively lower vibration environments due to differences in their designs. Overall, the results demonstrate that the CanSat's structural integrity is maintained under the conditions analyzed for Falcon 9 and Soyuz-2.

Manuscript received: March 21, 2025 / Revised: August 24, 2025 / Accepted: August 27, 2025

1. 서론

최근 우주 산업은 급격한 변화와 혁신을 겪으며 ‘뉴스페이스 (New Space)’ 시대에 진입하고 있다. 이 시대는 민간 기업의 적극적인 우주 개발 참여와 기술 발전을 바탕으로 우주 산업이 기존의 정부 중심에서 상업적, 민간 주도로 전환되고 있는 것을 의미한다[1]. 특히 저비용 고효율을 추구하는 초소형 저궤도 위성에 대한 수요가 급격히 증가하고 있다. 초소형 위성은 군집 운용으로 임무를 수행하는 100 kg급 이하 위성을 총칭하는 용어로 통신, 지구 관측, 과학 탐사 등 다양한 분야에서 초소형 위성의 역할이 날로 중요 해지고 있다. 이러한 흐름에 따라 초소형 위성의 설계와 운영을 실제로 경험할 수 있는 교육 프로그램의 필요성이 높아지고 있다. 교육적 요구를 충족하기 위해 교육용

모사 위성인 캔위성이 활용되고 있다[2]. 캔위성은 음료수 캔 형태의 초소형 위성으로 로켓을 이용하여 지상으로부터 약 500-1,000 m 높이까지 발사되며 공중에서 서서히 낙하하면서 임무를 수행한다. 이는 기본적인 위성의 구조 및 체계를 이해하는데 도움이 된다. 발사체에 탑재된 위성은 발사 시 충격 하중, 음향 진동, 랜덤 진동 등을 받게 된다[3]. 캔위성의 안정적인 운용을 위해서 설계 시 로켓과 구조체의 공진 방지와 발사 시 발생할 수 있는 불규칙한 진동과 충격, 하중 변화에 대한 안전성 평가를 위해 구조해석 및 설계가 이루어져야 한다.

이에 따라 해외에서 캔위성의 구조해석에 관한 연구가 선행되었다. 로버 형태 캔위성의 비공기압 바퀴가 장애물 경로 주행에 대한 시뮬레이션을 수행하여 구조해석 결과를 분석하는 연구[4]를 수행하였으며, 캔 위성 설계 및 드론이나 로켓 발사체와

같은 운송 수단으로 인해 발생하는 진동 환경 및 가속도에서의 동적 거동을 구조해석 하여 연구[5] 사례가 있다. 하지만 일부 모델에 대해 진행하거나 로켓 발사체의 가속도를 예측하여 구조해석을 진행하기 때문에 전체적으로 다양한 동적 거동을 확인하기 어렵다는 한계가 있다.

또한 국내에서도 초소형 위성인 큐브위성의 구조체 설계와 구조해석을 통해 설계된 구조체의 안전성을 분석하는 연구[6-8]가 수행되었다. 국내 캔위성과 관련해서는 인공지능 알고리즘을 운용할 수 있는 소형 컴퓨터를 기반으로 차량 추적 기능을 수행하는 캔위성 시스템을 개발하는 연구[9] 및 낙하하는 동안 태양이 떠 있는 방향으로 센서부를 지향하는 캔위성을 제작하는 논문[10]이 보고되었다. 이러한 선행 연구들은 진동 환경에 대한 구조물 신뢰성 분석이 중요함을 보여준다. 본 연구와 유사하게 부품의 구조적 신뢰성을 예측하기 위해 유한요소 모델을 활용한 모드 해석 및 진동 특성 분석과 관련된 연구 사례가 있다[11-13].

본 논문에서는 캔위성의 전체 모델에 대한 발사체 발사 시 가속도에서의 동적거동 뿐만 아니라 모드 해석과 발사체에서 제공하는 진동 데이터를 이용하여 구조체의 안전성을 평가하고자 한다. 발사체 제작 회사 및 국가별 항공우주국에서 설계 시 필요한 자료들을 제공하고 있다. 이 자료들은 발사체의 엔진, 분리 과정, 추진체 등 다양한 요인들에 의해 데이터 값이 달라질 수 있다. 본 논문에서 SpaceX의 Falcon 9, 러시아의 Soyuz와 National Aeronautics and Space Administration (NASA), European Cooperation for Space Standardization (ECSS)에서 제공하는 발사 환경 데이터들을 비교하여 구조해석을 진행하였다.

2. 캔위성 구조체의 설계 및 구조해석

2.1 구조체 형상 기초설계 및 재료선정

설정한 캔위성의 임무는 공중에서 낙하하면서 탑재된 카메라 모듈로 지상을 감시하는 역할로 낙하 과정에서 촬영의 안정성과 낙하 지연을 제어하기 위해 쿼드콥터가 사용된다. 캔위성은 4개의 모터와 프로펠러를 포함하여 센서, 통신 모듈, GPS 모듈, 카메라 모듈, 배터리, 서보 모터, Single Board Computer (SBD) 등 다양한 구성요소로 이루어져 있으며. 이러한 부품들은 Fig. 1에 나타나 있다. 구조체는 발사체에 탑재될 수 있도록 지름 110 mm, 높이 200 mm, 무게 1 kg 이내로 제작하였으며 질량 중심(Center of Mass)은 캔위성의 안정적인 운용을 보장하기 위해 Fig. 2와 같이 구조체의 중심부에 위치하도록 설계되었다. 쿼드콥터 전개는 내부에 서보 모터가 회전하여 모터 암(Motor Arm)이 전개할 수 있도록 설계하였다. 각 센서와 부품들은 구조체에 볼트와 너트로 체결되었으며, 외부와의 간섭을 방지하기 위해 카운터 보어(Counterbore) 기법을 사용하여 설계하였다.

구조체 주재료는 PLA로 3D 프린터를 통해 출력하였으며, 추가적인 내구성을 위해 STS 304 서포트를 사용하였다. 설계에

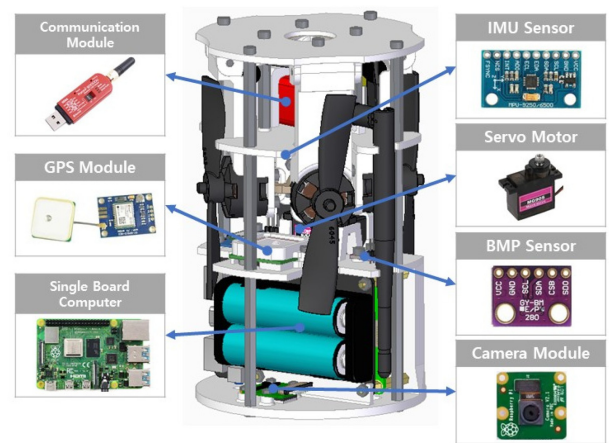


Fig. 1 Overall configurations for CanSat

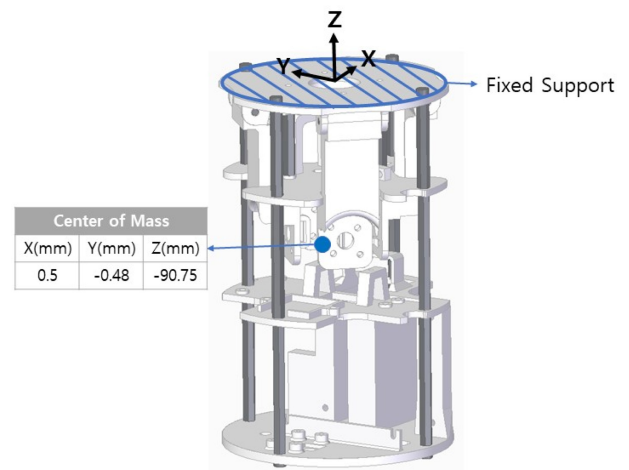


Fig. 2 Designed CanSat structure

Table 1 Material properties of CanSat structure

Properties	Unit	PLA (30%)	PLA (75%)	STS 304
Young's Modulus	GPa	0.375	0.473	195
Poisson's ratio	-	0.36	0.36	0.27
Density	kg/m ³	870	1140	7969
Yield strength	MPa	14	24	252.1
Tensile strength	MPa	17.7	28.7	565.1

사용된 PLA 필라멘트 출력물은 내부 채움(Infill)에 따라 기계적 성질이 달라진다. PLA의 인장 실험을 통해 내부 채움이 30-50%일 때 인장 계수의 큰 차이가 없고[14] PLA가 열에 의한 수축 팽창이 있다는 점에서 큰 밀도는 출력과정에서 변형이 발생하여 가벼우면서 강도는 차이가 없는 30%를 선정하였으며. 그 외 응력을 집중적으로 받는 부분에 대해서는 75%의 내부 채움을 적용하였다. 내부 채움에 따라 탄성계수와 항복응력도 달라지는데 인장시험 연구 결과를 통해 선정하였으며[15,16], STS 304의 물성치와 함께 Table 1에 정리해 두었다.

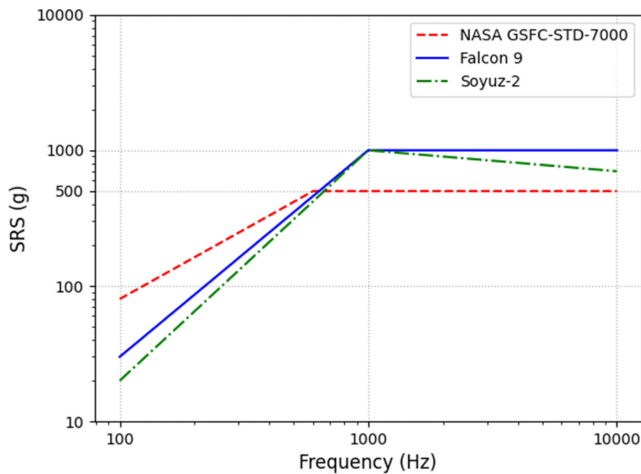


Fig. 3 Shock response spectrum at the space craft separation event

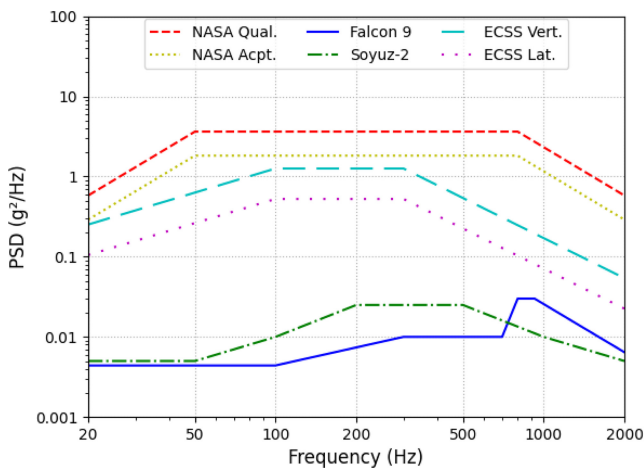


Fig. 4 Power spectral density according to launch environment

2.2 발사 환경 데이터 분석

발사체 제작 회사 및 국가별 항공우주국에서 다양한 자료를 제공하고 있다. Fig. 3은 NASA, SpaceX의 Falcon 9, 러시아의 Soyuz-2에서 제공하는 발사 환경 데이터 중 Shock Response Spectrum (SRS)을 나타낸 그래프이다[17-19]. Falcon 9과 Soyuz-2의 SRS는 발사체 분리 과정에 대한 충격 응답 스펙트럼이며, NASA의 데이터는 기타 하드웨어 요구사항을 위한 가이드라인으로 이 곡선을 초과하는 경우 하드웨어에 대한 비행 충격 테스트를 고려해야 한다.

Fig. 4는 발사 시 랜덤 진동 환경에서의 Power Spectral Density (PSD) 데이터이다. NASA는 Qualification (Qual.)과 Acceptance (Acpt.) 시험으로 나누어 기준을 제공한다[17]. ECSS는 탑재체의 위치에 따라 제공하는 기준이 다르며 위치가 외부 패널 또는 위치를 특정할 수 없는 경우 Vertical (Vert.)과 Lateral (Lat.) 방향의 기준을 제시하며, 외부 패널에 위치하지 않는 경우 모든 축방향으로 Lat.와 같은 기준을 제시한다[20]. NASA와 ECSS는 탑재체의 무게를 고려한 기준을 제시한다.

NASA의 General Environmental Verification Standard (GEVS) [17]와 ECSS의 Space Engineering – Testing [20] 기준에 명시된 절차를 참고하여, 무게가 1 kg을 기준으로 입력진동을 계산하였다. 이 기준들은 다양한 탑재체의 질량에 따른 진동 응답을 예측할 수 있는 가이드라인을 제공하며, 본 연구에서는 이 가이드라인에 따라 1 kg 캔위성에 적용되는 PSD 곡선을 설정하였다.

NASA와 ECSS의 경우 보수적인 설계, 광범위한 적용 범위와 같은 다양한 요소에 기인하여 높은 PSD 값이 설정되었다고 판단하였다. Falcon 9과 Soyuz-2는 LOX 산화제와 RP-1 연료를 추진제로 사용하며, 단 분리 시 공압 푸셔 분리 방식을 사용한다. Falcon 9은 2단 로켓에 9개의 Merlin 1D 엔진을 사용하지만, Soyuz-2는 3-4단 로켓에 1개의 RD-107 엔진과 같은 엔진을 사용하는 부스터가 4개이다. 그 외 다양한 차이점으로 인해 주어진 발사 환경 데이터가 다를 수 있다.

2.3 구조해석 조건 및 방법

2.3.1 안전계수 설정 및 해석 모델의 가정

재료 특성의 불균일성, 하중 및 응력 해석의 불확실성에 대비하여 안전계수를 설정해야 한다. NASA의 GSFC-STD-7000 [17]을 참고하여 금속 재질은 1.25, PLA는 1.5의 안전계수를 선정하였다. 또한 구조체의 안전성을 평가하기 위해 Margin of Safety (M.o.S)를 식(1)과 같이 값이 0 이상일 때 안전성을 확보한 경우로 판단하였다.

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

발사체에 탑재된 위성은 발사 시 충격 하중, 음향 진동, 랜덤 진동 등을 받게 된다. 캔위성의 경우 최대 1 km 상공까지 날아가기 때문에 상대적으로 짧은 비행 거리와 간단한 발사 환경 때문에 음향 진동과 분리 이벤트로 인한 충격 하중은 크지 않으며 캔위성은 발사체 내부에 탑재되어 비행하므로 외부 공기와 직접적인 마찰이나 압력 변화에 의한 유체역학적 하중의 영향은 미미하다고 판단하였다. 따라서 발사체 내부에서 발생하는 랜덤 진동과 가속도 하중만을 고려하여 구조해석을 진행하였다.

캔위성은 별다른 결속장치 없이 위성의 윗부분이 발사체의 아래쪽을 향하도록 탑재되기 때문에 구속조건이 명확하지 않다. 따라서 중력과 낙하산에 의한 고정과 가혹한 조건을 고려하여 Fig. 2와 같은 구속조건을 선정하였다. 각각의 부품은 접착제나 볼트를 사용하여 연결하였으며, 캔위성 구조체의 프레임과 지지대는 실제 볼트 체결 형상을 단순화하여 접촉면을 Bonded 조건으로 모델링하였다, 이는 계산 효율성을 확보하고 연결부에서의 상대 변위를 억제하여 강성 중심의 해석을 하기 위함이다. 센서와 같이 복잡한 형상의 부품을 모델링하는 것은 계산 시간과 자원을 많이 소모하므로 무게 중심과 질량만을 고려하여 Point Mass로 단순화시켜 해석을 진행하였다. 이러한 단순화는 캔위성 구조물 전체의 질량 분포와 관성 모멘트를 반영하여 전체 강성 및 동적 특성을 파악하는데 충분하다.

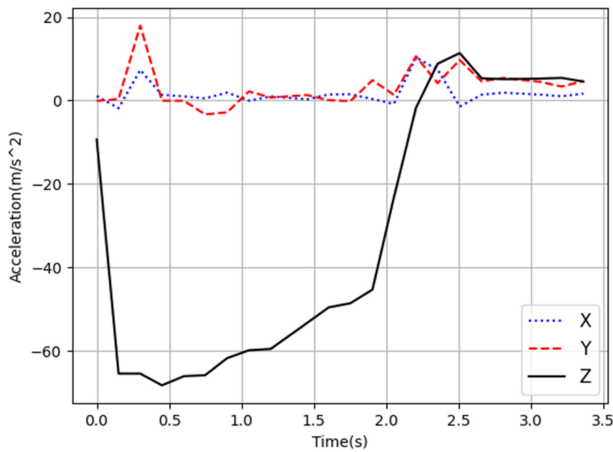


Fig. 5 Actual X, Y, Z axis acceleration data from CanSat launch environment

2.3.2 해석 방법 및 입력 조건

랜덤 진동 해석 시 발사 중 공진 현상을 피하고 동적 하중에 대한 안정성을 보장하기 위해 모드 해석을 진행하였으며, ECSS를 제외한 방향에 대해 조건이 없는 경우 X, Y, Z축에 각각 랜덤 진동을 가하였다. 해석 조건은 Fig. 3의 NASA와 ECSS, Falcon 9, Soyuz-2의 진동 규격을 기반으로[17-20] 다섯 조건에 대해 해석을 진행하였다. 여기서 감쇠비(Damping ratio)는 3D 프린터로 제작된 구조물의 진동 시험과 굽힘 시험을 통해 얻은 0.04로 선정하였다[21]. Fig. 5는 캔위성 경연대회에 참가하여 위성을 발사하는 과정에서 획득하였다. 캔위성 내부에 탑재된 가속도센서의 Z축을 발사체의 진행 방향으로 설정하였고 발사되는 동안의 X, Y, Z축별 가속도 값을 시간에 따라 측정한 값이다. 이 데이터를 활용하여 과도해석(Transient Analysis)을 통해 구조체에 가해지는 가속도 하중 해석을 진행하였다.

본 연구는 범용 해석 프로그램인 ANSYS Workbench를 이용하여 구조해석을 수행하였으며 Fig. 6과 같이 삼면체와 사면체 형태의 요소 수 37,443개, 절점 수 66,922개가 사용되었다.

3. 구조해석 결과

3.1 모드 해석

Falcon 9의 고유 진동수 기준은 횡방향 10 Hz, 축방향 25 Hz, 2차 구조물의 최소 공진 주파수는 35 Hz 이상을 요구한다[18]. 본 연구에서는 33개의 모드를 계산하였으며 결과는 Fig. 7에서 확인할 수 있다. 1차 고유 진동수는 65.34 Hz로 발사체의 고유 진동수와 30 Hz 이상의 차이를 보여 구조체가 발사체와의 공진에 대해 안정성을 확보하였다고 판단하였다.

3.2 랜덤 진동 해석

본 해석의 입력조건은 Fig.4에 제시된 NASA, ECSS, Falcon 9, Soyuz-2의 PSD 곡선을 사용하였다. 또한 발사 시 발생하는

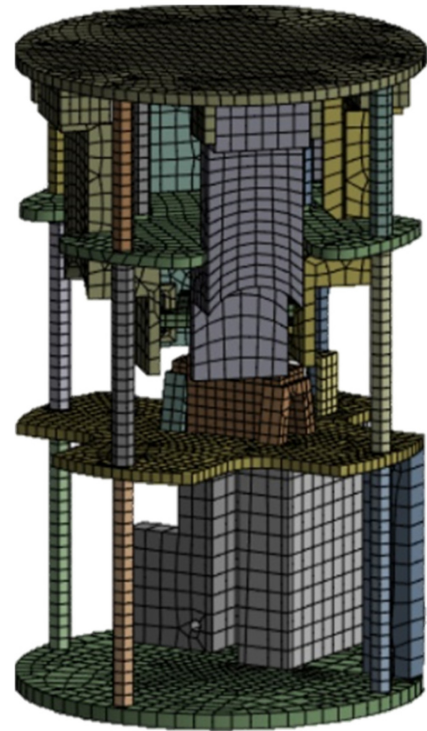


Fig. 6 Finite element mesh model of CanSat structure

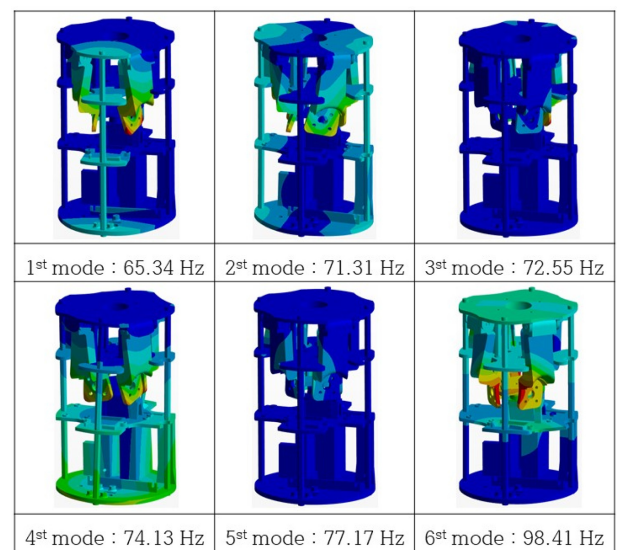


Fig. 7 Mode shape of structure

음향 및 구조적 진동이 20-20,000 Hz의 전 주파수 대역에 걸쳐 발생하며, 발사 초기에는 강한 저주파와 음속 돌파 시 중간 주파수, 단 분리 및 음향 반사에 의한 고주파가 발생한다[22]. 캔위성은 단 분리 없는 간단한 발사와 비교적 낮은 소음으로 20-500 Hz 대역의 모드 값을 구하여 랜덤 진동 해석을 진행하였다.

해석 결과는 Table 2에 정리된 M.o.S로 나타났다. Table 2를 보면 Falcon 9과 Soyuz-2 발사 환경에서의 캔위성이 구조적 안전성을 확보한 반면, NASA와 ECSS에서는 높은 진동 강도로

Table 2 Random vibration analysis results

Test Type	Dir	Max Stress [MPa]	M.o.S
NASA	Qual.	X	1677.10
		Y	1695.80
		Z	581.88
	Acpt.	X	1185.90
		Y	1199.19
		Z	411.45
Falcon 9	X	65.29	2.09
	Y	69.70	1.89
	Z	22.95	7.79
Soyuz-2	X	110.66	0.82
	Y	117.86	0.71
	Z	79.44	1.54
ECSS	X	479.31	-0.58
	Y	497.64	-0.59
	Z	340.04	-0.41

인해 안전여유율이 음수로 계산되어 안전성을 만족하지 못하는 것으로 분석되었다. 각 발사 환경에서의 응력 분포를 시각적으로 보여주기 위해 최대 등가응력이 X, Y, Z축에서 1677.10, 1695.80, 581.88 MPa로 가장 높은 NASA Qual. 조건과 각각 65.29, 69.70, 22.95 MPa로 가장 낮은 Falcon 9 조건의 결과를 각각 Figs. 8과 9에 나타냈다. 두 환경의 응력 레벨 차이가 크기 때문에 각 그림은 최대 응력이 발생하는 지점을 명확하게 보여 줄 수 있도록 개별적인 색상 범례를 적용하였다.

Fig. 4의 NASA와 ECSS, Falcon 9, Soyuz-2의 PSD 데이터와 Table 2의 결과를 비교해 보면 Falcon 9의 진동 강도가 더 낮은 것을 확인할 수 있다. NASA와 ECSS는 보다 다양한 상황에 대비해야 하므로 더 높은 진동 강도를 기준으로 하였고, Falcon 9과 Soyuz-2의 경우 화약을 이용한 분리가 아닌 공압식 시스템을 사용하여 페어링 분리 시 발생하는 충격과 진동이 크게 줄어들었으며, 액체 연료 추진 방식과 추력 조절을 통해 발사 시 발생하는 가속과 감속을 제어하여 탑재체에 도달하는 진동 강도를 감소시켜 NASA 대비 더 낮은 결과를 얻었다. 20-500 Hz의 진동 대역을 사용하여 상대적으로 중간 주파수가 더 높은 Soyuz-2가 Falcon 9 대비 응력이 더 높은 경향을 보였다.

3.3 가속도 하중 해석

가속도 하중 해석은 캔위성이 발사될 때 발생하는정적 가속도 하중에 대한 구조적 안전성을 평가하기 위해 수행되었다. 본 해석의 입력 데이터는 Fig. 5에 제시된 X, Y, Z축 가속도 데이터를 사용하였다. 설정된 가속도 하중 조건 하에 구조 해석을 수행한 결과 각 축 방향의 가속도 하중에 대한 등가 응력 분포는 Fig. 10에 나타나 있다. 또한 발사 중 시간에 따라 변화하는 응력 값은 Fig. 11 그래프를 통해 확인할 수 있다. 발사 후

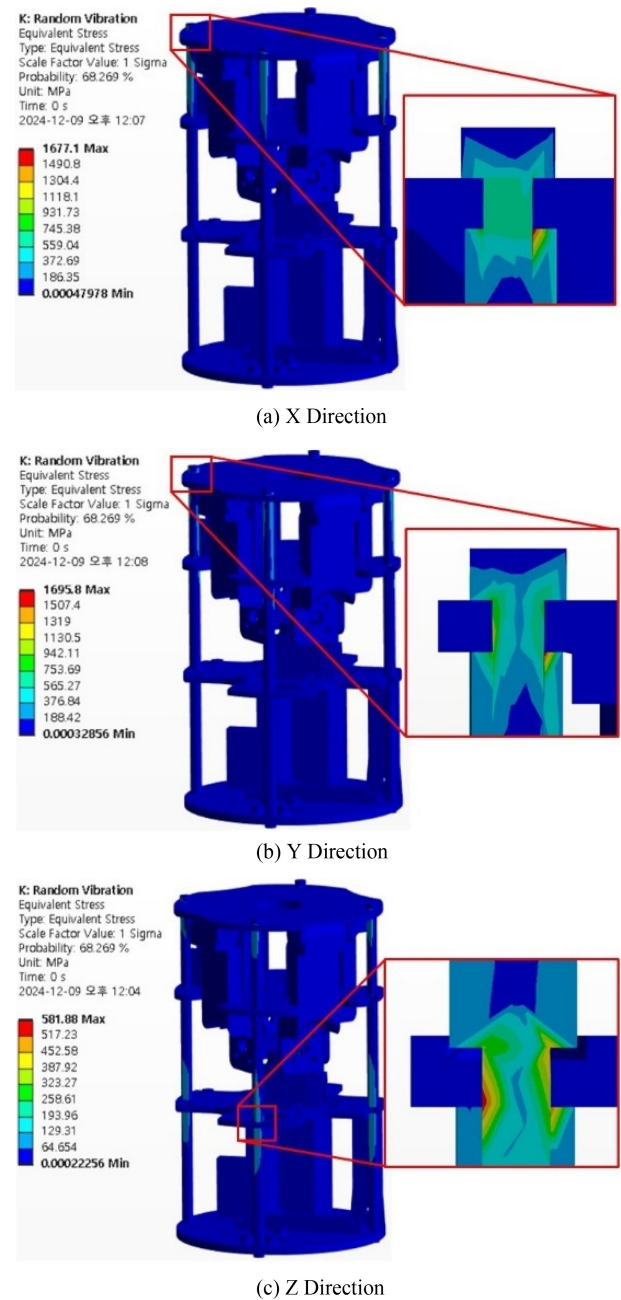


Fig. 8 Random vibration analysis for NASA Qual

0.30575 s에서 서포트 부분에 최대 70.94 MPa의 등가응력이 발생하였으며, 결과에 대한 M.o.S값은 1.84로 구조체가 실제 캔위성 발사체에도 안전성을 확보하였음을 확인할 수 있었다.

4. 결론

본 연구에서는 쿼드콥터 형태 캔위성에 대하여 설계 및 항공 우주국과 기업에서 제공하는 발사 환경 데이터를 비교하여 구조해석을 진행하였다. 설계된 구조체의 안전성을 확인하고자 ANSYS Workbench 프로그램을 사용하여 해석을 수행하였다.

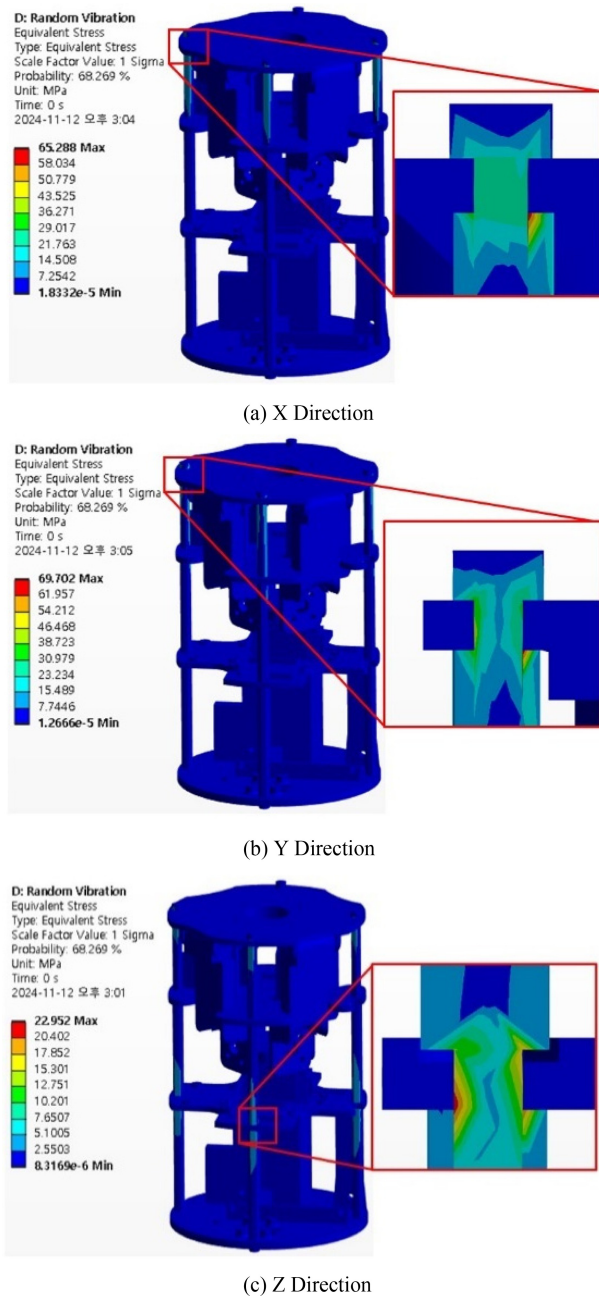


Fig. 9 Random vibration analysis for Falcon 9

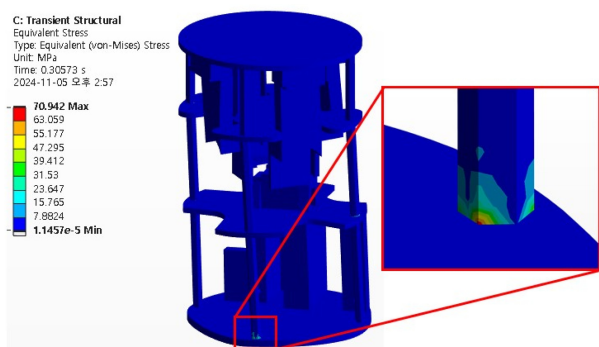


Fig. 10 Acceleration load analysis for X, Y, Z axis acceleration

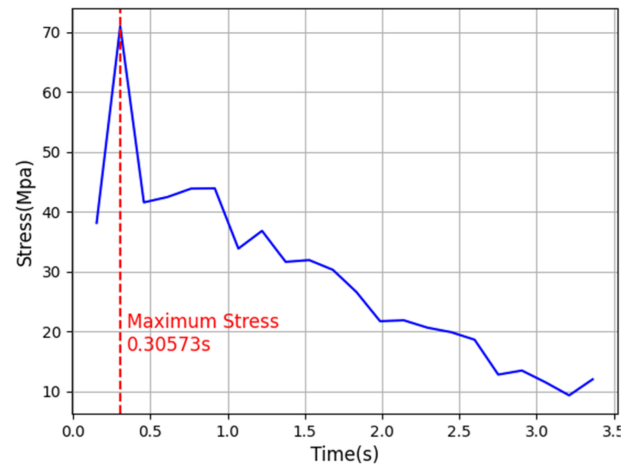


Fig. 11 Equivalent stress under acceleration load

NASA와 ECSS, Falcon 9, Soyuz-2에서 제공하는 데이터와 경연대회를 통해 얻은 캔위성 발사체의 축별 가속도 데이터를 구조체에 인가하였고 모드 해석, 랜덤 진동 해석 및 가속도 하중 해석을 수행하였다. 33개의 모드를 계산하여 수행한 모드 해석 결과 1차 모드는 65.34 Hz로 Falcon 9의 요구사항인 35 Hz 이상을 만족시켜 발사체와의 공진에 대해 안정성을 확보하였으며, 구조체의 X, Y, Z축 방향으로 다섯 조건의 랜덤 진동을 적용한 결과 NASA Qual.의 조건에서 가장 큰 최대 등가응력이 발생하였으며, Falcon 9에서 가장 작은 최대 등가응력이 계산되었다. 가속도 하중 해석 결과 최대응력은 70.94 MPa이었으며 서포트 연결부에서 발생하였다. 실제 캔위성 발사체의 가속도 데이터와 Falcon 9, Soyuz-2의 기준을 이용한 구조해석 결과 모두 0 이상의 안전여유율을 가졌으며 0에 근접한 결과라도 실제 위성 발사 환경이 캔위성의 발사 환경보다 가혹한 환경임을 고려했을 때 구조적으로 안전함을 확인할 수 있었다.

ACKNOWLEDGEMENT

본 연구는 대한민국 정부(산업통상자원부 및 방위사업청) 재원으로 민군협력진흥원에서 수행하는 민군기술협력사업(No. 22-CM-EC-35)의 지원으로 수행되었습니다.

REFERENCES

1. Lee, K. O., (2024), Changes in space policy brought by spacex, Space Policy Research, 9, 8-21.
2. Won, S.-H., Jun, H.-Y., Kim, S.-H., and Lee, S.-R., (2012), Very small satellite program for expanding the space technology base: cansat competition, Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 40(7), 636-645.

3. Israr, A., (2014), Vibration and modal analysis of low earth orbit satellite, *Shock and Vibration*, 2014, 1-8.
4. Nuñez-Quispe, J. J., (2021), Design and simulation of a rover cansat non-pneumatic wheel: preliminary study for a certain test obstacle path, *Proceeding of the 12th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering*, 484-488.
5. Gómez Roa, A., Paz González, M. L., Calvillo Téllez, A., Paz González, J. A., Morales Contreras, O. A., and Núñez Pérez, J. C., (2018), Structural dynamic analysis of cansat educational satellite, *Computación y Sistemas*, 22(2), 451-461.
6. Jang, J. I., and Park, S. H., (2019), Structural design and analysis of nanosatellite for microgravity scientific missions, *Journal of the Korean Society of Manufacturing Technology Engineers*, 28(2), 93-99.
7. Park, Y.-K., Kim, G.-N., and Park, S.-Y., (2021), Novel structure and thermal design and analysis for cubesats in formation flying, *Aerospace*, 8(6), 150
8. Shin, H.-S., and Kim, H.-D., (2018), Structural design and analysis of a 6U nano-satellite HiREV, *Journal of Aerospace System Engineering*, 12(3), 26-37.
9. Lee, Y. G., Yoo, S. H., Lee, S. H., and Lee, S. K., (2023), Development of CanSat system for vehicle tracking based on jetson nano, *Journal of the Korea Institute of Information and Communication Engineering*, 27(2), 161-169.
10. Jung, I.-J., Moon, J.-H., Kim, M.-S., and Lim, B.-D., (2013), Design of solar tracking CanSat, *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 41(4), 327-334.
11. Go, E. Y., Lee, G. S., and Nam, D. Y., (2012), A study on the vibration characteristic of the PCB assembly housing using modal analysis, *Proceedings of the Korean Society for Precision Engineering Autumn Conference*, 683-684.
12. Kim, K. B., Kim, J. N., Lee, H. S., Kim, H. C., Ku, T.-W., and Kang, B.-S., (2022), Structural integrity improvement on engine-generator support structure for hybrid drone through finite element analysis and experimental verification, *Journal of the Korean Society for Precision Engineering*, 39(12), 913-921.
13. Shin, D., Jang, S., and Kwon, M., (2025), Safety analysis of transportation vibration and mounting methods for a large radar system with a commercial truck, *Journal of the Korean Society for Precision Engineering*, 42(1), 11-18.
14. Abeykoon, C., Sri-Amphorn, P., and Fernando, A., (2020), Optimization of fused deposition modeling parameters for improved PLA and ABS 3D printed structures, *International Journal of Lightweight Materials and Manufacture*, 3(3), 284-297
15. Seol, K.-S., Zhao, P., Shin, B.-C., and 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.
16. Seol, K.-S., Zhang, S.-U., Jo, V.-H., and Shin, B.-C., (2017), Evaluation of equivalent mechanical properties according to filling density of PLA parts fabricated by fused deposition modeling, *Proceedings of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers Autumn Conference*, 36.
17. 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-7000a_final_3-28-18.pdf
18. Space Exploration Technologies Corp., (2021), Falcon user's guide. <https://web.mit.edu/2.70/Reading%20Materials/SpaceX%20Falcon-users-guide-2021-09.pdf>
19. Arianespace, (2018), Soyuz CSG user's manual, (Report No. Soyuz-2-usersmanuel-issue2-revision1). <https://www.yumpu.com/en/document/view/8552991/soyuz-csg-users-manual-arianespace>
20. European Cooperation for Space Standardization, (2002), Space engineering: testing, (Report No. ECSS-E-10-03A). <https://ecss.nl/standard/ecss-e-10-03a-testing/>
21. Yadav, P. K., Abhishek, Singh, K., and Bhaskar, J., (2021), Effect of infill percentage on vibration characteristic of 3D-printed structure, *Proceeding of the International Conference on Advances Production and Industrial Engineering*, 565-573.
22. Arenas, J. P., and Margasahayam, R. N., (2006), Noise and vibration of spacecraft structures, *Ingeniare. Revista Chilena de Ingeniería*, 14(3), 251-264.

**Yongseon Lee**

Received a B.S. degree in Mechanical Engineering from Hanbat National University in 2025, with research interests in aerospace engineering.

E-mail: apple9035@naver.com

**Hyeongyu Lim**

Received a B.S. degree in Mechanical Engineering from Hanbat National University in 2025, with research interests in aerospace engineering.

E-mail: a3756@naver.com

**Hyeonchang Yang**

Received a B.S. degree in Mechanical Engineering from Hanbat National University in 2025, with research interests in aerospace engineering.

E-mail: did46@naver.com

**Changbeom Choi**

Professor in the Department of Computer Engineering at Hanbat National University, with research interests in computer simulation.

E-mail: cbchoi@hanbat.ac.kr

**Jinsung Rho**

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

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