



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

2019년 8월

석사학위 논문

마이크로중력 과학미션 수행용 큐브위성 설계 및 해석

조선대학교 대학원

기계시스템 · 미래자동차공학과

장 정 익

마이크로중력 과학미션 수행용 큐브위성 구조 설계 및 해석

**Structural Design and Analysis of a CubeSatellite
for Microgravity Scientific Missions**

2019년 8월 23일

조선대학교 대학원

기계시스템 · 미래자동차공학과

장 정 익

마이크로중력 과학미션 수행용 큐브위성 설계 및 해석

지도교수 박 설 현

이 논문을 공학석사학위 신청 논문으로 제출함

2019년 4월


조선대학교 대학원

기계시스템·미래자동차공학과

장 정 익

장정익의 석사학위논문을 인준함

위원장 조선대학교 교수 곽재복 (인) 

위원 조선대학교 교수 박정수 (인) 

위원 조선대학교 교수 박설현 (인) 

2019년 5월

조선대학교 대학원

목 차

LIST OF TABLES	I
LIST OF FIGURES	II
NOMENCLATURE	IV
ABSTRACT	VI
제 1장 서 론	1
1.1 연구 배경 및 필요성	1
1.2 연구 목적 및 내용	6
제 2장 구조해석 이론	9
2.1 유한요소를 이용한 구조해석 이론	9
2.2 준정적해석(Quasi-Static Analysis) 이론	12
2.3 모드해석(Modal Analysis) 이론	14
2.4 랜덤진동해석(Random Vibration Analysis) 이론	17
제 3장 KMSL 큐브위성의 구조설계 및 해석	19
3.1 과학 탑재체의 하우징 설계 및 구조해석	19
3.2 큐브위성 설계 요구사항 및 형상 설계	26
3.3 준정적해석(Quasi-Static Analysis) 결과	34
3.4 모드해석(Modal Analysis) 및 랜덤진동해석(Random Vibration Analysis) 결과	42
제 4장 진동 시험 결과	50

제 5장 결 론..... 63

【참고문헌】 66

LIST OF TABLES

Table 1.1 Expansion of Space Budget by Country in 2015	2
Table 1.2 Domestic CubeSatellite Development Status	5
Table 1.3 Loading Conditions Spectra Provided by the Launch Operator and their Occurrence During Flight Stages and Separation Steps	7
Table 3.1 Payload1,2 Mesh Property	23
Table 3.2 Result in Payload1,2 Analysis	25
Table 3.3 KMSL CubeSatellite Requirements	27
Table 3.4 CubeSatellite Mesh Property	34
Table 3.5 CubeSatellite Interface Material Property	35
Table 3.6 Falcon 9 Test Characteristics of Quasi-Static	36
Table 3.7 Result in CubeSatellite Quasi-Static Analysis	41
Table 3.8 Result in Modal Analysis	42
Table 3.9 CubeSatellite Deformation According to Each Mode Shape	43
Table 3.10 Falcon 9 Characteristics of Random Vibration Test	44
Table 3.11 Result in Structural Random Vibration Analysis	48
Table 4.1 Test Characteristics of Low Level Sine Sweep Vibration Test	51
Table 4.2 Test Characteristics of Sine Vibration Test	51
Table 4.3 Accelerometer List	52
Table 4.4 Result in Low Level Sine Sweep	59
Table 4.5 REsult in Random Vibration	60

LIST OF FIGURES

Figure 1.1 Percentage of Space Budget by County in 2015	1
Figure 1.2 Participating Organizations by Space Business	2
Figure 1.3 Different CubeSatellite Sizes	3
Figure 1.4 P-POD Exterior and Cross Section	8
Figure 2.1 Mesh Configuration	9
Figure 2.2 Applied and Reaction Load Vectors	13
Figure 2.3 Modal Analysis Restraint Method	16
Figure 2.4 Single Degree of Freedom Systems	16
Figure 3.1 BK7 Regulation Design	20
Figure 3.2 Pressure Chamber Regulation Design	21
Figure 3.3 Payload1 Design	21
Figure 3.4 Payload2 Design	22
Figure 3.5 Payload1 Analysis	24
Figure 3.6 Payload2 Analysis	25
Figure 3.7 Designed 3U Structure for the KMSL CubeSatellite	30
Figure 3.8 NanoRacks P-POD Dimensions	31
Figure 3.9 Structure Dimensions	31
Figure 3.10 CubeSatellite Placement	33
Figure 3.11 CubeSatellite Restraint Method	36
Figure 3.12 CubeSatellite Quasi-Static Analysis	38
Figure 3.13 Result in Z CubeSatellite Interface Quasi Static Analysis	40
Figure 3.14 CubeSatellite Random Vibration Analysis	45
Figure 3.15 Result in Z CubeSatellite Interface Random Vibration Analysis	48
Figure 3.16 CubeSatellite Response PSD with Z axis	49

Figure 4.1 Block Diagram of KMSL Vibration Test Work Flow..... 50
 Figure 4.2 Accelerometer Location..... 52
 Figure 4.3 Vibration Test Setting..... 53
 Figure 4.4 Result in Low Level Sine Sweep Test..... 55
 Figure 4.5 Result in Sine Vibration Test..... 56
 Figure 4.6 Result in Random Vibration Test..... 57
 Figure 4.7 Result in Sine Burst Test..... 58
 Figure 4.8 Vibration Test CubeSatellite Result..... 62

NOMENCLATURE

ACRONYMS

EPS	Electric Power System
INSPIRE	Interplanetary Nano-Spacecraft Pathfinder in Relevant Environment
KMSL	Korea Microgravity Science Laboratory
MOS	Margin of Safety
OBC	Onboard Computer
PSD	Power Spectral Density
LLSS	Low Level Sine Sweep
TLE	Transient Luminous Events

SYMBOLS

E	Young's Modulus
ν	Poisson Ratio
$\{\sigma\}$	Stress [kg/m^2]
$\{\varepsilon\}$	Strain Vector
$[D]$	Elasticity Matrix
$[N]$	Shape Function
$[K]$	Total Stiffness Matrix
$\{u\}$	Nodal Displacement Vector
N	Number of Elements
$[K_e]$	Element Stiffness Matrix
$\{F^r\}$	Reaction Load Vector
$\{F^{nd}\}$	Applied Nodal Load Vector
$\{F^{ac}\}$	Acceleration Load Vector
$[M]$	Total Mass Matrix
$[M_e]$	Element Mass Matrix
$\{a_e\}$	Total Acceleration Vector

$\{F_e^{th}\}$	Element Thermal Load Vector
$\{F_e^{pr}\}$	Element Pressure Load Vector
f	Frequency
k	Stiffness
m	Mass
$m\ddot{x}$	Inertial Force
$c\dot{x}$	Damping Force
kx	Elastic Force
c	Damping Coefficient
k_s	Spring Constant
$x(t)$	Displacement
$f(x)$	External Force
ζ	Damping Ratio
γ_i	Participation Factor
S_{p_i}	Power Spectral Density for i_{th} mode
T	Thickness of Window
L	Length for Rectangular Window
P	Load per Unit Area
F_a	Apparent Elastic Limit or Rupture Modulus
η	Weld Joint Quality Factor
Φ	Radian Value for θ

ABSTRACT

Structural Design and Analysis of a CubeSatellite for Microgravity Scientific Missions

Jang, Jeong-Ik

Advisor : Prof. Park, Seul-Hyun, Ph.D.

Dept. of Mechanical System & Automotive Engineering,
Graduate School of Chosun University

Recently, the use of a variety of cubesatellites in the space industry has been receiving increased attention. A systematic structural design and analysis are required to effectively integrate avionics and payloads into the cubesatellite and protect them from launch and space environments. In this study, the structural design for the Korea Microgravity Science Laboratory (KMSL) cubesatellite were described followed by structural analysis.

To build and implement a robust structure for the KMSL cubesatellite, quasi-static and random vibration analyses were numerically conducted by following the GSFC-STD-7000 regulations which are similar to that of the Falcon 9. The predicted natural frequency of the designed structure for the KMSL cubesatellite was greater than the resonance frequency of the Falcon 9 launch vehicle. Additionally, the robustness of the structure was confirmed by the numerical results obtained from the quasi-static and random vibration analyses.

In this study a series of vibration experiments were additionally conducted to confirmed the robustness of the KSML cubesatellite. The vibration experiments performed in the study includes Low Level Sine Sweep, Sine Vibration, Random Vibration and Sine Burst (Quasi-Static). Through the LLSS and Sine Vibration experiments, the natural frequencies of the Cube satellites were determined, and random vibrations and sine bursts were used to determine the robustness of a satellites against vibrations and impacts. The structural safety of the cube satellite designed and fabricated finally was verified by comparing to results obtained from to numerical analysis.

1 장 서 론

1.1 연구 배경 및 필요성

20세기 중반 소련이 세계 최초로 인공위성을 발사한 것을 시작으로 미국과 소련의 우주경쟁이 시작되었다. 이러한 경쟁을 통하여 미국과 소련을 중심으로 우주관련 기술 및 산업이 비약적으로 발전할 수 있는 계기가 마련되었다. 이후 다른 나라들도 우주개발 경쟁에 뛰어들면서 우주관련 기술은 차세대 국가기반사업의 하나로 인식되기 시작하였고 우주개발에 대한 의지와 노력도 점진적으로 커져가고 있다.

우리나라도 90년대 초 우리별 1호를 시작으로 다목적 실용위성을 발사하는 등 본격적으로 우주개발 경쟁에 뛰어들었다. Figure 1.1은 2015년에 집계된 전 세계 우주 예산 중 국가별 예산 점유율을 나타낸 그래프이다. 그래프에서 볼 수 있는 바와 같이 우리나라의 예산 점유율은 미국·유럽·러시아·중국과 같은 다른 국가들에 비하여 매우 낮은 실정이다. 하지만, Table 1.1에 정리되어 있는 바와 같이 2014년과 2015년 사이 세계 각국의 우주예산 변화율을 살펴보면 우리나라의 예산 증가율이 21.4%로 비슷한 우주예산을 가지고 있는 나라들 보다 매우 높은 변화율을 보여주고 있고 이는 현재 우리나라의 우주개발에 대한 관심을 나타내고 있다.^[1]

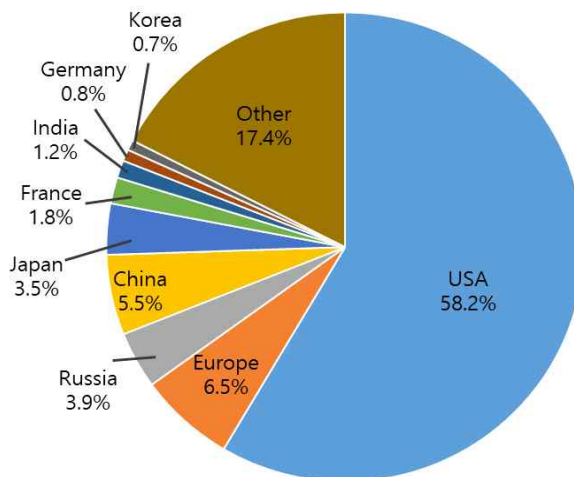


Figure 1.1 Percentage of Space Budget by County in 2015^[1]

Table 1.1 Expansion of Space Budget by Country in 2015^[1]

Country	Budget (Million Dollar)	2014~2015 Budget Change Rate
USA	\$ 44.567	3.2 %
Europe	\$ 4.944	8.1 %
Russia	\$ 2.992	0 %
China	\$ 4.21	-
Japan	\$ 2.656	-15.2 %
France	\$ 1.373	-1.5 %
India	\$ 0.912	12.2 %
Germany	\$ 0.596	4.3 %
Korea	\$ 0.553	21.4 %
Other	\$ 13.347	-
Total	\$ 76.516	-4.8 %

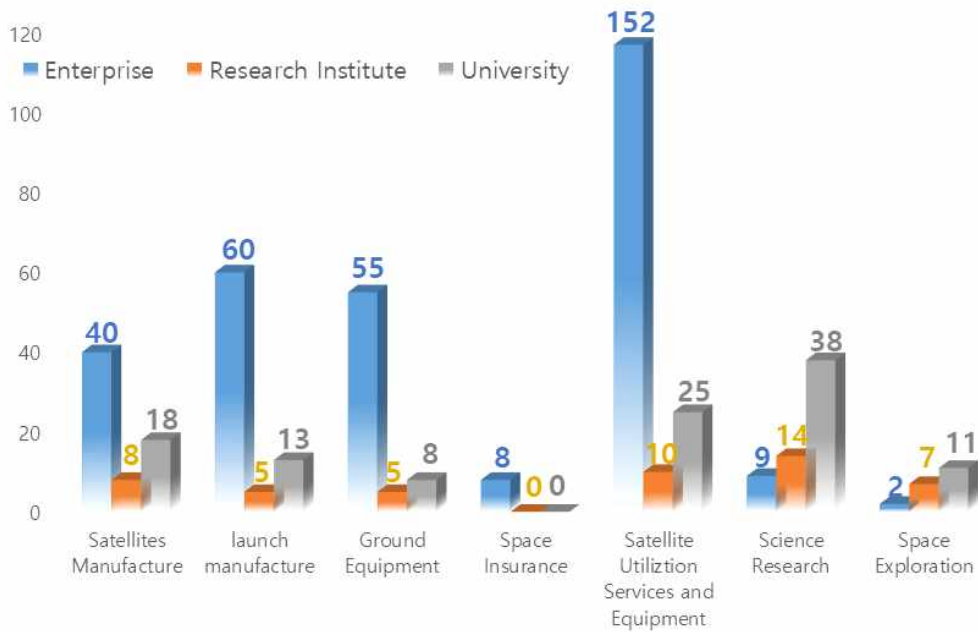


Figure 1.2 Participating Organizations by Space Business^[1]

Figure 1.2는 우리나라의 산업체, 연구소, 대학이 주력하고 있는 우주 연구개발 분야를 요약한 그래프이다. 그림에서 볼 수 있는 바와 같이, 현재 대한민국에서 주력하고 있는 우주 분야로는 위성활용 서비스 및 장비가 전체 분야의 약 34%로 다른 우주개발 분야에 비해 높다는 것을 알 수 있다. 앞서 기술한 바와 같이 우리나라는 우리별 1호를 제작·발사함으로써 위성 제작 분야에 여러 노하우를 습득하고 고급 연구 인력을 양성함으로써 우주 산업을 비약적 발전시킬 수 있는 기틀을 마련 할 수 있었다. 이러한 기술력을 바탕으로 위성 활용 서비스 및 장비 관련 분야에 많은 투자가 이루어지고 있다. 대표적인 우리나라의 위성 활용 서비스로는 기상예보, 해수면 상승 모니터링, 얼음 및 해수면의 관측 등이 있으며 이외에도 방송·통신 서비스 분야에서도 다양하게 활용 되고 있다.

이외에 여러 위성활용 분야 중 최근 세계적으로 각광받고 있는 인공위성 산업중 하나가 큐브위성(CubeSatellite, CubeSat)을 활용하는 분야이다. 큐브위성은 기존의 인공위성에 비해 무게와 크기가 상대적으로 매우 작은 위성을 말한다. 가로(X축)·세로(Y축)·높이(Z축) 각각 100mm인 정육면체부터 가로·세로가 각각 200mm 이면서 높이가 300mm인 직육면체까지 다양한 크기를 가지고 있다. 1U (1 Unit) 큐브위성은 가로·세로·높이가 각각 100mm이고 1.00 ~ 1.33kg인 위성을 지칭하며, 임무의 조건과 방식에 따라 전장부품의 개수와 탑재체의 형상에 따라 1U ~ 12U 크기를 갖게 된다. Figure 1.3은 1U ~ 12U 큐브위성의 기본적인 형상을 도시한 그림이다.

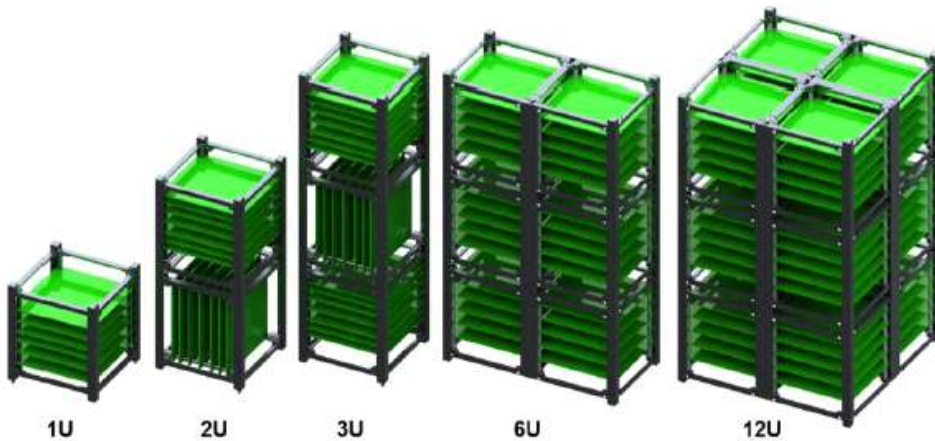


Figure 1.3 Different CubeSatellite Sizes^[2]

기존 대형위성의 제작·발사비용은 2000억 ~ 3000억 원이 넘지만, 큐브위성은 1U 기준으로 제작·발사비가 대형위성의 1%에 불과하다.^[3] 실제 2003년 러시아의 유로코트 로켓에 실린 첫 큐브위성의 발사 비용은 약 4만 달러에 불과했다. 이러한 이유로 초기 큐브위성의 경우 대학생 및 교육 기관에서 낮은 개발비용과 위성의 전체적인 시스템 교육 등 교육적인 목적으로 개발이 이루어 졌지만, 최근 들어 초소형 고화질 카메라, 초소형 렌즈 등의 초소형 부품들이 개발 되면서 더욱 정교한 실험을 진행할 수 있게 되었다. 그로인해 최근에는 국가 규모로 진행하던 중·소형 위성의 임무를 큐브위성을 이용하여 수행할 수 있게 되었다. 이에 따라 국가 규모가 아니라 일반 대학 및 민간 회사에서도 큐브위성 개발을 통하여 우주환경에 대한 연구과 사업을 활발히 진행하고 있다.

대표적인 큐브위성 활용 사례로는 QB50 프로젝트로 전 세계 대학에서 제작된 50개의 2U 큐브위성이 지구 상공을 링처럼 둘러쌓아 지구의 열권 및 성층권 이온층 대기를 관측하는 임무를 수행하였다. 큐브위성을 활용하여 우주탐사를 시도한 미국의 INSPIRE(Interplanetary nano-Spacecraft Pathfinder in Relevant Environment) 프로젝트는 지구 고궤도에 큐브위성을 배치하여 태양에서 불어오는 고에너지 입자들의 분포를 측정 한 사례이다. 이러한 프로젝트이외에도 NASA에서는 큐브위성을 촬영하여 씨앗과 물, 지구의 대기를 포함해 화성으로 운반한 다음 큐브위성이 온실이 되어 그 속에 식물을 자라게 하는 프로젝트이다. 세 번째로는 민간 위성 개발 프로젝트 분야이다. 이 프로젝트 분야의 대표적인 예로는 큐브위성 제작 및 관련 소프트웨어 제작을 하는 Isis社, 지진이 발생하였을 때 발생하는 미세한 자기장의 변동에 대한 데이터를 수집하여 지진을 예측하는 기술을 연구 중인 Quake Finder社, 130개 이상의 큐브위성을 이용하여 지구를 3m와 72cm의 크기의 해상도로 관찰을 하여 농업, 교육, 연구, 인구 밀집도등 여러 가지 정보들을 얻어 여러 기업들에 관련 자료를 제공하는 Planet社 등 여러 가지 방법을 통하여 큐브위성 시장에 뛰어들어 기업들이 생겨나고 있다.^[4]

국내에서는 2000년부터 큐브위성을 제작 및 발사를 진행 하였으며, 한국항공우주연구원의 주관으로 기업, 대학교와 연계를 통해 우주과학 및 우주산업개발에 대한 전문 인력 양성과 우주기술 저변확대를 위하여 매년 큐브위성을 제작 및 발사를 지원하는 경연대회를 개최하고 있으며 경연 선정 팀의 자세한 사항은 Table 1.2에 요약하였다.

Table 1.2 Domestic CubeSatellite Development Status^[5]

2012	KAIST	Korea Aerospace Univ.	Yonesi Univ
CubeSatellite Name	LINK	KAUSAT-5	Tom & Jerry
CubeSatellite Size	2U	3U	1U/2U
Mission Objectives	Measurement of Mass and Particle Temperature/Density at Ionosphere	Earth Observation, Space Radiation Measurement	Demonstration Virtual with Telescope with Cubesats
2013	Kyunghee Univ.	Chosun Univ.	Chungnam National Univ
CubeSatellite Name	KHUSAT-03	STEP Cube Lab	CNUSAIL-1
CubeSatellite Size	3U	1U	3U
Mission Objectives	Measurement of Space Radiation and Magnetic Field	Verify the Technical Effectiveness of Payloads	Deploy the Solar Sail and Data Acquisition for the Effect of Deployment
2015	Seoul National Univ.	Seoul National Univ	Korea Aerospace Univ
CubeSatellite Name	SNUGLITE	SNUSAT	Vision Cube
CubeSatellite Size	2U	3U	3U
Mission Objectives	Early observation Region of Interest	L1/L2 GPS Development, Seismic Observation	Images of TLEs and Development of CMG
2016	Yonesi Univ		Chosun & Younsei Univ
CubeSatellite Name	CANYVAL-C		KMSL
CubeSatellite Size	1U, 2U		3U
Mission Objectives	Corona Shooting With Two Satellites		Flame Spread Analysis in Micro Gravity Environment, Tardigrade Survival Analysis in Space Environment

1.2 연구 목적 및 내용

본 논문에서는 2017년 큐브위성 경진대회를 통해 선정되어 2020년에 발사 예정인 KMSL(Korea Microgravity Science Laboratory) 큐브위성의 설계와 설계된 위성의 구조해석 및 진동시험을 통해 구조체의 안정성 및 강건성을 확인해 보고자 하였다. KMSL 큐브위성은 지금까지 우리나라에서 발사된 큐브위성들(표 1.2)의 과학임무와는 다르게 위성의 운용과정에서 자연스럽게 발생하는 마이크로중력환경을 이용하여 과학임무를 수행하는 위성이다. 마이크로중력이란 지구표면 상의 물체에 작용하는 중력의 크기를 1g로 가정했을 때 상대적으로 무시할 만큼 작은 중력의 크기를 의미한다. 즉, $10^{-6}g$ 의 크기로 부터 짐작할 수 있는 것처럼 물체에 작용하는 중력을 거의 무시할 수 있는 상태로 기본적인 우주환경인 무중력과 흡사한 환경을 의미한다. KMSL 큐브위성은 위성의 운용 중에 발생한 마이크로중력환경에서 화염전파 및 소멸현상과 물곰(Tardigrade)의 생활사를 관찰하기 위한 2개의 과학미션을 수행할 예정이다.

특히, KMSL 큐브위성에서 수행될 2개의 과학미션은 공통적으로 가장 기본적인 우주환경에서도 실험이 가능하도록 실험장치의 내부 대기조성과 압력을 일정하게 유지하는 것을 필요로 한다. 따라서 KMSL 큐브위성에 탑재될 2개의 과학탑재체는 큐브위성의 기본 설계 가이드라인^[6]이외에도 압력용기 설계기준에 만족할 수 있도록 제작되어야 하며 되어야 한다. 본 논문에서는 KMSL 큐브위성에서 화염 전파실험을 수행하게 될 과학탑재체1과 물곰 배양실험을 수행하게 될 과학탑재체2를 압력용기 설계기준에 입각하여 설계를 진행하고 설계된 탑재체의 정적 구조해석을 통해 우주환경에서의 안정성 확보여부를 검증하였다. 아울러, 타 큐브위성의 탑재체에 비해 압력 용기설계로 인해 필연적으로 증가하는 탑재체 질량이 위성 구조체의 주는 영향을 준정적 해석 및 랜덤 진동해석을 통해 고찰해 보았다.

일반적으로 큐브위성의 설계 및 구조해석은 발사체의 발사과정에서 발생하는 진동과 하중이 위성에 주는 구조적 영향을 수치해석을 통해 분석한다. 발사체에 탑재된 큐브위성은 Table 1.3에 정리되어있는 바와 같이 발사체의 가속, 엔진의 진동 및 소음, 분리과정을 통해 사인진동, 랜덤진동, 음향진동, 준정적 하중과 충격 하중을 전달받게 된다^[4,7]. 하지만 큐브위성은 발사체에 바로 장착되는 것이 아니고 Figure 1.4에 볼 수 있는 바와 같이 P-POD(Poly-Pico Satellite Orbital Deployer)에 삽입한 뒤 발사체에 장착하게 되며 P-POD 내부의 분리 스프링으로 결속되어있는 큐브위성의 충격 수치해석 결과는 실제 테스트 결과와 비교하면 많은 오차를 가지는 경우가 많고 신뢰성이 떨어지기

Table 1.3 Loading Conditions Spectra Provided by the Launch Operator and their Occurrence During Flight Stages and Separation Steps^[8]

Loading Condition	Quasi-Static	Sine Vibration	Random Vibration	Acoustic Load	Shock
Source / Launch Steps	Acceleration of the rocket	Engine operation	Engine Vibration and Noise, Air Friction	Engine, Air friction, etc.	Pyro devices used to separate launch vehicles or satellite
Launch	Maximum longitudinal and lateral accelerations	Sine Vibration levels for operation of launch vehicle stages	Random Vibration 1, 2 stage flight	Sound pressure level spectrum	
Ascent					
Booster Separation				Booster separation shock response spectrum	
Stage Separation				Fairing separation shock response spectrum	
Fairing Separation				Payload separation shock response spectrum	
Payload Separation					

때문에 수치해석을 진행하지 않는 경우가 많다.^[9] 아울러 정현진동, 음향진동 등은 랜덤진동에 비하여 큐브위성에 미치는 영향이 작기 때문에 랜덤진동만을 수치해석으로 분석하는 것이 일반적이다.^[9]

큐브위성의 랜덤진동은 주로 발사체의 엔진의 진동이나 소음, 공기와의 마찰 때문에 발생이 되며 규칙적이지 않은 무작위 진동 형태로 전달된다. 이때 발사체의 고유진동수와 위성체의 고유진동수에 근접하면 공진이 발생되어 큐브위성의 구조체에 큰 영향을 끼치게 된다. 따라서 발사환경에 대한 수치해석은 준정적 해석결과를 바탕으로 각 모드별 기여도와 조합하여 랜덤진동을 해석하는 모드중첩법을 적용하여 공진의 영향까지 분석하였다. KMSL큐브위성의 구조적 안정성과 강건성을 확인하기 위하여 진행된 준정적해석, 모드해석, 랜덤진동해석은 큐브위성과 P-POD와의 결속방법에 따라 구속조

건을 설정하고 위성의 구조체가 발사과정에 발행하는 진동이나 외력으로 부터 전장부
 과 탑재체를 안전하게 보호하고 지지할 수 있는지의 판단여부는 안전여유율(Margin of
 Safety, MOS)를 계산하여 판단하였다.

KMSL 큐브위성의 구조 및 형상 설계에 사용한 3D 모델링 소프트웨어는 CATIA이며
 전산 구조해석은 ANSYS V19.1을 이용하여 준정적해석, 모드해석, 랜덤진동해석을 진
 행하였다. 본 연구에서는 전산 구조해석 결과를 바탕으로 KMSL 큐브위성의 구조적 안
 전성과 강건성을 1차적으로 확인 한 후 진동시험 결과와 비교를 통해 구조해석의 타당
 성을 재검증하였다.

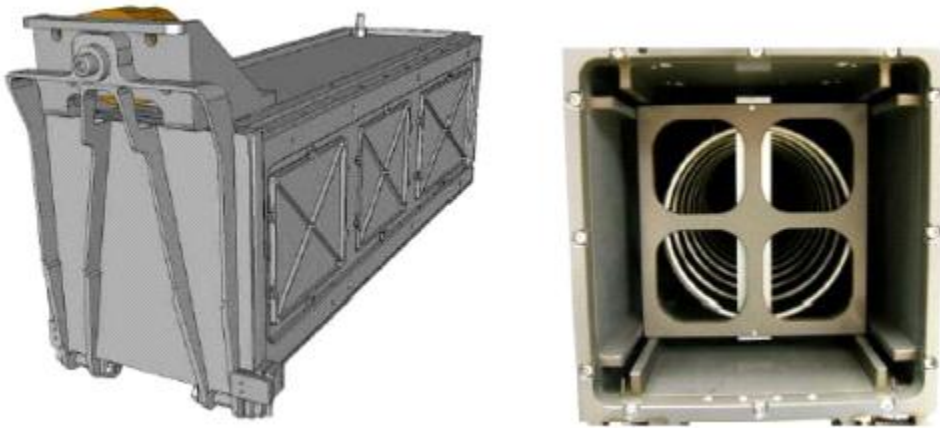


Figure 1.4 P-POD Exterior and Cross Section^[10]

제 2 장 구조해석 이론

2.1 유한요소를 이용한 구조해석 이론

본 논문에서는 유한 요소 해석법을 이용하여 KMSL 큐브위성의 구조해석을 진행 방법 및 진행 결과에 대하여 기술 하였다. 유한요소해석은 구조물내의 무한개의 미지수 점들을 유한개의 이산화 된 절점(Node)으로 나타내고, 서로 유기적인 관계를 가진 절점들로 요소(Element)를 생성시키고 전체 구조물 내 절점들의 변위를 미지수로 하는 연립방정식을 계산하여 응력, 변형률 등의 결과를 수치적으로 근사해를 구하는 방법이다. 요소는 도시적으로는 Figure 2.1에서와 같이 절점과 절점들을 연결하는 블록의 형태를 가지고 있지만 실제로는 각 절점들 간의 관계를 나타내는 정보의 집합이다.

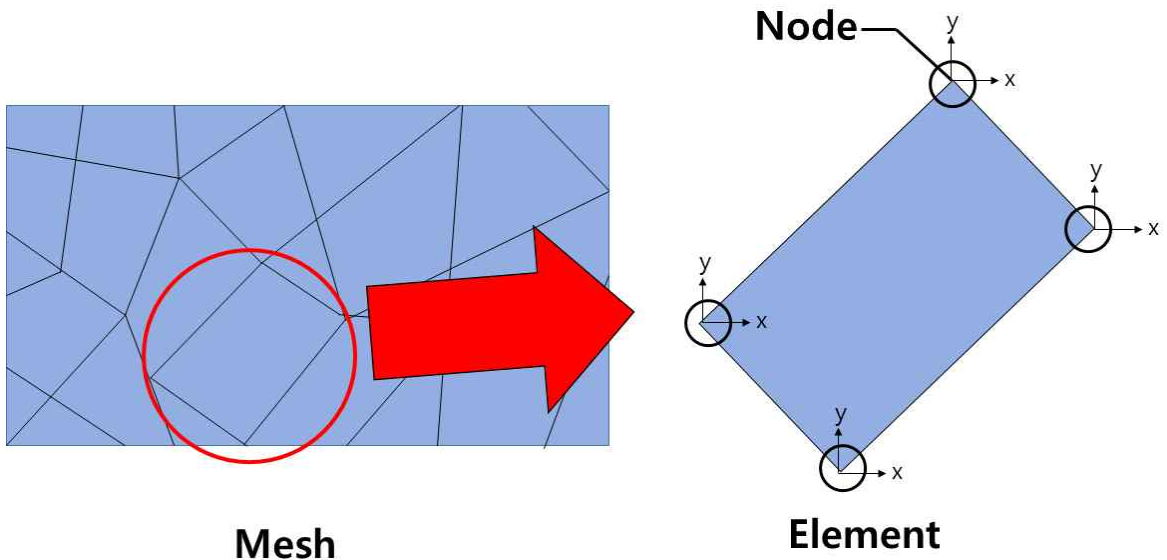


Figure 2.1 Mesh Configuration^[11]

유한요소해석의 흐름을 이해하기 위해 기본적인 이론식을 정리해 보면 우선 재질이 등방성(Isotropic)인 선형 탄성 재료에 대해 응력과 변형률의 관계는 후크의 법칙(Hooke's Law)에 의하여 다음 식(2.1.1) ~ (2.1.6)과 같이 표현할 수 있다.

$$\varepsilon_x = \frac{1}{E} [\sigma_x - \nu(\sigma_y + \sigma_z)] \quad (2.1.1)$$

$$\varepsilon_y = \frac{1}{E} [\sigma_y - \nu(\sigma_z + \sigma_x)] \quad (2.1.2)$$

$$\varepsilon_z = \frac{1}{E} [\sigma_z - \nu(\sigma_x + \sigma_y)] \quad (2.1.3)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{2(1+\nu)}{E} \tau_{xy} \quad (2.1.4)$$

$$\gamma_{yz} = \frac{2(1+\nu)}{E} \tau_{yz} \quad (2.1.5)$$

$$\gamma_{zx} = \frac{2(1+\nu)}{E} \tau_{zx} \quad (2.1.6)$$

E는 재료의 탄성계수(Young's modulus), ν 는 포아송비(Poisson ratio)이며, 위 식을 행렬식으로 표현하면 식(2.1.7)과 같이 정리 할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{pmatrix} = \frac{E}{1+\nu} \begin{bmatrix} 1 & -\nu & -\nu & 0 & 0 & 0 \\ -\nu & 1 & -\nu & 0 & 0 & 0 \\ -\nu & -\nu & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2(1+\nu) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2(1+\nu) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2(1+\nu) \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{pmatrix} \quad (2.1.7)$$

식(2.1.7) 행렬을 역순으로 만들고 E와 ν 가 상수이므로 임의의 점에서의 변형률을 구하면 그 점에서의 응력도 식(2.1.8)과 같이 쉽게 구할 수 있다.

$$\{\sigma\} = [D] \{\varepsilon\} \quad (2.1.8)$$

식(2.1.8)에서 $\{\sigma\}$ 와 $\{\varepsilon\}$ 는 응력과 변형률 벡터, [D]는 탄성행렬(Elasticity matrix)이다. 이 후 임의의 점에서의 변형률에 관련된 행렬식은 식(2.1.9)와 같이 나타낼 수 있다. 위 식에서 임의점의 변위량을 계산할 수 있다면 그 점에서의 변형률 역시 구할 수 있다. Figure 2.1은 구조물 내부의 임의의 요소 변위 분포를 나타내는 그림이다. 변위 분포를 나타내는 매개변수식이 요소를 구성하는 질점들의 변위로부터 계산될 수 있는데, 이를

식으로 정리하면 식(2.1.10)와 같이 나타나고 이를 간단히 축약하면 식(2.1.11)과 같다.

$$\{\varepsilon\} = \begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\delta}{\delta x} & 0 \\ 0 & \frac{\delta}{\delta y} \\ \frac{\delta}{\delta y} & \frac{\delta}{\delta x} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \end{pmatrix} \quad (2.1.9)$$

$$\begin{pmatrix} u(x,y) \\ v(x,y) \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} N_1 & 0 & N_2 & 0 & N_3 & 0 & N_4 & 0 \\ 0 & N_1 & 0 & N_2 & 0 & N_3 & 0 & N_4 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} u_1 \\ v_1 \\ u_2 \\ v_2 \\ u_3 \\ v_3 \\ u_4 \\ v_4 \end{pmatrix} \quad (2.1.10)$$

$$\{a(x,y)\} = [N] \{a\}^e \quad (2.1.11)$$

위식에서 [N]은 형상함수(Shape function)라고 부르며, ANSYS해석을 진행할 때 어떠한 요소의 종류를 선택하느냐에 따라 이 형상 함수와 앞에서 언급했던 탄성 행렬이 결정된다.^[11] 본 연구에서는 구조해석을 진행하기 위하여 Ansys Workbench 19.1 프로그램을 이용하였으며, 해석 방법으로는 유한요소해석을 이용하여 구조해석을 진행하였다.

2.2 준정적해석(Quasi-Static Analysis) 이론

시간에 따라 변화가 없는 물체의 거동을 분석하는 것을 정적해석(Static analysis)이라고 하는 반면, 시간에 따라 변하는 물체의 거동을 분석하는 것을 동적해석(Dynamic Analysis)이라고 부른다. 정적해석의 경우 물체의 속도 및 가속도에 따른 관성력(Inertia force)이나 감쇠력이 없는 반면, 동적해석의 경우 이 힘들은 중요한 하중으로 작용한다. 하지만, 물체의 거동에 미치는 이러한 동적 하중의 영향이 무시할 수 있을 정도로 작다면 동적해석을 정적해석으로 단순화 시킬 수 있다. 이와 같이 동적인 영향을 무시하고 물체가 정적인 상태에 있다고 가정하고 정적해석을 단순화 시키는 것을 준정적해석(Quasi-Static)이라고 한다. 준정적 해석은 유한요소 해석에서 해석시간을 대폭 줄일 수 있을뿐더러 해석문제를 단순화 시킬 수 있기 때문에 동적해석 문제를 매우 효과적으로 풀 수 있는 하나의 해석기법이다.^[12]

준정적해석의 경우는 유한 요소해석법을 이용하여 해석을 진행 하며, 유한 요소법을 이용한 구조해석은 모든 자유도에 유효하다고 가정을 한다. 또한 정적 가속 필드를 제외하고 관성 및 감쇠 효과는 무시를 한다. 즉, 선형 구조 정적 분석을 위한 전체 평형 방정식은 다음과 같다.

$$[K]\{u\} = F \quad (2.2.1)$$

$$[K]\{u\} = \{F^a\} + \{F^r\} \quad (2.2.2)$$

$$[K] = \sum_{m=1}^N [K_e] \quad (2.2.3)$$

$[K]$ = total stiffness matrix

$\{u\}$ = nodal displacement vector

N = number of elements

$[K_e]$ = element stiffness matrix

$\{F^r\}$ = reaction load vector

식(2.2.2)에서 $\{F^a\}$ 는 전체적으로 작용 하는 하중 벡터로 다음식과 같이 정의가 된다.

$$\{F^a\} = \{F^{nd}\} + \{F^{ac}\} + \sum_{m=1}^N (\{F_e^{th}\} + \{F_e^{pr}\}) \quad (2.2.4)$$

$$\{F^{ac}\} = -[M]\{a_c\} \quad (2.2.5)$$

$$[M] = \sum_{m=1}^N [M_e] \quad (2.2.6)$$

$\{F^{nd}\}$ = applied nodal load vector

$\{F^{ac}\}$ = acceleration load vector

$[M]$ = total mass matrix

$[M_e]$ = element mass matrix

$\{a_c\}$ = total acceleration vector

$\{F_e^{th}\}$ = element thermal load vector

$\{F_e^{pr}\}$ = element pressure load vector

방정식(2.2.2)의 하중 벡터를 설명하기 위해 밑의 Figure 2.2와 같이 자중에 의한 하중 벡터를 나타내었다. 적용된 중력 하중이 낮을수록 부과 된 변위에 직접적으로 적용되므로 변형이 발생하지 않는다. 그럼에도 불구하고, 적용된 중력하중과 마찬가지로 반응 하중 벡터에 영향을 끼친다.^[11]

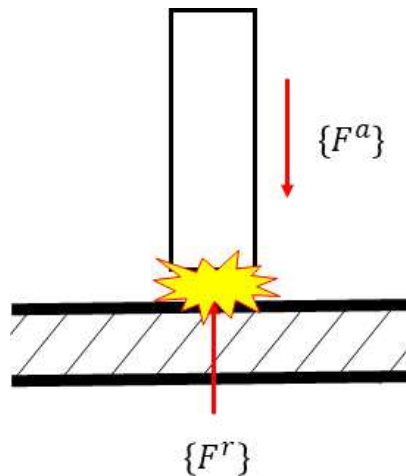


Figure 2.2 Applied and Reaction Load Vectors^[11]

2.3 모드해석(Modal Analysis) 이론

모드 해석은 물체에 주어진 구속 상태나 형상, 재질 등에 따라 나타나는 물체의 고유한 진동 특성을 구하는 해석이다. 고유모드란 물체가 주어진 구속 상태에서 자유로이 변형될 수 있는 형상을 의미하며, 고유 주파수는 고유모드가 단위 시간당 얼마나 빨리 반복되는지를 나타 낸다. 구속 상태의 경우 Figure 2.3과 같이 자유도를 어떠한 방식으로 하느냐에 따라 매우 다른 모드해석 결과를 얻을 수 있다. 고유한 진동 특성에는 고유 주파수와 이에 대응 하는 고유 모드가 있다.^[12] 만약 구조물 자체의 고유진동수와 외부하중의 작동주파수가 일치하게 되면 구조물에 공진이 발생하게 된다. 구조물에 공진이 발생할 경우 진동과 소음이 급격하게 커지게 되고 진동의 크기가 구조물이 버틸 수 있는 범위를 초과하게 되면 구조물이 파손될 수 있다. 이러한 이유로, 진동이나 주기하중이 지속적으로 작용하는 구조물의 경우에는 반드시 모드 해석을 진행해야 한다.

모드 해석은 모든 동적해석의 기본이 되는 해석이며, 기계구조물의 소음진동 특성(Noise, Vibration and harshness)을 파악하는데 매우 중요하다. 모드 해석에서 가장 중요한 것은 고유진동수와 모드 형상이 있는데 고유진동수는 단위시간당 진동하는 회수를 의미하며 구조물의 고유진동수는 구조물의 강성(k)에 비례하며 질량(m)과는 반비례하는 특성($f \propto \sqrt{k/m}$)을 가진다. 특히, 구속 위치에서 멀리 떨어진 위치에 있는 집중된 질량은 관성 효과로 인해 고유진동수를 크게 감소시킨다. 모드 형상이란 각 고유진동수에서 구조물의 변형형상을 의미한다. Figure 2.3과 같이 모드 형상은 구조물이 가장 쉽게 변형할 수 있는 1차 모드에서부터 점차 고차 모드로 갈수록 점차 해당 모드변형이 발생할 가능성이 낮아진다고 볼 수 있다.

Figure 2.4와 같은 상태에서 식(2.3.1)에서 $m\ddot{x}$ 는 관성력(Inertial Force), $c\dot{x}$ 는 감쇠력(Damping Force), kx 는 복원력(Elastic Force)이다. 모드해석은 구조물에 감쇠와 외력이 없는 조건에 대한 자유진동해석(Undamped Free Vibration)이기 때문에 감쇠력과 외력($f(t)$)의 경우 0로 되기 때문에 식(2.3.1)을 식(2.3.2)로 표현할 수 있으며, 일반적인 다자유도계에 대한 행렬식은 식(2.3.3)로 나타낼 수 있다.

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + k_s x = f(t) \tag{2.3.1}$$

$$m\ddot{x} + k_s x = 0 \quad (2.3.2)$$

$$[M]\{\ddot{x}\} + [K]\{x\} = 0 \quad (2.3.3)$$

m = Mass

c = Damping Coefficient

k_s = Spring Constant

$x(t)$ = Displacement

$f(x)$ = External Force

식(2.3.3)를 단순조화운동으로 나타내며, 단순조화운동의 일반적인 해는 식(2.3.4)이며 이는 식(2.3.5)로 가정할 수 있다. 가정하는 진동수 w 에 따라서 sine 곡선의 형태로 움직이는 진폭 $\{\Phi\}$ 를 갖는 것을 의미한다. 가정해 식(2.3.5)로부터 식(2.3.6)을 얻을 수 있고, 이 두식을 식(2.3.3)에 대입을 하면 식(2.3.7)와 같이 나타낼 수 있다. 이 식은 고유치 문제이며, w^2 는 고유치, w 는 진동수, $\{\Phi\}$ 는 모드형상을 나타낸다. 고유치 문제는 $([A] - \lambda^2[B])\{x\} = 0$ 와 같은 행렬방식에서 $\{x\} = 0$ 의 자명해가 아닌 해를 계산을 한다. 이해는 $\det([A] - \lambda[B]) = 0$ 으로 구할 수 있고, 계산된 λ_i 는 고유치, 각 λ_i 에 대한 $\{x\}$ 는 고유벡터이다.

$$\{x\} = \{\Phi\}\sin(wt) \quad (2.3.4)$$

$$\{x\} = \{\Phi\}e^{1wt} \quad (2.3.5)$$

$$\{\ddot{x}\} = -w^2\{\Phi\}e^{1wt} \quad (2.3.6)$$

$$([K] - w^2[M])\{\Phi\} = 0 \quad (2.3.7)$$

즉, 모드해석은 결국 관성항($w^2[M]$)과 탄성항($[K]$)이 서로 평형이 되는 진동수 w 와 모드형상 $\{\Phi\}$ 를 찾는 것을 알 수 있다. $([K] - w^2[M])$ 를 동적강성(Dynamic Stiffness)라고 하며 모드해석은 이동적강성이 무효화 되는 진동수, 모드형상을 찾는 계산 방법이다.^[13]

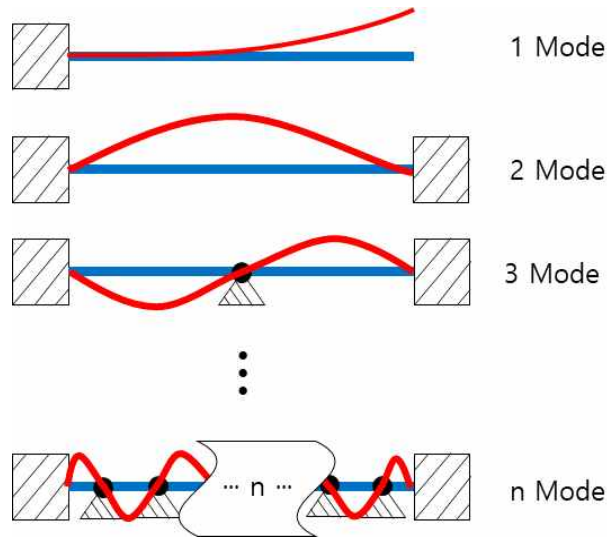


Figure 2.3 Modal Analysis Restraint Method^[12]

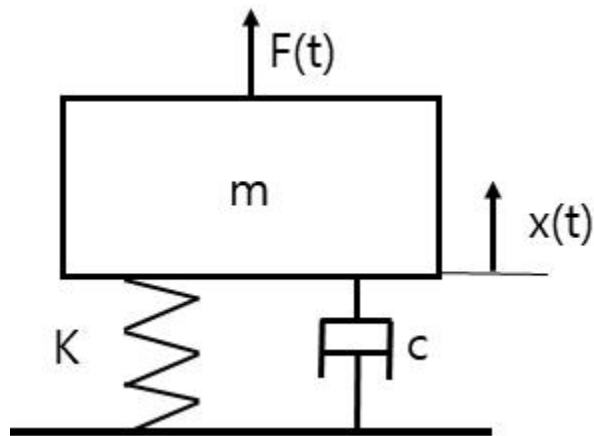


Figure 2.4 Single Degree of Freedom Systems^[13]

2.4 랜덤진동해석(Random Vibration Analysis) 이론

랜덤진동의 경우 앞서 진행하였던 모드해석에 대하여 모드중첩법을 이용하여 구조해석을 진행 하였다. 모드중첩법의 기본개념은 각 모드의 직교성을 이용한 모드의 분리 및 중첩의 과정을 식(2.3.1)의 변위 $x(t)$ 를 일반화된 변위 $\{z(t)\}$ 와 모드벡터 $\{\nu\}$ 의 곱의 형태로 변환하였다. 구조물 전체변위의 비율이 각 모드의 조합으로 표현될 수 있도록 식(2.4.1)와 같이 가정하였다.

$$x(t) = [\{\nu_1\}\{\nu_2\}\{\nu_3\}\{\nu_p\}\{z(t)\}] = [V]\{z(t)\} \quad (2.4.1)$$

식(2.4.1)를 식(2.3.1)에 대입하고 모드의 직교성을 이용하여 모드 수 p 개만큼의 일계 상미분방정식으로 분리한다. 일반화 변위로 변환된 모드방정식은 일반적인 형태의 단자유도 시스템으로 직접 적분법을 사용하거나 시간 영역해석에서 Duhamel Integral을 이용하여 계산을 진행 하였다. 그에 대한 식(2.4.1)의 일반해는 다음과 같으며, $w_{di} = w\sqrt{1-\xi^2}$ 을 식(2.4.2)에 대입하고 $\{z(t)\}$ 의 값을 구한다. 그 후, 식(2.4.2)을 식(2.4.1)에 대입하여 전체 구조물의 동적 거동을 구할 수 있다.^[14]

$$z_i(t) = \frac{1}{\gamma_i^T M \gamma_i w_{di}} \int_0^t r_i(\tau) e^{-\xi_i w_i(t-\tau)} \sin w_{di}(t-\tau) d\tau + e^{-\xi_i w_i t} \{\alpha_i \sin w_{di} t + \beta_i \cos w_{di} t\} \quad (2.4.2)$$

랜덤진동은 불균형 상황으로 인한 반복적이고 비주기적인 복잡한 진동으로 푸리에 변환 또는 파워 스펙트럼 밀도(Power Spectral Density) 함수를 사용하여 주파수 영역에서 나타 낼 수 있다. 파워 스펙트럼 밀도는 무작위 변수의 평균 제곱 한계 값으로 정의되는 통계적 측정이다. 이는 랜덤진동 해석에서 사용이 되며, 순간적인 크기 값을 얻어 크기의 확률을 보여주는 확률 분포 함수에 의해서만 분석에 사용이 된다. 이러한 분석 기법은 구조가 정상상태일 때 강제진동만을 계산 한다. 파워 스펙트럼 밀도의 값을 입력하여 각 모드는 모드계수라는 용어를 사용하여 고유 벡터 결과로부터 식(2.4.3)과 같이 계산이 된다.

$$A_i = \frac{\gamma_i}{w_i^2} \left(S_{p_i} w \left(\frac{\pi}{4\zeta} - 1 \right) + \int_0^{w_i} S_p dw \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.4.3)$$

$$\gamma_i = \{\Phi\}_i^T [M] \{D\} \quad (2.4.4)$$

ζ = Damping Ratio

γ_i = Participation Factor

S_{p_i} = Power Spectral Density for i_{th} mode

제 3 장 KMSL 큐브위성의 구조설계 및 해석

3.1 과학 탑재체의 하우징 설계 및 구조해석

앞서 기술한 바와 같이 KMSL 큐브위성은 우주 환경에서 화염 전파 실험과 물곰 배양실험을 수행하기 위해서 2개의 과학 탑재체가 탑재되어야 한다. 화염 전파실험과 물곰 배양실험을 하기 위해서는 실험장치 내부에 대기조성을 유지하여야 하기 때문에 압력용기의 설계가 필요하다.

압력용기를 설계하기 위하여 우선 압력용기 내부에 들어갈 구성품에 대하여 설계를 진행 하였다. 과학 탑재체1 내부에 화염점화를 할 수 있는 점화장치와 압력용기 내부 상태를 체크하기 위한 Thermistor와 압력센서를 구성하였다. 과학 탑재체2의 경우 마이크로스코프카메라, 워터펌프를 구성하였다.

과학 탑재체1의 압력용기 윗단부에 BK7를 이용하여 광학창을 설치하고, 카메라로 촬영 할 수 있도록 설계하였다. 설계 조건의 경우 압력용기의 내부 압력을 0.3atm으로 유지시킨 후 실험을 진행하여야 하기 때문에 지구환경의 경우는 0.7atm, 우주환경에서는 0.3atm 정도의 차압을 고려하여야 한다. 광학창의 배치는 Figure 3.1형상과 같이 진행 하였으며, 두께를 선정하기 위하여 식(3.1.1)을 이용하여 광학창의 두께를 선정하였다. 추가적으로 우주환경에 대한 안전성을 높이기 위하여 선정된 두께에 안전율 4를 고려하여 최종적인 BK7의 두께를 5mm로 선정하였다.^[15]

$$T = 1.23L \sqrt{P / (F_a \times (1 + R^2))} \quad (3.1.1)$$

T = Thickness of Window

L = Length for Rectangular Window

P = Load per Unit Area

F_a = Apparent Elastic Limit or Rupture Modulus

$$R = \frac{\leq ngth}{Width}$$

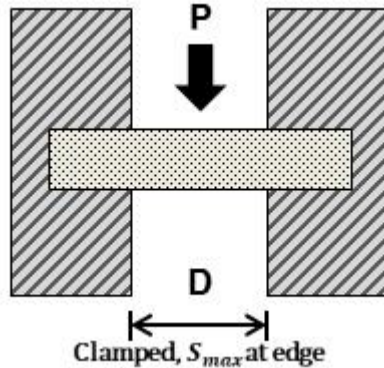


Figure 3.1 BK7 Regulation Design^[15]

압력용기 두께 또한 앞서 진행하였던 광학창의 두께와 같이 압력용기의 내부 압력에 따라 두께를 산정하였다. 압력용기의 경우 Figure 3.2와 같은 형상으로 제작이 진행되기 때문에 관련 형상에 따른 KS규격을 이용하여 두께선정을 진행 하였다. Fig 3.3에서의 A-B구간에 대한 피막응력(식3.1.2), 굽힘응력(식3.1.3)과 B-C구간에 대한 피막응력(식3.1.4), 굽힘응력(식3.1.5)를 구하였다.^[16] 각각 구간들에 대한 합성응력을 구한 후 압력용기의 재질인 알루미늄 6061-T6의 허용응력과 안전율을 고려하여 최종적인 압력용기의 두께를 5mm로 설계하였다. 위와 같은 조건들을 이용하여 Figure 3.3와 같이 과학 탑재체1을 최종 제작하였다.

$$\sigma_m = \frac{P(h_0 + 2R)}{2t_i\eta} \quad (3.1.2)$$

$$(\sigma_b)_n = \frac{PH_0C_0}{2t_i^2\eta} [3(\alpha_0 - 1)(\alpha_0 + 2\Phi + 2) - 2] \quad (3.1.3)$$

$$\sigma_m = \frac{PH_0}{2t_i\eta} (\Phi + \sqrt{\alpha_0^2 + 1}) \quad (3.1.4)$$

$$(\sigma_b) = -\frac{PH_2^2C_0}{2t_i^3\eta} [3\{2\alpha_0\Phi - 2\Phi(1 - \sin\theta) + \alpha_0^2\} - 2K_0] \quad (3.1.5)$$

η = Weld Joint Quality Factor(0.98)

ϕ = Radian Value for θ

$$\alpha = \frac{H_0}{h_0}$$

$$K = \alpha \times \left(\frac{t_0}{t_0}\right)^3$$

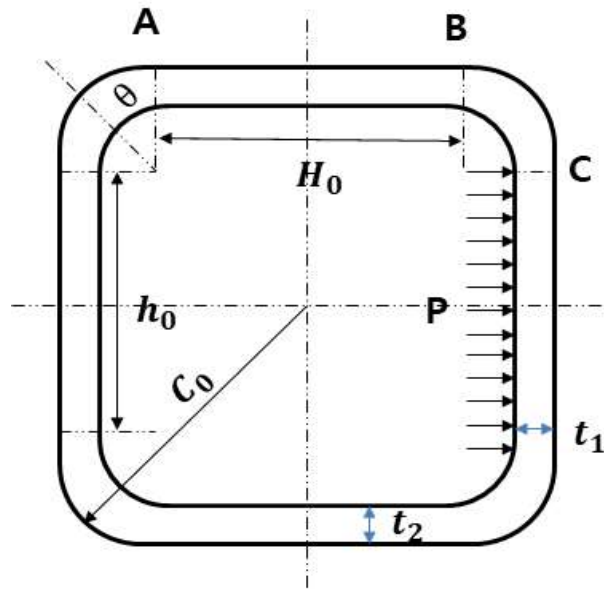


Figure 3.2 Pressure Chamber Regulation Design^[16]

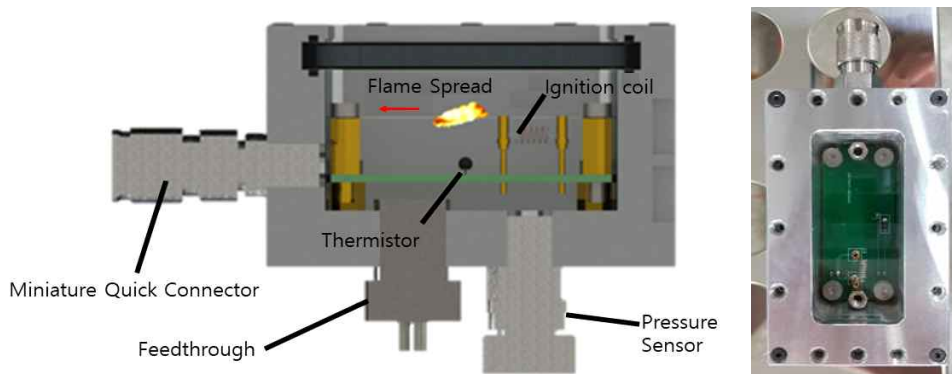


Figure 3.3 Payload1 Design

물품의 생활 패턴 분석을 위하여 압력용기 내부의 압력을 지구와 같은 압력인 1atm

으로 유지를 시키고 내부에 공기를 주입하여 대기 환경을 구성하였다. 과학 탑재체2 설계 또한 과학 탑재체1의 두께 설계에 사용 되었던 식(3.1.2) ~ (3.1.5)를 이용 하여 두께 설계를 진행 하였고, 내부 부품으로는 물곰이 활동할 셀과 물곰을 촬영할 카메라를 장착하였다. 물곰을 촬영할 수 있도록 마이크로스코프 카메라와 램프가 함께 있는 카메라를 이용 하여 물곰을 쉽게 촬영 할 수 있도록 하였다. 또한, 부품들을 지지할 수 있는 홀더를 설계 하여 발사환경에서 받게 되는 충격과 진동에 대하여 카메라의 초점이 틀어지거나 내부 부품들이 파손되는 것을 방지하도록 하였다. 최종적인 과학 탑재체2는 Figure 3.4와 같이 설계를 진행 하였다.

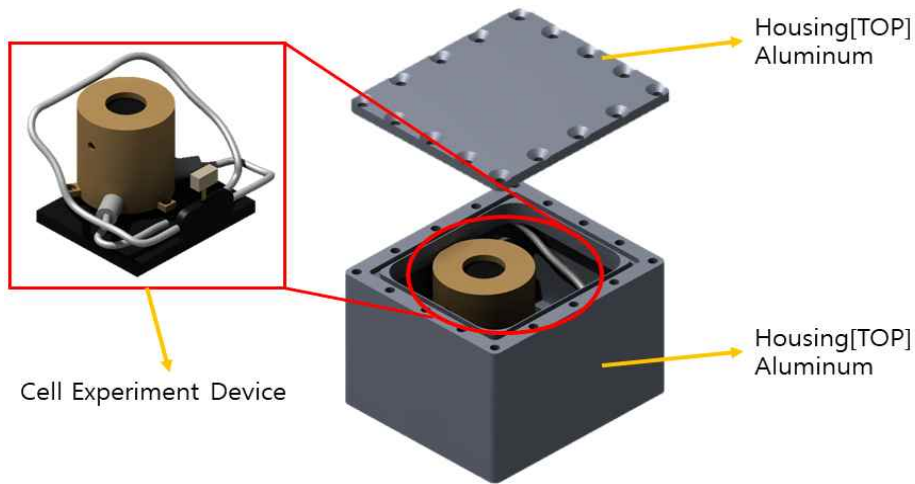


Figure 3.4 Payload2 Design

최종적으로 과학 탑재체1,2에 대한 구조설계를 완성한 후 구조해석을 통하여 압력 용기의 압력 조건에 따른 영향을 분석하였다. 구조해석을 진행하기 위하여 과학 탑재체1,2에 대한 Mesh를 Table 3.1와 같이 나누었으며, 실험 조건의 경우 과학 탑재체1은 압력용기 내부압력은 0.3atm으로 설정한 후 지구와 우주환경에 대한 안전성을 확인 하여야 하기 때문에 지구환경에는 외부 압력을 1atm으로 우주환경에서의 외부 압력은 0atm으로 설정하였다. 또한, 과학 탑재체2 또한 내부 압력을 1atm으로 구성하였기 때문에 외부 압력이 같은 1atm인 지구환경에 대한 구조해석은 생략하고 우주환경에 대한 구조해석을 진행하였다. 구조해석 결과 Figure 3.5, 3.6과 같이 등가응력을 구하였다. 구조해석을 통하여 얻은 등가응력을 식(3.1.6)에 대입하여 안전여유율을 구하였으며, 과학

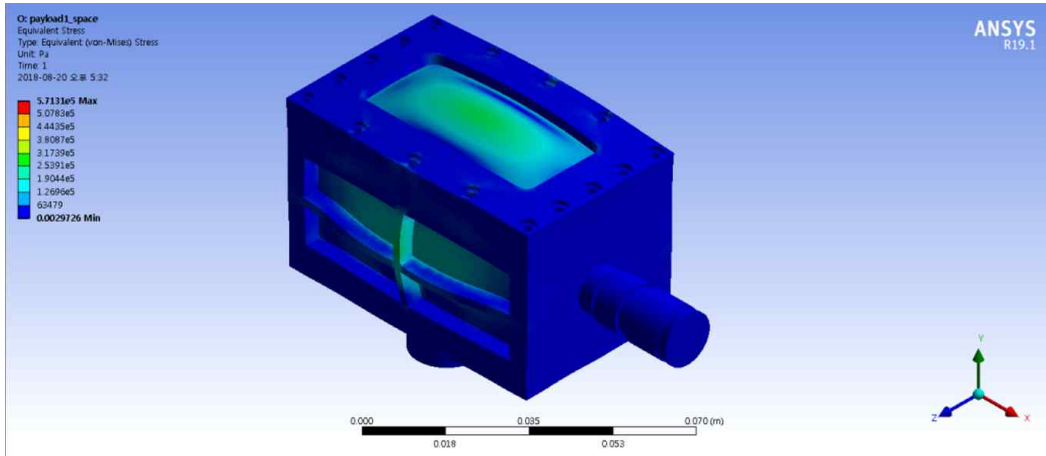
탑재체1,2의 등가응력과 안전여유율을 Table. 3.2에 정리하였다.

$$\frac{Yield\ Stress}{Safety\ Factor \times Equivalent\ Stress} - 1 \geq 0 \quad (3.1.6)$$

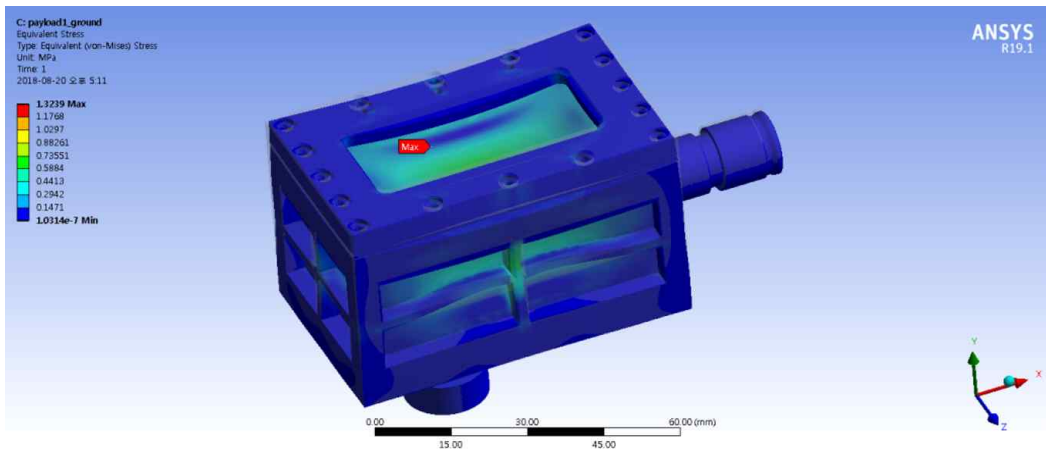
과학 탑재체1의 경우 최대 등가응력이 압력용기 광학창의 중심부분에서 발생하는 것을 확인하였다. 광학창의 경우 BK7 재질로 허용응력 49MPa을 이용하여 안전여유율을 구하였다. 과학 탑재체2의 경우는 압력용기의 커버부분에서 최대 등가응력이 발생하였으며, 재질의 경우는 알루미늄 6061-T6으로 허용응력은 276MPa을 이용하여 등가응력을 구하였다. 과학 탑재체1의 경우 지구환경에서는 22.17, 우주환경에서는 52.61의 안전여유율을 확인 할 수 있었다. 또한 과학 탑재체2의 경우는 우주환경에서 9.70의 안전여유율을 확인 하여, 과학 탑재체1,2 모두 압력조건에 대하여 안전성을 확보한 것을 확인하였다.

Table 3.1 Payload1,2 Mesh Property

Payload 1	
Nodes	224,965
Elements	122,246
Payload 2	
Nodes	263,417
Elements	153,871



(A) Result in Payload1 Analysis(Space)



(B) Result in Payload1 Analysis(Ground)

Figure 3.5 Payload1 Analysis

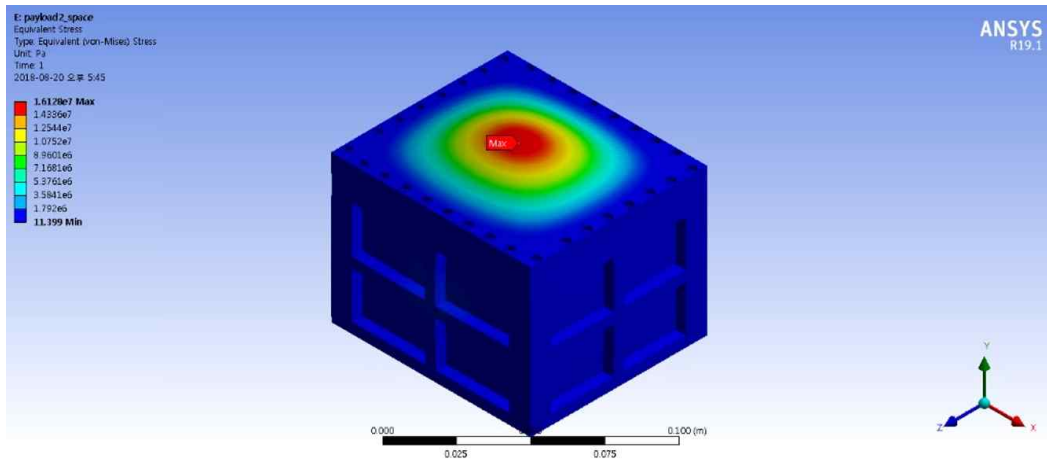


Figure 3.6 Payload2 Analysis(Space)

Table 3.2 Result in Payload1,2 Analysis

Payload 1 (Space)	
Max Equivalent Stress(MPa)	0.571
Margin of Safety (MOS)	52.61
Payload 1 (Ground)	
Max Equivalent Stress(MPa)	1.321
Margin of Safety (MOS)	22.17
Payload 2 (Space)	
Max Equivalent Stress(MPa)	16.128
Margin of Safety (MOS)	9.70

3.2 큐브위성 설계 요구사항 및 형상 설계

큐브위성을 설계하기 위해서는 Table 3.3와 같은 많은 요구사항들에 대해서 만족을 해야 한다. STR-01, 12, 13의 경우는 큐브위성 제작에 대한 아주 기초적인 요구사항이다. 알루미늄 7075 또는 6061-T6은 질량, 연성, 강도, 저비용 및 제조의 용이성으로 인해 큐브위성 제작에 많이 사용하는 재질이다.^[17] 큐브위성의 무게와 크기의 경우 1.33kg, 가로·세로·높이의 경우 100mm·100mm·100mm인 1U를 기준으로 KMSL 위성의 경우 3U 큐브위성임으로 100mm·100mm·340.5mm 이내로 제작을 해야 한다. STR-02는 구조체에 경질양극산화처리(Hard Anodizing)를 하여 알루미늄 표면을 알루미늄 세라믹으로 변환 시켰다. 경질양극산화처리 방식은 기본적으로 전체적인 구조체의 강도와 내마모성을 강화시키는 역할을 한다. 또한, 경질양극산화처리는 발사환경에서 P-POD와 구조체 사이에서 발생 할 수 있는 냉간 용접(Cold Welding)에 대한 방지와 P-POD를 통하여 구조체에 전류가 통하는 것을 방지 할 수 있다.^[18] STR-03~06은 큐브위성의 내부에 들어가는 전장부품과 과학 탑재체를 배치하기 위한 요구사항들이다. STR-07~11은 큐브위성을 P-POD에 장착하기 위한 요구사항이다. STR-07을 만족하지 않을 경우 발사환경에서 발생하는 진동과 하중에 의하여 P-POD와 간섭부가 파손 될 수 있다. STR-08~10의 경우는 P-POD의 레일면에 접촉면적을 늘려 발사환경에서 받게 되는 하중·진동에 대한 영향들을 접촉면들을 통하여 분산시키기 위한 요구조건이다. STR-11은 일반적인 발사체의 P-POD 규격에 맞는 설계를 위한 요구사항이다. STR-14의 요구사항은 위성의 내부 구조로 모델링하는데 가장 중요하다. 큐브위성의 질량 중심은 전체 구조체의 중점에서 각 축으로 20mm내에 질량 중심이 존재해야 한다. 그렇지 않으면 안전범위가 달성 되지 않아 큐브위성이 P-POD와 분리가 될 때 일반적으로 일직선으로 분리가 되지만 무게 중심이 맞지 않을 경우는 수직 방향으로 분리가 되지 않고 무게중심이 쏠리는 쪽으로 기울어 분리가 된다. 이는 분리 후 일반적으로 가지게 되는 회전 속도보다 더욱 빠른 회전 속도를 가지게 되는 원인이 되기도 한다. 또한, Z축에 대한 무게 중심 값이 맞지 않을 경우 큐브위성이 발사된 후 큐브위성들의 각 실험 조건에 맞는 자세와 회전 속도를 유지할 해야 하지만 회전이 불규칙적으로 이루어 질 수 있기 때문에 자세조정이 어렵게 된다. 이때 위의 2가지 문제들이 시너지를 이루게 되어 자세를 잡지 못하고 배터리의 전력이 떨어져 큐브위성의 운용자체가 불가능하게 되는 경우가 발생 할 수 있다.^[6,19] 이후의 요구사항인 STR-15~18의 경우 발사환경에

대한 구조해석을 통하여 해당조건에 대하여 큐브위성의 안전성을 확보하기 위한 요구 사항이다.

Table 3.3 KMSL CubeSatellite Requirements

ID	Title	Requirements
STR-01	Structure Material	The structure should be used from Aluminum 7075, 6061.
STR-02	Surface Finish	The structure must be hard anodized to prevent cold welding.
STR-03	Payload Location interface	The space of Payload1 should be 96mm · 98mm · 65mm or more and the space of Payload2 should be 94mm · 85mm · 71mm or more.
STR-04	Bolt	There should be no interference with the Bolt and Solar Panel that bind the structure and the plate.
STR-05	Solar Panel	There should be no interference between the connector of the Solar Panel and the internal parts of the structure.
STR-06	Camera FOV	The distance between Payload1 and the camera should be 24mm or more considering the FOV.
STR-07	P-POD	No part of the structure except the rail face should interfere with the P-POD.
STR-08	Rail Contact	The rail surface of the structure should contact 75% or more of P-POD.

ID	Title	Requirements
STR-09	Rail	The rail face of the structure shall have a minimum width of 8.5 mm.
STR-10	Rail Edges	The edges of the rail 4 should be rounded to a radius of 1 mm or more.
STR-11	Size	The width, height, and height of the structure should be 100mm, 100mm, and 340.5mm, which is the standard of P-POD.
STR-12	Mass	The mass of the structure should be less than 3.99 kg.
STR-13	Center of Mass	The mass center of the structure must be within 20mm of the X, Y, and Z axes at the center of the feature.
STR-14	Margin of Safety	The margin of safety of the structure should be 0 or more.
STR-15	Quasi-Static Load	It shall be capable of withstanding a quasi-static load of 18.75 G respectively in the X, Y and Z directions of the structure.
STR-16	Random Vibration Test	It must be able to withstand the random vibration specified in Falcon 9.
STR-17	Modal Test	The natural frequency of the structure should be at least 30Hz more than the natural frequency of the projectile.
STR-18	Plate	Be able to support Payload in launch environment.

본 연구에서 발사체의 발사환경과 우주 환경에서 구조해석을 통한 안전성 검증을 위하여 Figure 3.7과 같은 큐브위성의 구조체 설계를 진행 하였다. 기본적인 구조체 형상의 경우는 Enduro사의 구조체를 이용 하였으며, 내부 전장부품의 배치 및 Solar Panel의 형상에 따라 Customizing을 진행 하였다. 전체적으로 각 과학 탑재체들을 지지 할 수 있는 지지대를 추가 설계를 하였으며, 지지대와 과학 탑재체를 결속 시킬 수 있도록 각각의 결합 부를 설계 하였다.

Figure 3.7에서 보이는 것과 같이 Solar Panel과 구조체와 볼팅 처리를 하기 위하여 구조체에 Countersunk의 홀을 제작하여 볼트와 구조체사이의 접촉 면적을 증가 시켰다. 또한, 구조체의 전체적인 형상의 경우는 P-POD와 아주 밀접한 관계를 가지고 있다. 앞서 Table 3.3에서 설명하였던 요구사항을 만족하기 위하여 Figure 3.8에 나와 있는 것과 같이 P-POD의 레일 규격에 맞도록 구조체의 레일면을 설계하였다. P-POD의 레일 면의 경우 약 6mm로 대부분 설계가 되어 있기 때문에 구조체의 레일면의 경우 Figure 3.9의 구조체 도면과 같이 8.5mm로 설계를 진행 하였으며 각 모서리 부분에도 R1.5로 라운드 처리를 진행 하여 P-POD와 구조체간의 접촉면적을 늘렸다. 또한 P-POD에 레일면을 제외하고 간섭을 받지 않도록 구조체에 도출 부분을 제거 하여 설계를 진행 하였다.

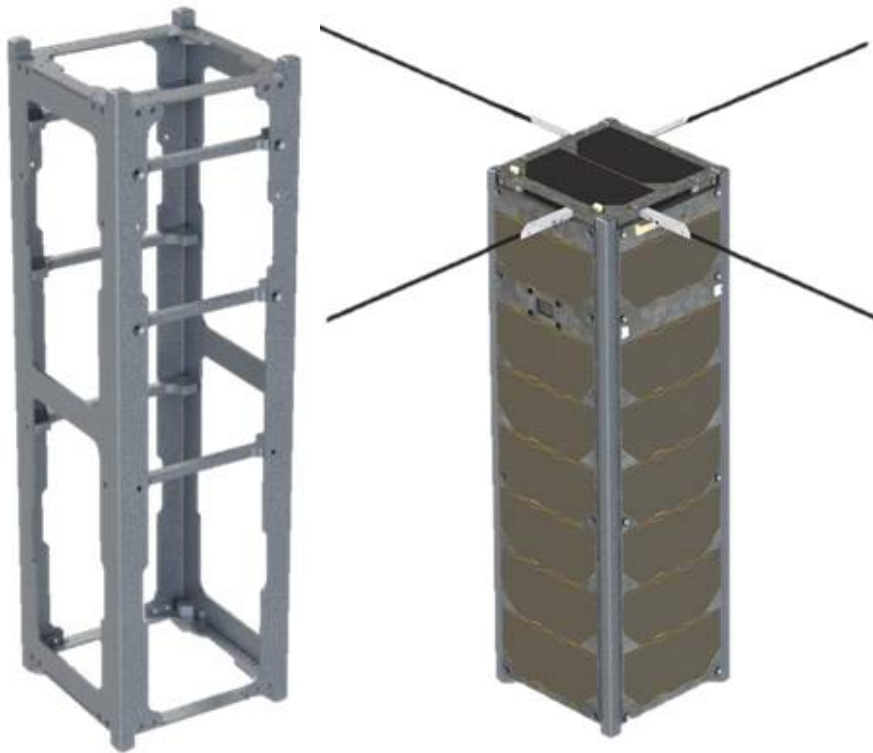


Figure 3.7 Designed 3U Structure for the KMSL CubeSatellite

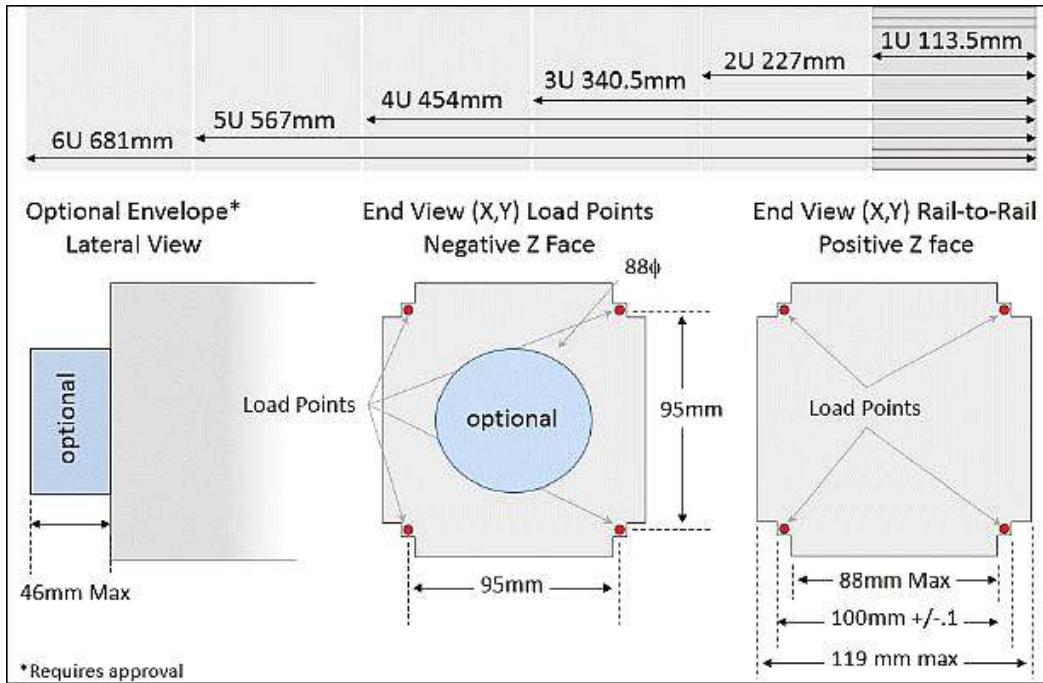


Figure 3.8 NanoRacks P-POD Dimensions^[20]

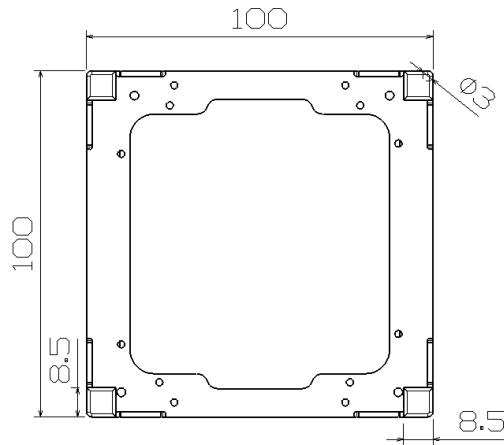
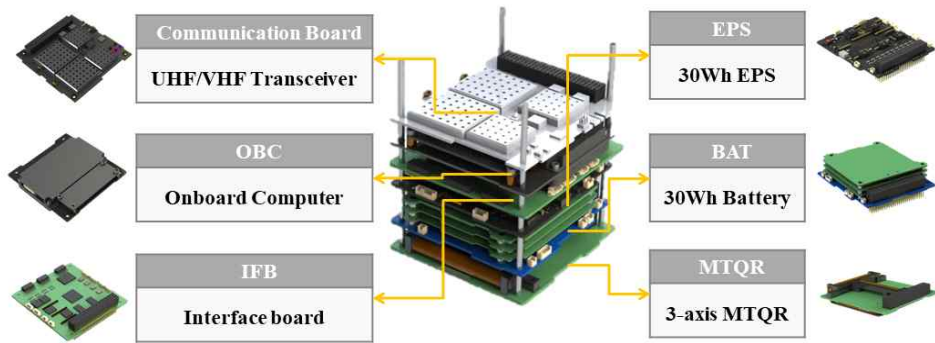
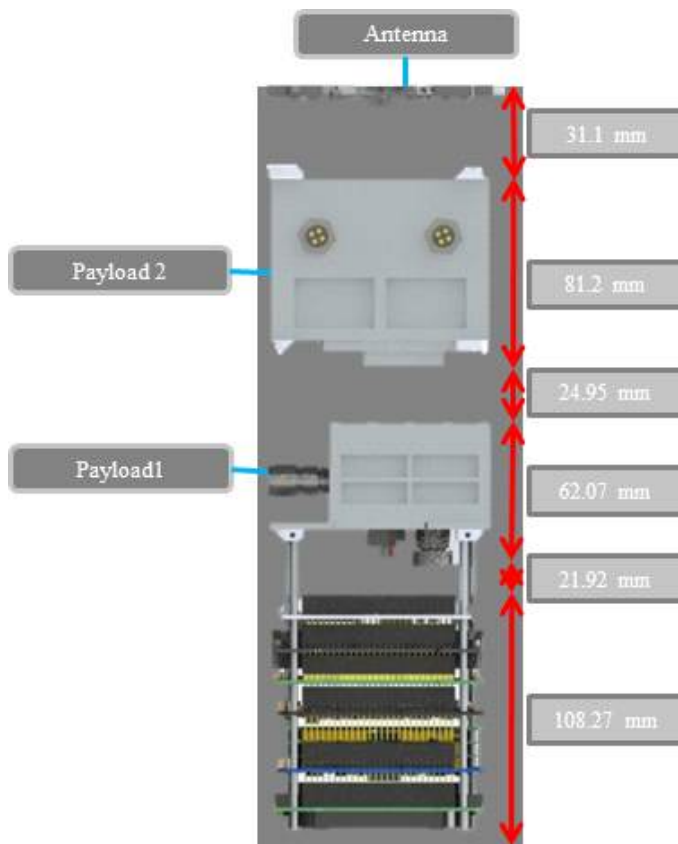


Figure 3.9 Structure Dimensions

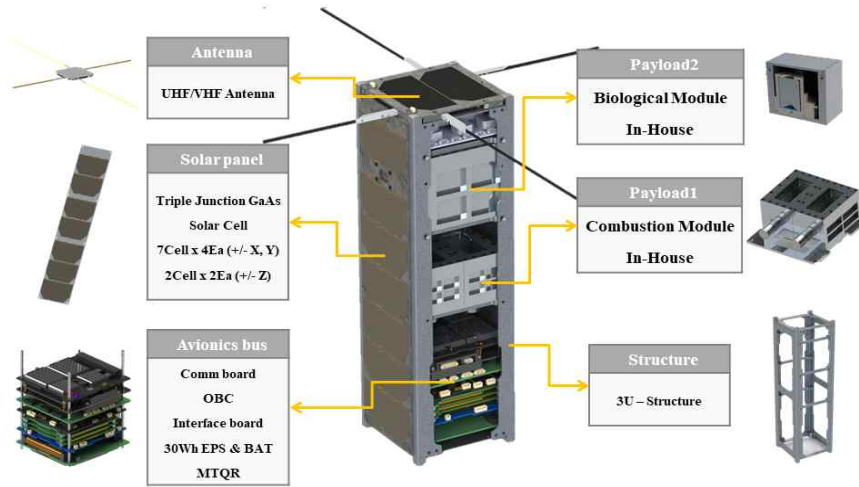
내부에 들어가는 과학임무를 위한 과학 탑재체들과 서브시스템을 위한 Avionic의 배치의 경우는 Solar Panel의 커넥터 위치 및 Harness 작업에 따라서 Figure 3.10와 같이 진행 하였다.



(A) Avionics Bus Placement



(B) CubeSatellite Component spacing



(C) CubeSatellite Placement

Figure 3.10 CubeSatellite Placement

3.3 준정적 해석(Quasi-Static Analysis) 결과

준정적해석을 진행하기 위하여 Table 3.4와 같이 Mesh를 삼면체와 사면체를 이용하여 나누었으며, 구속조건의 경우 일반적인 P-POD와 큐브위성의 구속조건의 경우 P-POD와 큐브위성의 레일면에서 발생하는 마찰과 P-POD의 스프링으로 인하여 레일의 상단과 하단부에 있는 각각의 4모서리 부분이 구속되는 2가지 구속조건이 있다. 하지만, 본 논문에서는 가혹조건에서 구조해석을 진행하기 위하여 큐브위성의 레일의 상단과 하단부의 각 4모서리 부분만 구속을 하여 구조해석을 진행하였다. 또한, 구조해석을 진행하기 위한 큐브위성의 부품들에 대한 물성치 값의 경우 Table 3.5와 같이 적용하여 구조해석을 진행 하였다.

준정적해석의 조건의 경우 X, Y, Z 각 축에 Space X Falcon 9의 발사환경을 기준으로 하여 Table 3.6와 같이 18.75G의 중력의 힘을 가하였으며, Figure 3.11과 같은 구속조건에 따라 큐브위성에 대하여 준정적 해석을 진행 하였다. 그 결과 Figure 3.12과 같이 큐브위성 전체적인 등가응력 값을 구하였다. 또한 가장 큰 등가응력이 발생한 Z축에 대해서는 각 부품별 등가응력 값과 등가응력이 발생하는 위치에 대하여 Figure 3.13에 정리 하였다.

Table 3.4 CubeSatellite Mesh Property

Mesh	
Nodes	530,867
Elements	298,473

Table 3.5 CubeSatellite Interface Material Property

Component	Material	Density (kg/m ³)	Young's Modulus (Pa)	Tensile yield strength (Pa)	Tensile Ultimate Strength (Pa)	Poisson's Ratio
3U Structure	AL 6061 T6	2700	6.92E10	2.76E8	3.1E8	0.33
Solar Panel (Plate)	AL 6061 T6	2700	6.92E10	2.76E8	3.1E8	0.33
Solar Panel(cell)	GaAs	5320	8.55E10	7E9	7E9	0.31
Avionics PCB	FR4	1900	1.2E10	2.75E8	6.2E8	0.12
ASS	AL 6061 T6	2700	6.92E10	2.76E8	3.1E8	0.33
Battery	Li-Polymer	5600	7E10	7E9	7E9	0.2
Antenna	AL 7075	2810	7.17E10	2.76E8	3.1E8	0.33
Housing (Payload1)	AL 6061 T6	2700	6.92E10	2.76E8	3.1E8	0.33
BK7 (Payload1)	BK7	2400	8.2E10	4.903E7	4.903E7	0.208
Housing (Payload2)	AL 6061 T6	2700	6.92E10	2.76E8	3.1E8	0.33
Holder (Payload2)	Teflon	2160	5.75E8	4.14E7	4.5E7	0.46
O-ring (Payload2)	Rubber	1000	1.5E6	3E7	3.2E7	0.49
O-ring (Payload1)	Silicon	2330	1.65E11	7E9	7E9	0.22

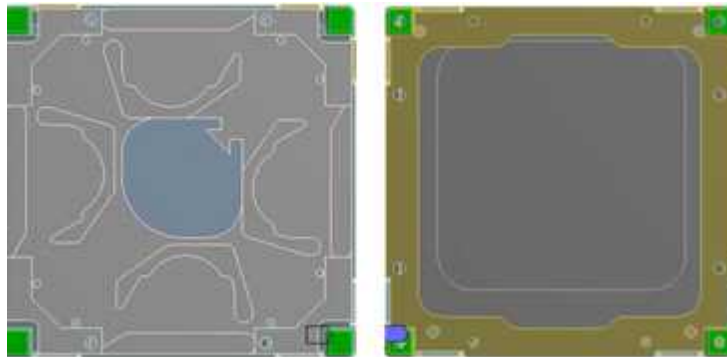
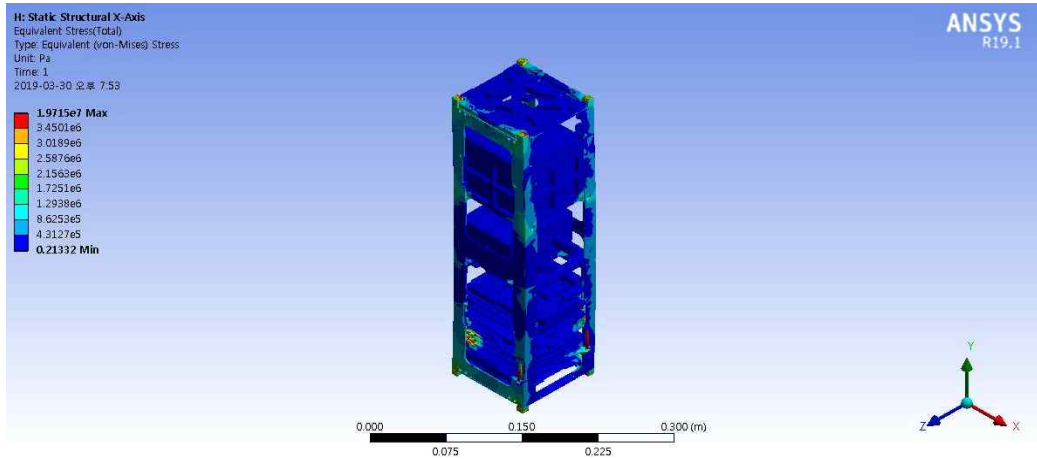


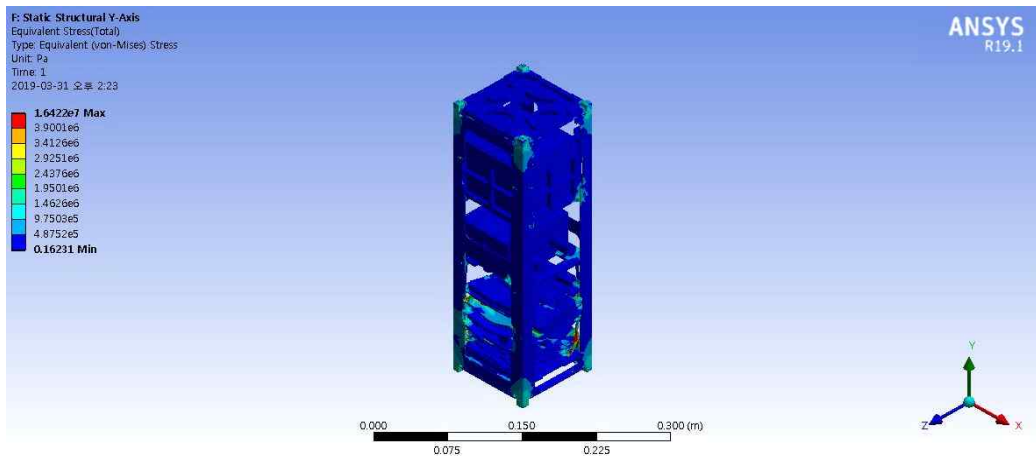
Figure 3.11 CubeSatellite Restraint Method

Table 3.6 Falcon 9 Test Characteristics of Quasi-Static^[21]

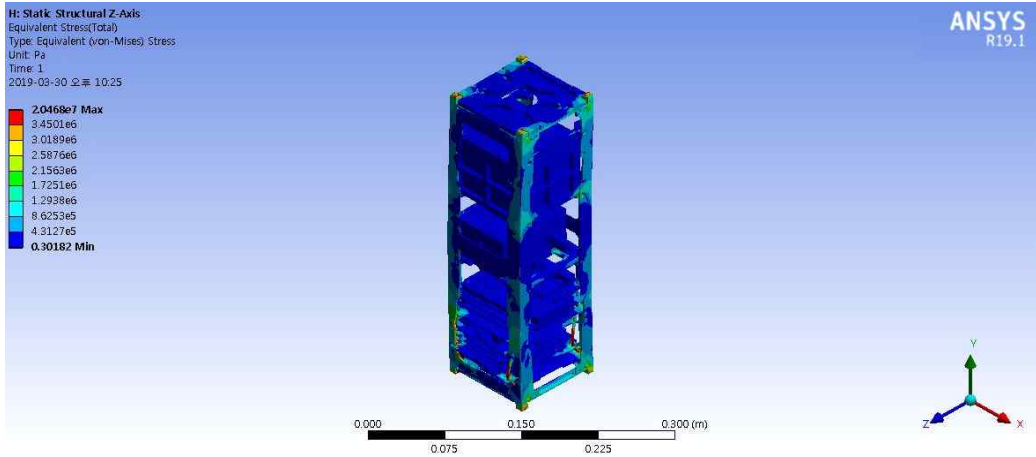
Characteristic	Qualification Level
Analysis Test	Required
Longitudinal [LRF]	+ 18.75 g
Transverse [LRF]	+ 18.75 g
Duration	5 cycles@full level per axis (7 ramp cycles 60 (60)) sec



(A) Result in X Direction Quasi-Static Analysis



(B) Result in Y Direction Quasi-Static Analysis



(C) Result in Z Direction Quasi-Static Analysis

Figure 3.12 CubeSatellite Quasi-Static Analysis

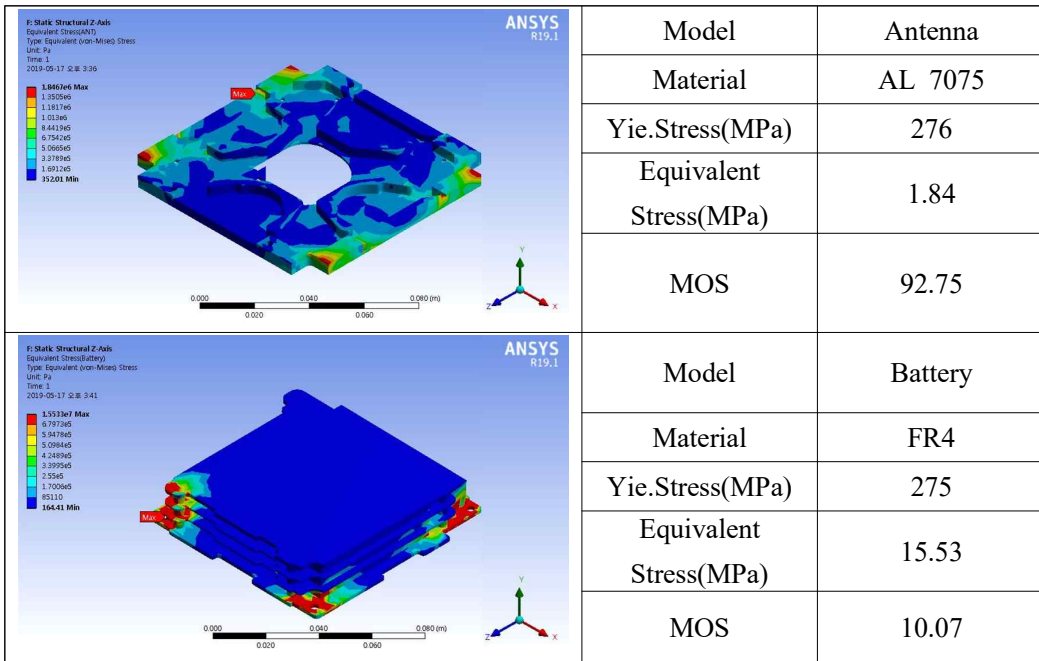


Figure 3.13 Result in Z CubeSatellite Interface Quasi Static Analysis

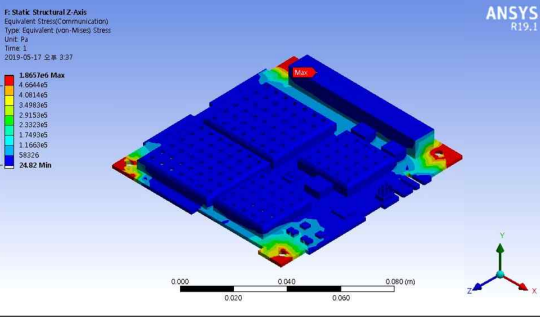
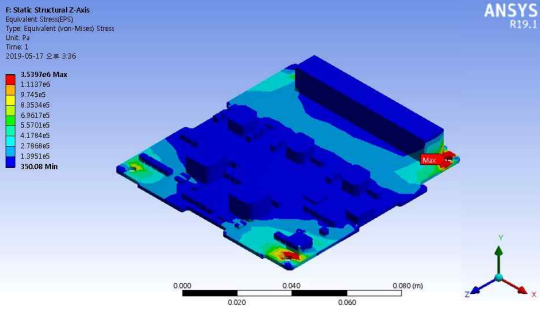
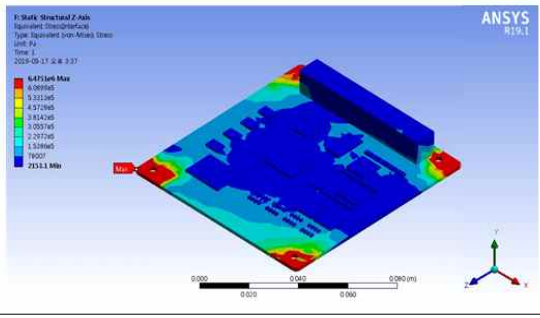
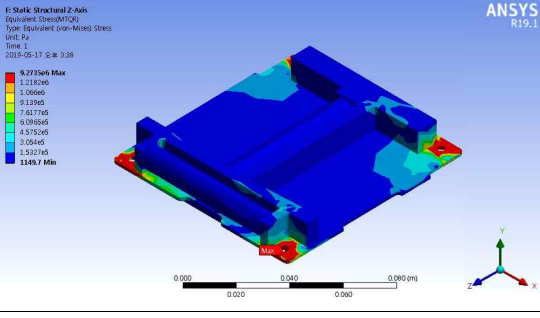
	Model	Communication Board
	Material	FR4
	Yie.Stress(MPa)	275
	Equivalent Stress(MPa)	1.87
	Model	EPS
	Material	FR4
	Yie.Stress(MPa)	275
	Equivalent Stress(MPa)	3.54
	Model	Interface Board
	Material	FR4
	Yie.Stress(MPa)	275
	Equivalent Stress(MPa)	6.48
	Model	MTQR
	Material	FR4
	Yie.Stress(MPa)	275
	Equivalent Stress(MPa)	9.27
	MOS	17.54

Figure 3.13 Result in Z CubeSatellite Interface Quasi Static Analysis(Continue)

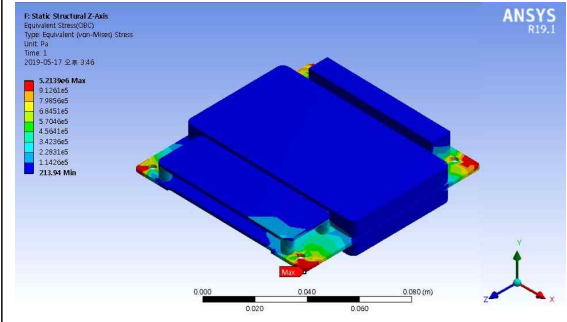
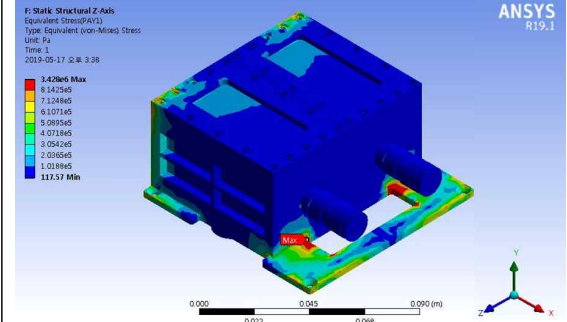
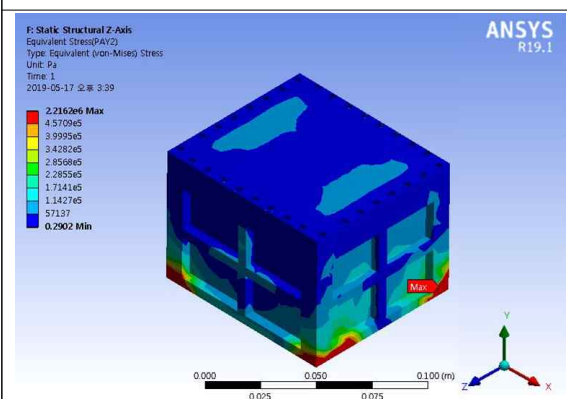
	Model	OBC
	Material	FR4
	Yie.Stress(MPa)	275
	Equivalent Stress(MPa)	5.21
	Model	Payload1
	Material	AL6061-T6
	Yie.Stress(MPa)	276
	Equivalent Stress(MPa)	3.43
	Model	Payload2
	Material	AL6061-T6
	Yie.Stress(MPa)	276
	Equivalent Stress(MPa)	2.22
MOS	76.7	

Figure 3.13 Result in Z CubeSatellite Interface Quasi Static Analysis(Continue)

전체적인 큐브위성의 구조해석의 결과는 X, Z축에 대해서는 -Z Frame 부분이, Y축에 대해서는 Avionic Bus의 배터리부분에서 가장 큰 등가응력을 구하였다. 각축에 대한 준정적해석에서 나타난 등가응력에 대하여 식(3.1.6)을 이용 하여 안전여유율을 구하였다. 이때, -Z Frame의 재질은 AL 6061-T6이며 배터리의 재질은 FR 4이다. AL 6061-T6과 FR4에 대한 항복응력의 경우 Table 3.5에 나와 있는 것과 같이 276MPa와 275MPa값을 식(3.1.6)에 대입하여 Table 3.7와 같이 안전여유율을 얻었다. 가장 작은 안

전여유율은 Z축에서 발생하였으며 7.43으로 안전성을 확보하였다고 볼 수 있었다.

Table 3.7 Result in CubeSatellite Quasi-Static Analysis

CubeSatellite			
Direction	X	Y	Z
Max Equivalent Stress(MPa)	19.15	16.42	20.47
Margin of Safety	8.01	9.51	7.43





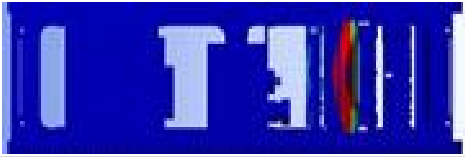


3.4 모드 해석(Modal Analysis) 및 랜덤진동 해석(Random Vibration Analysis) 결과

발사체의 고유 진동수의 경우 발사체를 제작하는 회사에서 일정 수준의 고유진동수를 예측을 하며 제작을 진행 하고 있다. 발사체의 평균적인 고유 진동수는 80Hz 내외의 고유 진동수를 가지고 있다. Figure 2.3에서 구속조건이 제일 적은 1차 모드에서 낮은 고유진동수가 발생되기 때문에 1차 모드의 모드해석결과 값이 발사체의 고유진동수와 최소 30Hz이상 차이를 가지고 있는 것이 안전하다고 할 수 있다.^[22] 모드 해석결과 Table 3.8과 같이 모드형상에 따른 결과 값을 얻을 수 있었다. 또한 각 모드별 고유진동수의 발생하는 부품에 대한 결과 값은 Table 3.9와 같이 얻었다. 1차 모드 결과 값의 경우 393.59Hz로 요구조건인 110Hz와 290Hz이상 차이나는 것을 확인 할 수 있다.

Table 3.8 Result in Modal Analysis

CubeSatellite					
Mode	Frequency (Hz)	Component	Mode	Frequency (Hz)	Component
1	393.59	EPS	6	559.73	Communication Board
2	411.3	Battery	7	640.33	EPS
3	426.63	OBC	8	691.35	EPS
4	443.79	Battery	9	740.15	EPS
5	499.65	Interface Board	10	864.09	Interface Board

Table 3.9 CubeSatellite Deformation According to Each Mode Shape

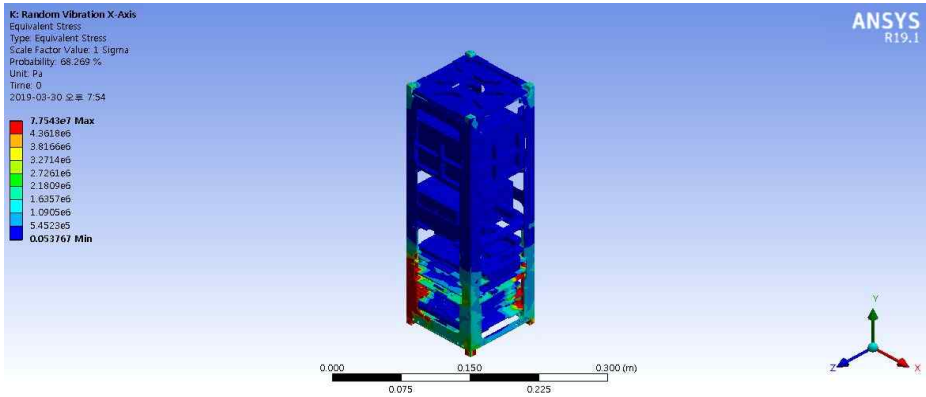
Mode 01	
Mode 02	
Mode 03	
Mode 04	
Mode 05	
Mode 06	
Mode 07	

랜덤진동 해석은 Falcon 9의 발사환경에서 큐브위성에 가해지는 비 결정적(non-Deterministic) 진동들에 대하여 가속도계를 통하여 얻은 가속도-시간에 대한 결과를 가속도-주파수에 대한 영역으로 변환하여 나타낸 Table 3.10의 기준을 이용하여 구조해석을 진행하였다. 앞서 진행하였던 모드 해석 결과에서 나타난 큐브위성의 공진 주파수와 진동사이에서 나타나는 영향을 모드중첩법을 이용하여 구조해석을 진행하여 발사환경에

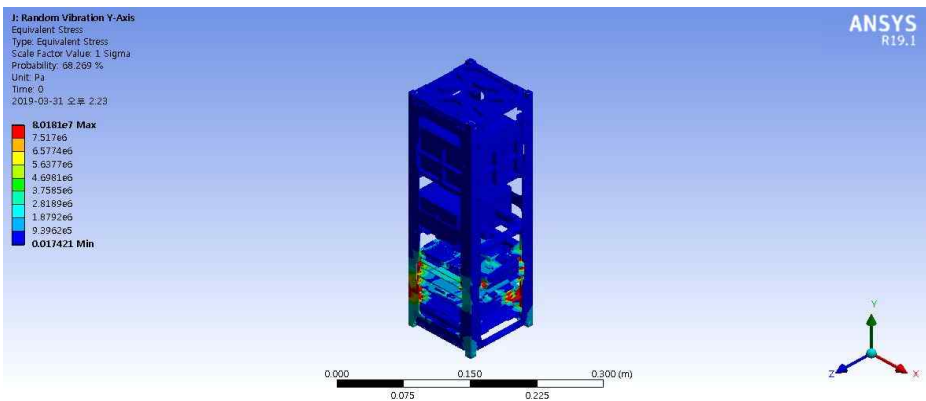
대해 큐브위성이 안전한지 확인하였다. 구조해석 결과 큐브위성의 경우 Figure 3.14와 같이 결과 값을 얻었다. 각축에 대한 큐브위성에 대한 구조해석 결과에서 가장 큰 등가응력이 발생한 축에 대해서는 각 전장품들에 대한 등가응력을 Figure 3.15에 정리하였다. 또한, 앞서 진행하였던 준정적해석과 같이 식(3.1.6)을 이용하여 Table 3.11과 같이 안전여유율을 구하였다. 안전여유율 계산 결과 0이상이기 때문에 안전한 것을 확인할 수 있다.

Table 3.10 Falcon 9 Characteristics of Random Vibration Test^[6]

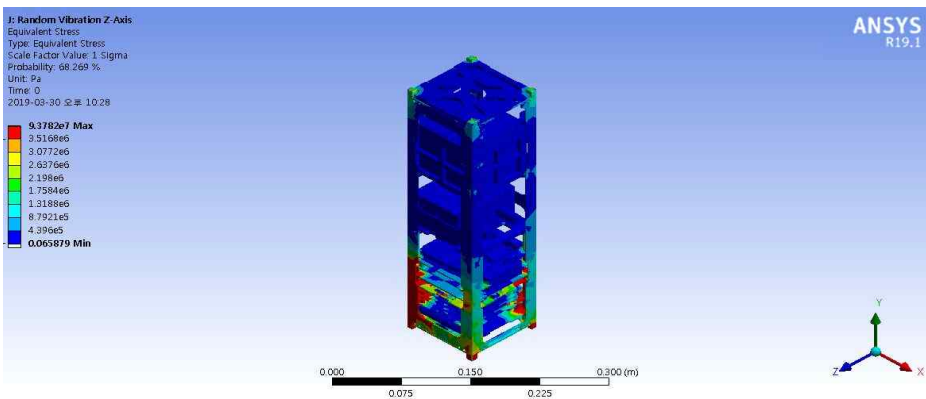
Characteristic		Qualification Level
Test		Required
Directions Type	[BRF]	X, Y, Z
Profile	Frequency range [Hz]	Amplitude [G²/Hz]
	20	0.026
	50	0.16
	800	0.16
	2000	0.026
RMS acceleration Duration		14.1 [g]
		180 [sec/axis]



(A) Result in X Direction Random Vibration Analysis



(B) Result in Y Direction Random Vibration Analysis



(C) Result in Z Direction Random Vibration Analysis

Figure 3.14 CubeSatellite Random Vibration Analysis

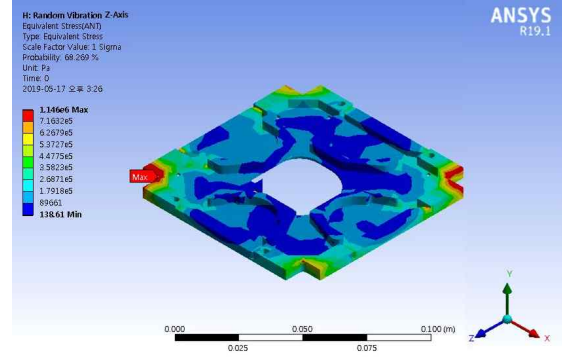
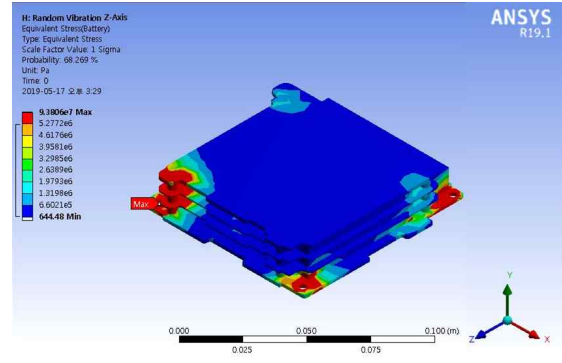
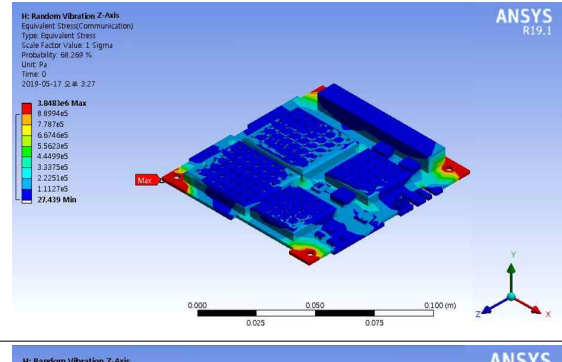
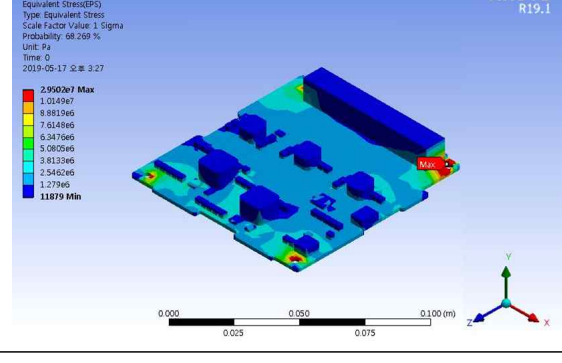
	Model	Antenna
	Material	AL 7075
	Yie.Stress(MPa)	276
	Equivalent Stress(MPa)	1.14
	Model	Battery
	Material	FR4
	Yie.Stress(MPa)	275
	Equivalent Stress(MPa)	93.8
	Model	Communication Board
	Material	FR4
	Yie.Stress(MPa)	275
	Equivalent Stress(MPa)	3.85
	Model	EPS
	Material	FR4
	Yie.Stress(MPa)	275
	Equivalent Stress(MPa)	29.5
	MOS	4.83

Figure 3.15 Result in Z CubeSatellite Interface Random Vibration Analysis

<p>ANSYS R19.1 H: Random Vibration Z-Axis Equivalent Stress(Interface) Type: Equivalent Stress Scale Factor Value: 1, Sigma Probability: 68.269 % Unit: Pa Time: 0 2019-05-17 오후 3:27</p> <p>2.3152e7 Max 4.657e6 4.079e6 3.501e6 2.9231e6 2.3451e6 1.7671e6 1.1891e6 6.113e5 33184 Min</p>	Model	Interface Board
	Material	FR4
	Yie.Stress(MPa)	275
	Equivalent Stress(MPa)	23.15
<p>ANSYS R19.1 H: Random Vibration Z-Axis Equivalent Stress(MTQR) Type: Equivalent Stress Scale Factor Value: 1, Sigma Probability: 68.269 % Unit: Pa Time: 0 2019-05-17 오후 3:28</p> <p>4.7762e7 Max 9.872e6 8.6422e6 7.4114e6 6.1806e6 4.9498e6 3.719e6 2.4882e6 1.2574e6 26567 Min</p>	Model	MTQR
	Material	FR4
	Yie.Stress(MPa)	275
	Equivalent Stress(MPa)	47.77
<p>ANSYS R19.1 H: Random Vibration Z-Axis Equivalent Stress(OBC) Type: Equivalent Stress Scale Factor Value: 1, Sigma Probability: 68.269 % Unit: Pa Time: 0 2019-05-17 오후 3:29</p> <p>8.6354e6 Max 9.872e6 2.0787e6 1.7819e6 1.4851e6 1.1883e6 8.9149e5 5.9469e5 2.9788e5 3075.6 Min</p>	Model	OBC
	Material	FR4
	Yie.Stress(MPa)	275
	Equivalent Stress(MPa)	8.64
<p>ANSYS R19.1 H: Random Vibration Z-Axis Equivalent Stress(Pay1) Type: Equivalent Stress Scale Factor Value: 1, Sigma Probability: 68.269 % Unit: Pa Time: 0 2019-05-17 오후 3:28</p> <p>1.3482e6 Max 1.271e5 2.9456e5 2.5282e5 2.107e5 1.6857e5 1.2644e5 84313 42183 52.808 Min</p>	Model	Payload1
	Material	AL6061-T6
	Yie.Stress(MPa)	276
	Equivalent Stress(MPa)	1.35
MOS	126.97	

Figure 3.15 Result in Z CubeSatellite Interface Random Vibration Analysis(Continued)

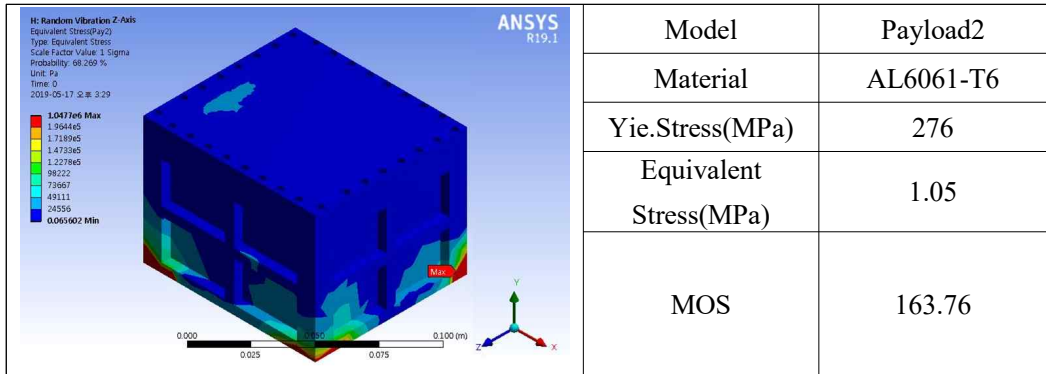


Figure 3.15 Result in Z CubeSatellite Interface Random Vibration Analysis(Continued)

Table 3.11 Result in Structural Random Vibration Analysis

CubeSatellite			
Direction	X	Y	Z
Max Equivalent Stress(MPa)	77.54	80.18	93.78
Margin of Safety	1.11	1.04	0.75

랜덤진동해석의 경우 구조물에 대한 등가응력 뿐만 아니라 응답 파워 스펙트럼 밀도 (Response Power Spectral Density, Response PSD)도 구할 수 있다. 응답 파워 스펙트럼 밀도의 경우 주파수 영역에 따른 힘의 분포가 어떻게 나타나는지를 보여준다. 즉, 어느 주파수 일 때 힘의 성분이 크게 나타나는지 작게 나타나는지를 알 수 있다.^[23] 응답 파워 스펙트럼 밀도를 구하기 위한 기준점의 경우 랜덤진동 해석을 진행 하였을 경우 각각 최대 등가응력이 발생하였던 부분을 기준으로 해석을 진행 하였으며 큐브위성의 응답 파워 스펙트럼 밀도의 경우 랜덤진동 해석 결과에서 가장 큰 등가응력이 발생하였던 Z 축에 대한 해석을 진행 하였다. 응답 파워 스펙트럼 밀도의 결과 값의 경우 Figure 3.16에 나와 있는 것과 같이 결과 값을 얻을 수 있었다. 또한, 랜덤진동에서 가장 큰 등가응력이 발생하였던 배터리부분에서 가장 큰 응답 파워 스펙트럼 밀도가 발

생하였으나, 배터리부분에서 보이는 피크 점의 주파수의 경우 각각 443Hz, 507.99Hz에서 발생 하였다. 큐브위성에 대한 응답 파워 스펙트럼 밀도의 경우 모드 해석에서 1~3 차 모드와 같이 낮은 모드에서 해당 피크점이 나오는 것을 확인 하였다. 기본적으로 낮은 차수 모드이지만 큐브위성의 1차 모드는 약 400Hz로 주파수의 크기가 크기 때문에 발사환경에서 큐브위성에 큰 영향을 끼치지 않을 것으로 예상된다.^[23]

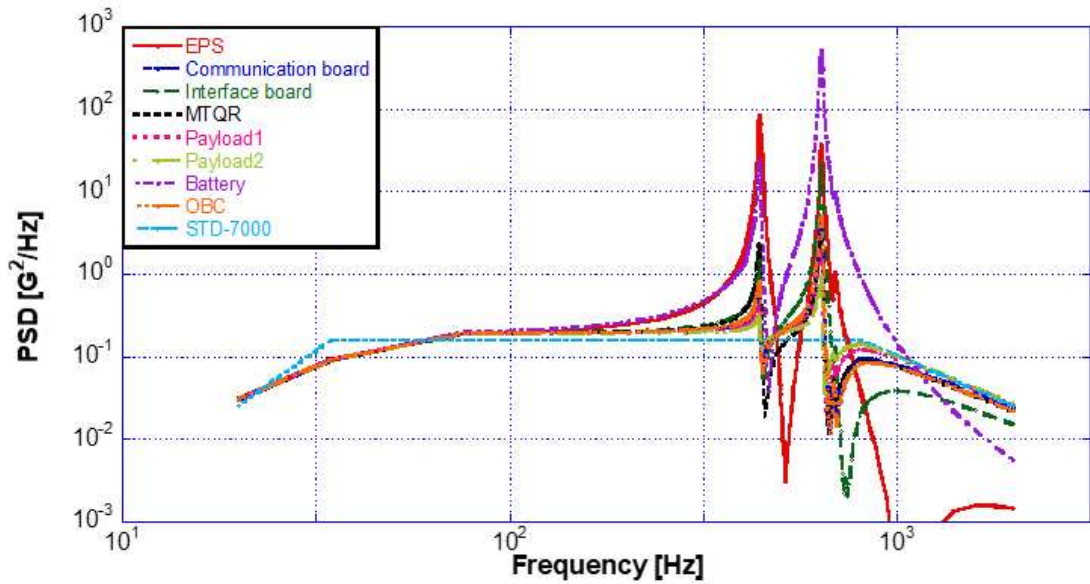


Figure 3.16 CubeSatellite Response PSD with Z axis

제 4 장 진동 시험 결과

구조해석을 통하여 안전성을 확인 큐브위성을 Falcon9 기준을 이용하여 진동 시험을 진행 하였다. 진동시험의 진행 순서의 경우 Figure 4.1와 같이 각 축별로 진행 하였으며, 축별로 진동 시험이 끝난 후 전장품에 대한 이상 유무를 확인 하는 작업을 진행 하였다.

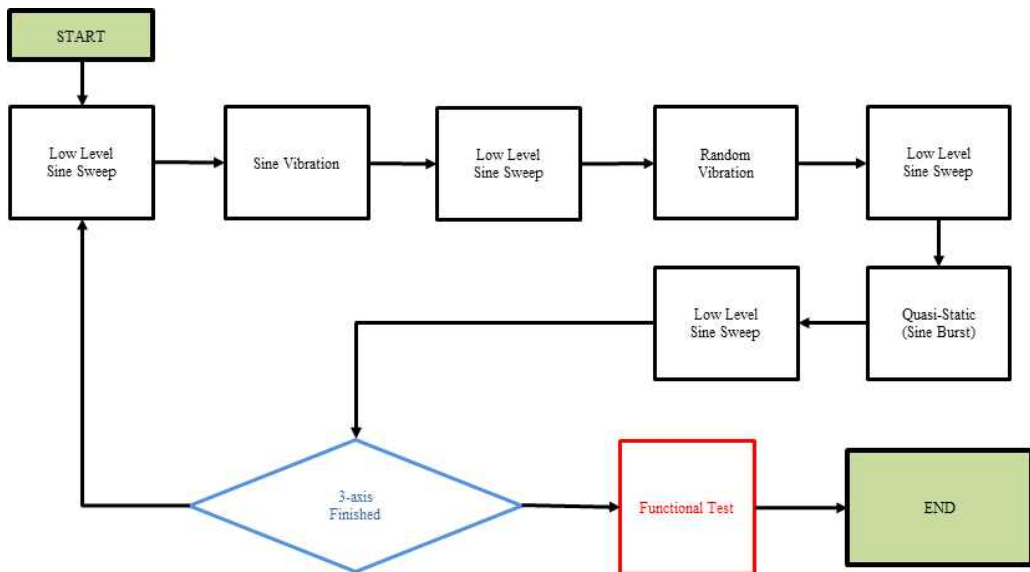


Figure 4.1 Block Diagram of KMSL Vibration Test Work Flow

진동시험 중 Low Level Sine Sweep(LLSS)과 사인진동(Sine Vibration)의 경우 큐브의 성의 고유진동수를 파악하기 위한 테스트 이다. LLSS의 경우 Table 4.1과 같은 시험 조건으로 시험을 진행 하였으며, 다른 진동 테스트들과 다르게 여러 시험들의 사이에 넣어 진동시험을 진행 한 후 고유 진동수가 변화하는 지를 체크 하여 큐브위성에 이상이 발생하였는지에 대한 1차적인 확인을 하였다. 사인진동시험 조건은 Table 4.2와 같이 진행을 하였다. LLSS과 사인진동의 가장 큰 차이는 진동의 범위와 진폭에 있다. LLSS의 경우는 낮은 진폭에서 높은 주파수 범위를 시험 하며, 사인진동은 높은 진폭에서 낮은 주파수 범위에 대한 시험 결과 값을 보고 해당 주파수에서 이상 유무를 판단한다. 준정적시험과 랜덤진동시험은 3장에서 구조해석을 진행한 규격과 같은 범위에

서 진동시험을 진행 하였다. 진동시험 데이터를 수직하기 위한 가속도계의 경우 Figure 4.2와 Table 4.3과 같은 위치에 부착을 하였다.

Table 4.1 Test Characteristics of Low Level Sine Sweep Vibration Test^[21]

Characteristic		Qualification Level
Test		Required
Directions Type	[BRF]	X, Y, Z
		Harmonic
Amplitude		0.4 g
Frequency range		5 - 2000 [Hz]
Sweep Rate		2 [oct/min]

Table 4.2 Test Characteristics of Sine Vibration Test^[21]

Characteristic		Qualification Level
Test		Not Required
Directions Type	[BRF]	X, Y, Z
Profile	Frequency range [Hz]	Amplitude [g]
	5	1.3
	8	2.5
	100	2.5
Sweep rate		2 [Oct/min]
Tolerance		Amplitude = \pm 3dB

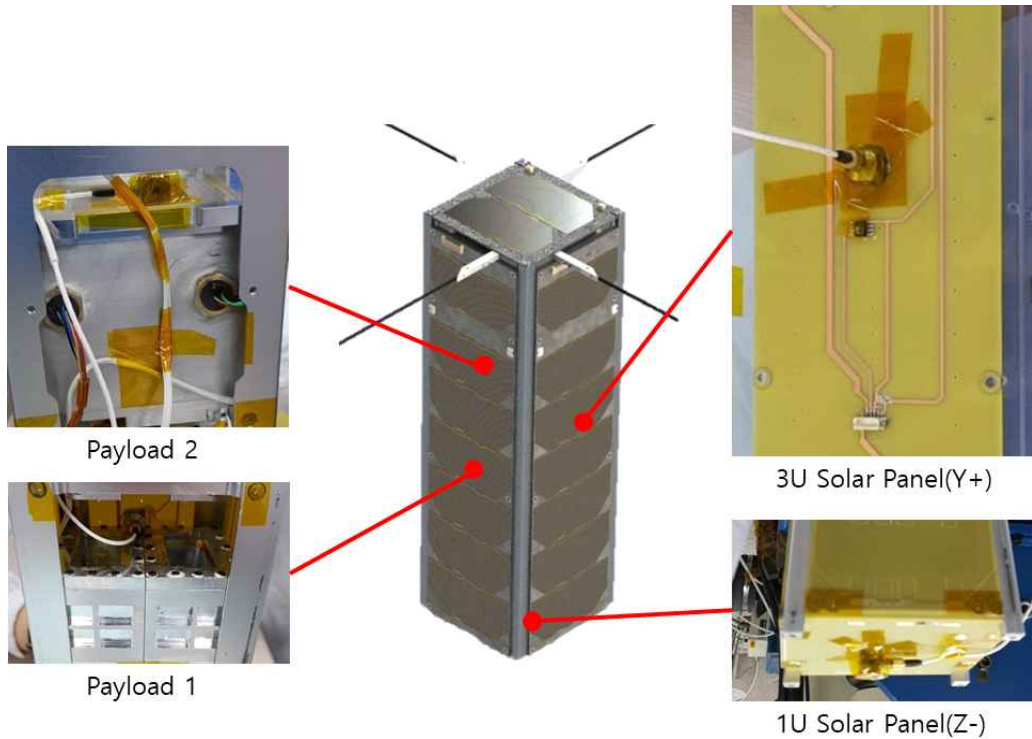
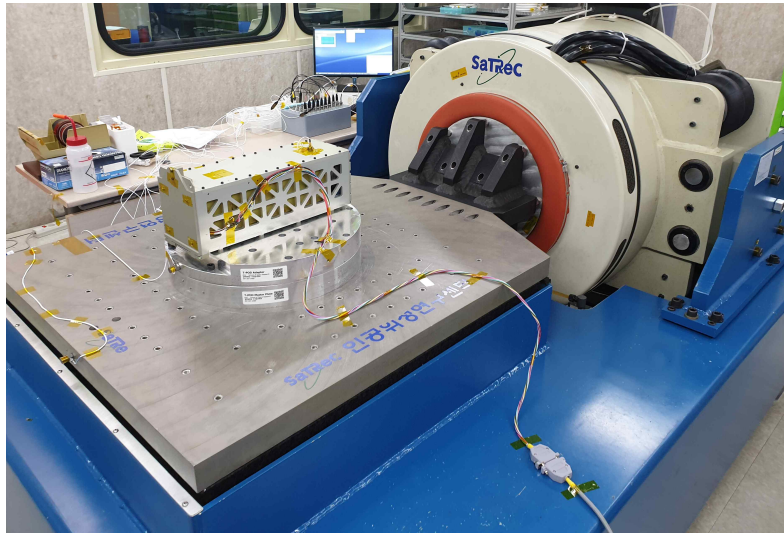


Figure 4.2 Accelerometer Location

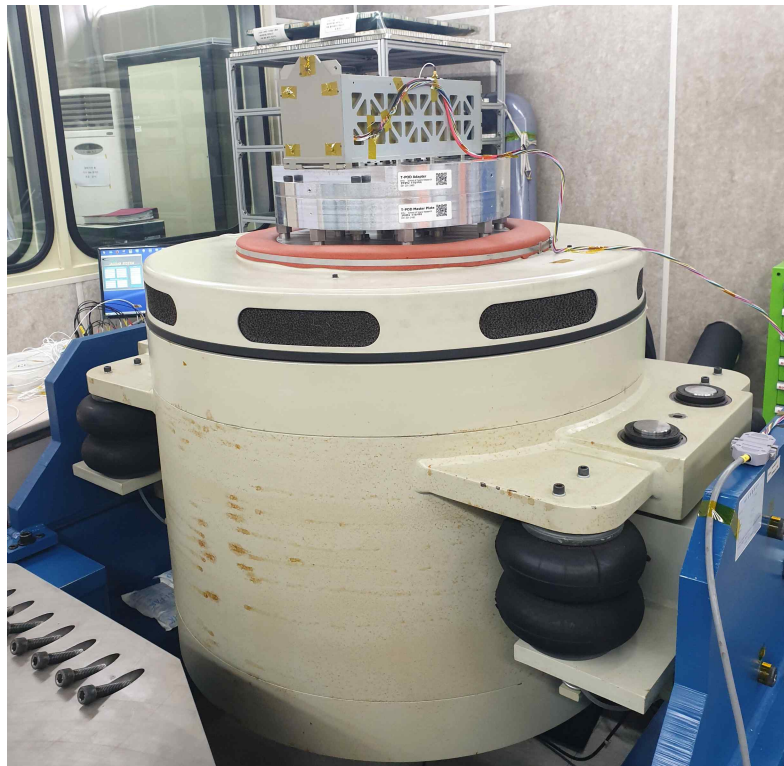
Table 4.3 Accelerometer List

No.	Location
A1	Payload2 Housing
A2	Payload1 Cartridge
A3	Solar Panel (Y+)
A4	Solar Panel (Z-)

진동시험의 축별 시험 순서의 경우 Z->Y->X축 순서로 진동시험을 진행 하였으며, 큐브위성을 P-POD에 넣어 Figure 4.3과 같이 시험을 진행 하였다. 진동시험 결과 Figure 4.4 ~ 4.7과 같이 결과를 얻을 수 있었다.

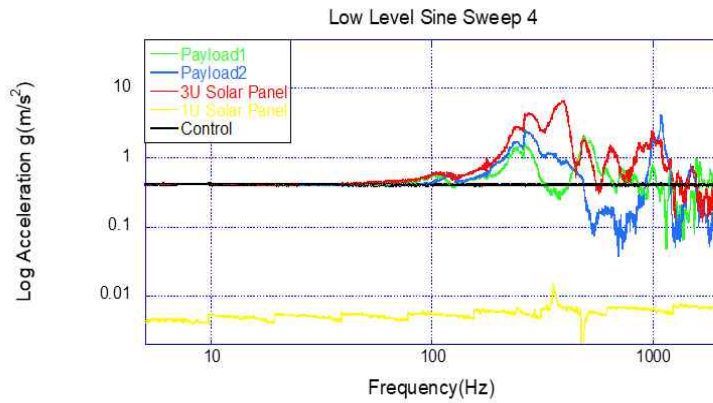
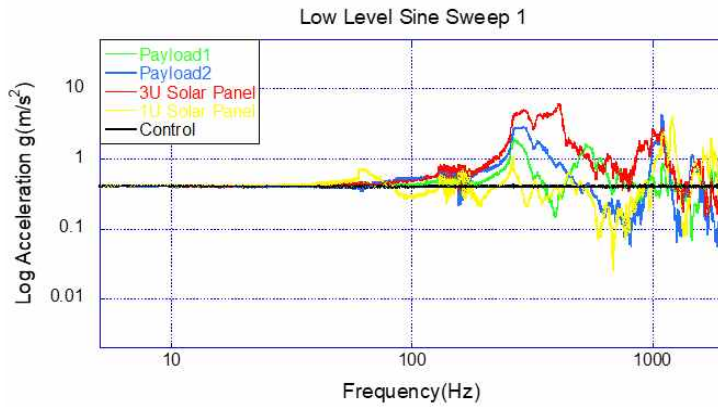


(A) Y, Z Direction Setting

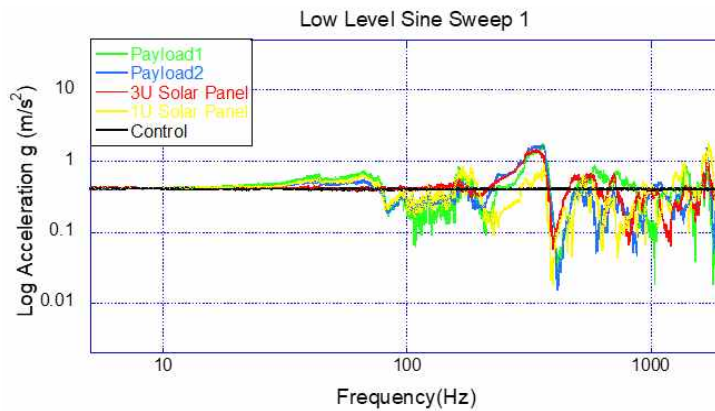


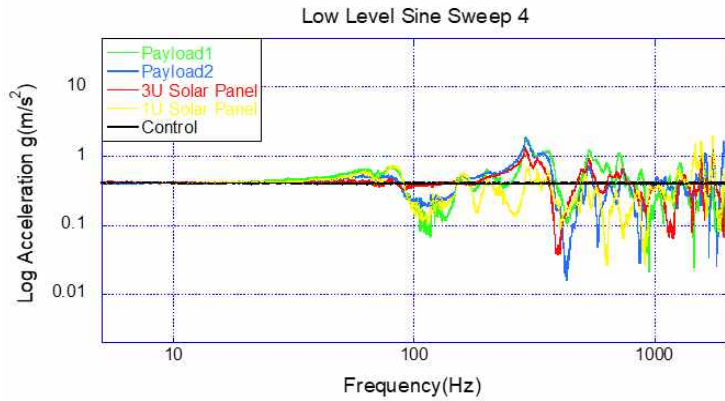
(B) X Direction Setting

Figure 4.3 Vibration Test Setting

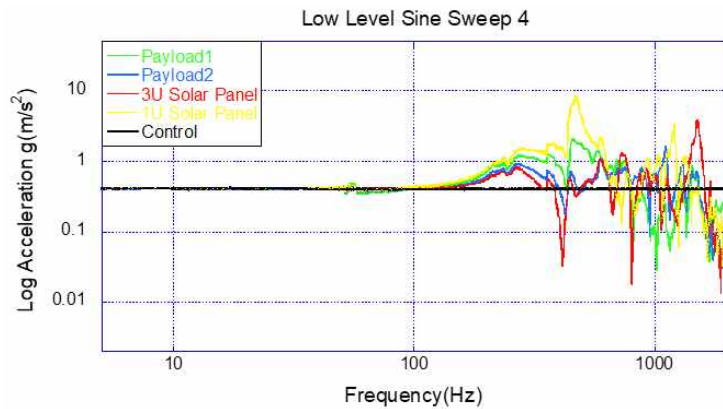
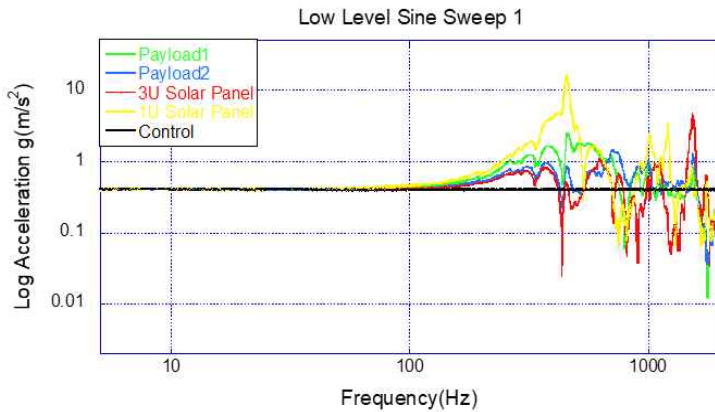


(A) X Direction Low Level Sine Sweep Test



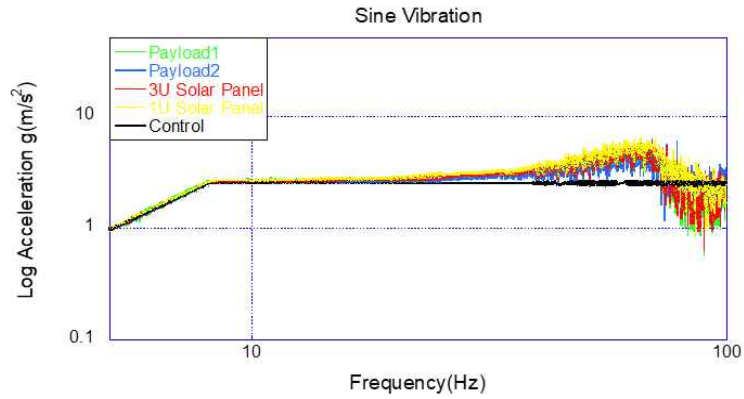


(B) Y Direction Low Level Sine Sweep Test

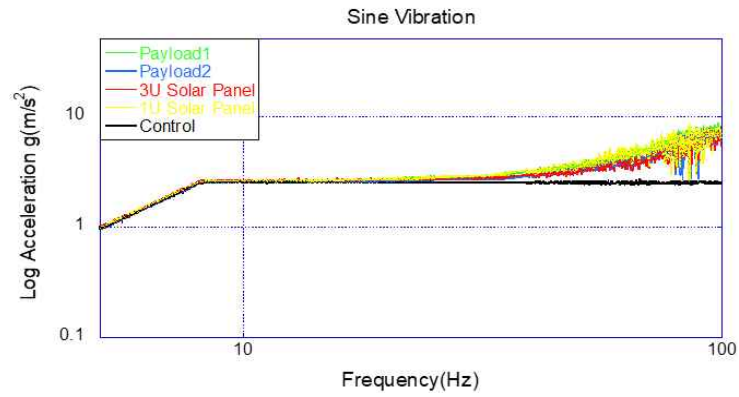


(C) Z Direction Low Level Sine Sweep Test

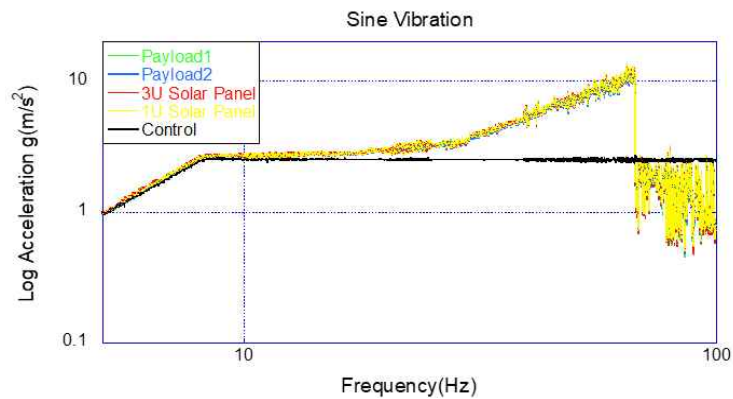
Figure 4.4 Result in Low Level Sine Sweep Test



(A) X Direction Sine Vibration

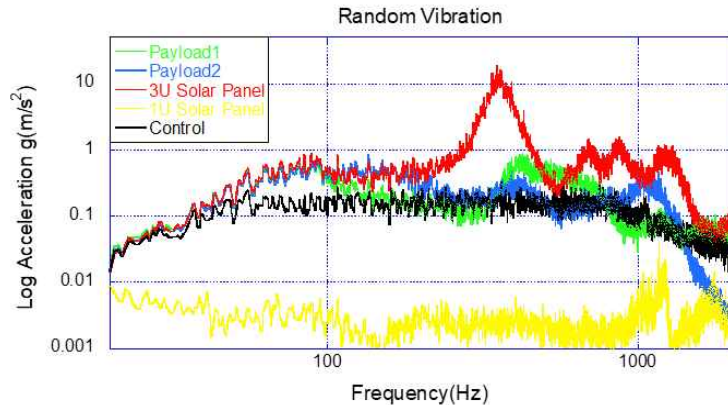


(B) Y Direction Sine Vibration

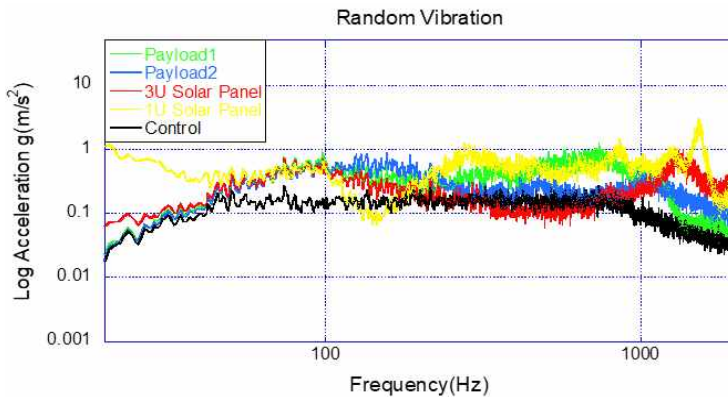


(C) Z Direction Sine Vibration

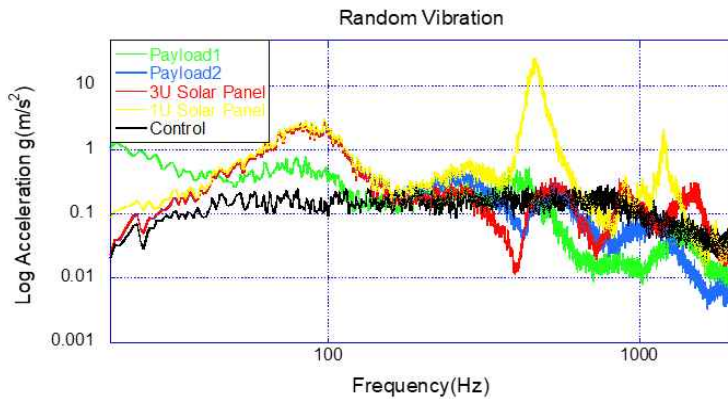
Figure 4.5 Result in Sine Vibration Test



(A) X Direction Random Vibration Test

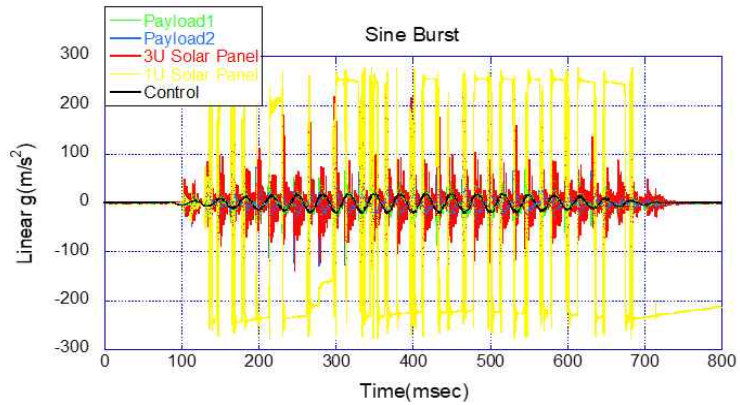


(B) Y Direction Random Vibration Test

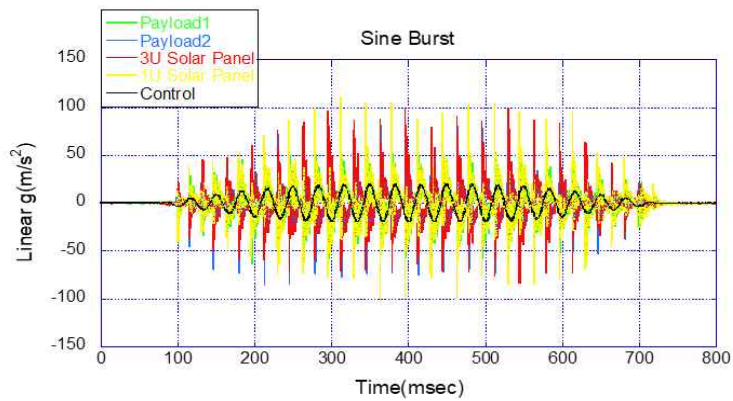


(C) Z Direction Random Vibration Test

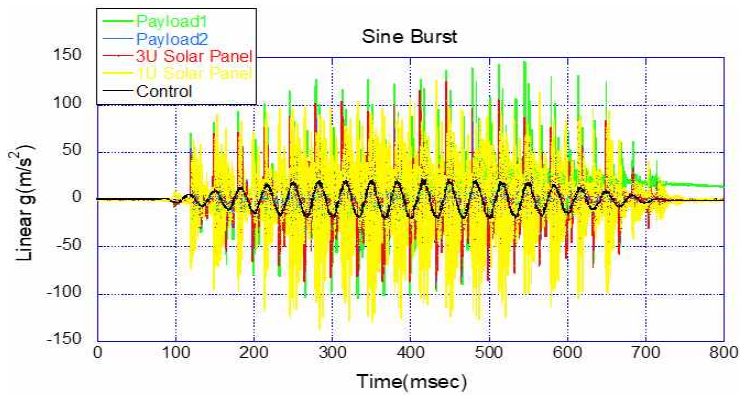
Figure 4.6 Result in Random Vibration Test



(A) X Direction Sine Burst Test



(B) Y Direction Sine Burst Test



(C) Z Direction Sine Burst Test

Figure 4.7 Result in Sine Burst Test

LLSS 시험결과 X, Y, Z축에서의 각각의 고유진동수의 경우 Table 4.4와 같이 나타났다. 모드해석에서 나타났던 1차 고유진동수인 393.59Hz에 대하여 진동시험에서 가장 낮은 고유진동수가 나온 X축의 결과 값과 130Hz정도 차이가 나는 것을 확인 할 수 있었다. 이는 구조해석을 진행할 경우 설정하였던 구속조건의 차이가 있기 때문으로 판단된다. 구조해석을 진행할 때는 Z Frame의 레일부의 8모서리 부분을 구속조건으로 잡아서 구조해석을 진행하였지만 실제 큐브위성의 경우 추가적으로 레일부의 마찰력에도 영향을 받는다. 이는 연세대학교 큐브위성인 CANYVAL-X에 대한 LLSS 시험에서 레일부의 마찰력으로 인하여 결과가 다르게 나오는 것을 확인 할 수 있다.^[24] 다른 추가적인 이유로는 큐브위성과 P-POD간의 결속이 완벽하게 되지 않고 각 축별로 유격이 발생하여 차이가 나는 것으로 보이며 X축의 경우 진동시험에서 마지막으로 진행한 축이기 때문에 앞서 진행하였던 진동시험의 영향도 있을 것이라고 판단이 되었다. 하지만 처음에 요구하였던 발사체의 고유진동수의 범위인 110Hz 이상이기 때문에 큐브위성에 대한 고유진동수는 이상이 없음을 확인 할 수 있었다.

Table 4.4 Result in Low Level Sine Sweep

Direction	Frequency(Hz)	Acceleration(g)	Component
X	264.48	18.02	Payload1
Y	291.98	24.94	Payload1
Z	456.35	41.35	1U Solar Panel

사인진동의 경우 각 축별로 정상적인 궤도를 보이다가 80Hz구간에서 급격한 감소와 떨림 현상이 발생하는 것을 확인 할 수 있다. 이는 시험이 끝난 이후 P-POD와 큐브위성간의 유격이 발생하는지 확인하는 과정 중 큐브위성과 P-POD와의 X, Y축으로 약 1~2mm 정도의 유격이 있는 것을 확인 하였다. 해당 유격이 원인이 되어 큐브위성과 P-POD간의 떨림이 발생하는 것이라고 판단을 하였으며, 특히 Z축의 경우 급격한 감소 현상이 발생하는 이유는 P-POD에 있는 스프링의 장력 부족으로 인하여 P-POD가 진동에서 큐브위성을 지지해주지 못하여 스프링의 진동과 큐브위성 간의 진동이 일치하게 되어 순간적으로 큐브위성이 진동에 대한 충격을 받지 않거나 미소한 량의 진동에 대

한 충격을 받아 그래프가 급감하고 낮은 가속도값을 유지하는 것으로 판단된다.

랜덤진동의 결과의 피크점의 경우 Table 4.5와 같이 나타났으며, 전체적인 그래프의 형상은 100Hz이전에서 그래프의 결과 값이 튀거나 증가하는 형상의 결과를 도출 하였다. 이는 LLSS와 같은 요인으로 발생한 것으로 보이며, 경희대학교의 CINEMA 큐브위성에서도 같은 현상이 발생하였다.^[25] 각축에 대한 결과 값은 Table 4.5와 같이 얻을 수 있었다. 이는 앞서 진행하였던 구조해석의 Response PSD 결과 값과 비교해볼 때 Z축에서 얻은 피크점의 주파수인 445Hz와 매우 유사한 결과 값을 얻을 수 있는 것을 확인 하였다. X축에 대한 1U Solar Panel의 결과 값의 경우 가속도계의 이상으로 인하여 정확한 결과 값을 측정하지 못하였다.

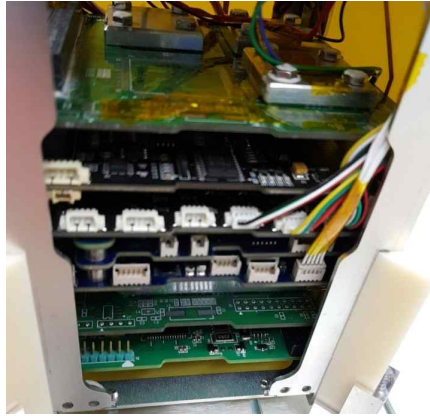
Table 4.5 Result in Random Vibration

Direction	Frequency(Hz)	Component
X	352	1U Solar Panel
Y	299	1U Solar Panel
Z	465	3U Solar Panel

준정적하중 시험의 결과 값의 경우 그래프에서 보이는 Control의 파형과 매우 유사한 파형의 결과 값이 나오는 것을 확인 할 수 있었으며, 이는 준정적하중 시험 진행 중 특이사항이 발생하지 않은 것을 확인 할 수 있다. X축의 1U Solar Panel은 앞서 설명하였던 가속도계의 이상으로 인하여 얻어진 결과이며, Z축의 결과가 다른 축보다 진폭이 일정하지 않은 이유는 밑판에 있는 스프링의 영향으로 파악이 된다.

결과적으로 진동시험 결과 각 축별 진행하였던 총 4번의 LLSS 시험 결과 LLSS1과 LLSS4에 대한 고유진동수의 변화는 최대 30hz정도 인 것을 확인 할 수 있었다. 이를 통하여 전체적인 진동시험을 진행하는 도중 큐브위성에 구조적 문제점이 발생하지 않았다는 것을 알 수 있었다. 또한 위에서 서술 하였듯이 구조해석과 진동시험에 대한 고유진동수가 130Hz정도 차이가 난다. 이는 구속조건에 따른 문제점이기 때문에 이 또한 문제가 없다고 판단을 하였다. 랜덤진동에서는 Z축에 대한 피크점의 주파수와 구조해석에서 Z축에 대한 Response PSD 해석 결과의 피크점의 주파수와 매우 유사한 것을

확인 할 수 있었기 때문에 구조해석에 대한 타당성이 있다고 판단할 수 있다. 마지막으로 진동시험 이후 진행하였던 성능시험(Function Test)에서도 내부 전장품들의 작동이 이상이 없었으며, Figure 4.8과 같이 내부 전장품들의 외적인 상태 또한 양호한 것을 확인 하였다. 따라서 발사환경에서 가해지는 충격과 진동에 대하여 큐브위성이 과학 탑재체와 다른 전장품들을 보호 할 수 있다고 판단하였다.



(A) Avionic Bus



(B) Payload 1



(C) Payload 2

Figure 4.8 Vibration Test CubeSatellite Result

제 5 장 결 론

본 연구에서는 큐브위성의 과학임무를 위한 과학 탑재체와 내부 전장품이 발사환경 · 우주환경에서 손상되지 않는 큐브위성에 대한 설계 및 구조해석을 진행하였다. 과학 탑재체에 대한 설계의 경우 다른 큐브위성 경연 팀들이 진행 하지 않은 우주 과학실험을 진행하기 위하여 압력용기를 설계 하였으며, 실험조건에 따른 과학 탑재체의 전체적인 형상을 설계 하였다. 그 후 과학 탑재체들의 실험에 따른 내부 압력과 외부 압력과의 압차에 대한 구조해석을 진행하여 과학 탑재체의 구조적 안전성을 확인하였다. 또한, 구조체설계시 압력용기를 구성함에 따라 무거운 과학 탑재체들을 지지하고 발사 · 우주환경에서 과학 탑재체와 다른 전장품들을 보호 할 수 있도록 여러 요구조건에 만족하는 구조체를 설계 하였다. 구조체의 경우 차후 내부 전장품과 과학 탑재체를 탑재하기 위하여 임의적인 배치를 진행하였으며, 배치에 따른 구조체의 형상을 수정설계 하였다. 큐브위성은 Falcon 9 발사체가 발사환경에서 엔진의 진동 및 공기의 마찰, 엔진의 분리 등으로 인해 발생하는 준정적 하중과 랜덤진동에 대한 특성을 이용하여 구조해석을 진행 하였으며, 발사체와 구조체에 대한 공진을 방지하기 위하여 모드해석을 추가적으로 진행 하였다. 이후, 구조해석을 통한 큐브위성의 안전성을 확인한 후 진동시험을 진행하였다. 진동시험으로는 큐브위성의 고유진동수를 확인 할 수 있는 LLSS 과 사인진동 시험을 진행 하였으며, 구조해석에서 진행하였던 랜덤진동과 준정적 하중 시험을 진행 하였다. 위와 같은 구조설계 · 해석과 진동시험을 진행한 결과 다음과 같은 결론을 도출해 낼 수 있었다.

(1) 과학 탑재체1의 경우 압력용기 압력을 0.3atm으로 유지하기 때문에 지구환경에서는 0.7atm, 우주환경에서는 0.3atm의 압력차에 대한 구조해석을 진행 하였으며, 과학 탑재체1의 광학창부분에서 등가응력이 크게 나오는 것을 확인 할 수 있었다. 과학 탑재체2의 경우는 압력용기 내부 압력을 1atm으로 유지하여 우주환경에서 1atm만큼의 압력차이에 대한 구조해석을 진행 하였으며, 압력용기의 윗부분에서 가장 큰 등가응력이 발생하는 것을 확인하였다. 하지만 과학 탑재체들에 대한 안전여유율을 구하였을 경우 0이상의 결과 값을 얻었기 때문에 과학 탑재체들에 대한 안전성을 확인 할 수 있었다.

(2) 큐브위성에 대한 준정적해석에 대한 결과 값의 경우 Z축에 대한 하중을 가하였

을 경우 Battery를 지지하고 있는 지지대 볼트와의 접촉부에서 가장 큰 등가응력이 나오는 것을 확인하였다. Z축에서 가장 큰 등가응력이 발생하는 이유는 Z축에 대한 하중을 가할 경우 하중을 받는 면적이 X, Y축에 비해서 매우 작기 때문이다. Battery부분에서 가장 큰 등가응력이 발생하게 된 계기는 전장품 중 Battery부분이 가장 무겁게 설계가 되어있으며, 전장품을 제외한 과학 탑재체의 경우 지지대 전체적인 면적으로 과학 탑재체들을 지지하고 있다. 하지만 전장품 부분의 경우는 지지대 볼트의 미소한 면적으로 전장품을 지지하고 있기 때문에 하중을 분산할 면적이 과학 탑재체에 비하여 매우 적은 면적인 것을 알 수 있다. 이와 같은 이유로 인하여 Battery의 볼트 접촉부에서 가장 큰 등가응력이 발생한 것으로 판단하였다.

(3) 모드 해석 결과 큐브위성의 고유진동수는 발사체의 고유진동수의 범위인 110Hz 이상의 결과 값을 얻은 것을 확인 할 수 있었다. 큐브위성에 대한 모드 해석 결과 각 모드별 고유진동수가 발생하는 부분의 경우 전체적으로 큐브위성에 결속면적이 적은 전장품에서 발생하는 것 또한 확인 하였다.

(5) 큐브위성에 대한 랜덤진동 해석 결과 축전체가 Battery부분에서 가장 큰 등가응력이 발생하는 것을 확인 할 수 있었다. 또한 응답 파워 스펙트럼 밀도의 경우 가장 큰 등가응력이 발생하였던 Z축에 대하여 EPS부분이 가장 낮은 주파수에서 가장 큰 응답 파워 스펙트럼 밀도가 발생하는 것을 확인 하였다. 응답 파워 스펙트럼 밀도의 피크점이 발생한 최저 주파수의 경우 앞서 진행하였던 모드 해석에서 큐브위성이 4차 모드 결과 값과 같은 주파수에서 발생한 것을 확인 할 수 있었다.

(6) LLSS 진동시험 결과 큐브위성의 고유 진동수는 263.69Hz인 것을 확인 할 수 있었다. 이는 앞서 진행하였던 구조해석 결과와 100Hz정도의 차이를 보이지만 큐브위성을 설계할 당시의 발사체의 고유진동수인 110Hz보다 160Hz더 크기 때문에 고유진동수에 대하여 큐브위성이 안전한 것을 확인 할 수 있었다. 또한 Z축에 대한 랜덤진동시험을 진행한 결과 피크점의 주파수는 465Hz이며 같은 조건의 구조해석의 경우 443Hz로 매우 유사한 결과 값을 얻을 수 있었다. 사인진동, 랜덤 진동, 준정적하중의 진동 시험을 진행하기 전·후에 LLSS시험을 진행한 결과 그래프형상과 피크가 크게 변화하지 않는 것을 확인 할 수 있었으며, 이를 통하여 육안으로 보이지 않은 큐브위성의 구조

적 문제에 대해서도 이상이 없다고 판단을 할 수 있었다. 또한, 진동시험결과 전체적인 큐브위성에 대하여 외적인 파손과 성능 테스트를 통한 Software적인 문제점이 발생하지 않은 것을 확인 할 수 있었다.

【참고문헌】

01. KARI, KASP, “2016 Space Industry Survey”, 2016
02. Lahrichi, A., “Heat Transfer Modeling and Simulation of MASAT1”, AL Akhawayn University, 2017
03. Kang, S. W., Han, S. H., Gong, H. C., Choi, G. H., “Current state of CubeSat Development in Korea”, Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol 11, No2, pp. 172~178.
04. Bang, H. C., “Launch and Operation of 2U CubeSat LINK for the Exploration of the Lower Earth Atmosphere”, Korea Advanced Institute of Science and Technology, 2017, TRKO201700000131
05. Han, S. H., Choi, Y. J., Cho, D. H., Choi, W. S., Gong, H. C., Kim, H. D and Choi, G. H., “Analysis of Cubesat Development Status in Korea” Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 2017, pp. 975-988
06. “Cubesat Design Specification Rev.12”, California Polytechnic State University, 2009
07. Fagerudd, F., “Stress Simulation of the SEAM Nano-Satellite structure during launch”, KTH Royal Institute of Technology School of Engineering Sciences, Master’s Thesis, 2014
08. “FALCON USER’S GUIDE”, SPACE-X, 2019
09. Hwang, K. L., Min, M. I., Moon, B. Y and Chang, Y. C., “Mechanical System Design and Development of the HAUSAT-1 Picosatellite”, Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 32, No. 9, pp. 103~113
10. Rysanek, F., Hartmann, J., Schein, J., and Binder, R., Paper SSC02-I-2, 16th AnnualAIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, 2002.

11. Tae Sung SNE FEA Division “Introduction to Finite Element Analysis and Linear Analysis”, 2013
12. Midas NFX, “CAE Encyclopedia”, 2017
13. Midas NFX, “Modal Analysis Technical Note”, 2017
14. Kim, H. S., “Structure and Thermal Finite Element analysis of ISSS(Instruments for Study of Space Storms) Payload of NEXTSat-1” Andong National University, Master’s Thesis, 2017
15. L.J.STAR “Chemical and Pharmaceutical Sight Glass Application Handbook”, 2007
16. KS B 6727, 비원형 몸체의 압력용기
17. Joao, A. H. F., “ISTNanosat-1 Heart Processing and digital communications unit”, Instituto Superior Tecnico University, Master’s Thesis, 2012
18. Development of Composite and Polymer Material Cubesat Structure with focus on Materials
19. Kikugawa, T., “Systems Integration and Stabilization of a Cubesat”, Department of Electrical Engineering University of Hawaii at Manoa Honolulu, 2007
20. NanoRack “NanoRacks CubeSat Deployer(NRCSD) Interface Definition Document(IDD)” NanoRack Copyright, 2018
21. Shin, J. H., “SPD 1004 - QM Vibration Testing”, Cubesat SIGMA, 2015
22. Oh, H. U., Jeon, S. H and Kwon, S. C., “Structural Design and Analysis of 1U Standardized STEP Cube Lab for On-Orbit Verification of Fundamental Space Technologies” International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing, Vol.2, No. 3, 2014
23. Ampatzoglou, A and Kostopoulos, V., “Design, Analysis, Optimization, Manufacturing, and

- Testing of a 2U Cubesat” International Journal of Aerospace Engineering, Vol. 2018, pp.1-15, 2018
24. Kim, G. N., Park, J. P., Chol, K. Y., Lee, J. P and Park, S. Y., “CubeSat Structure Design and Launch Environmental Test for CANYVAL-X Mission” KSAS 2016 Fall Conference, Vol. 2016, pp. 459-460
25. Kim, T. H., “Study on a Vibration Characteristic of CINEMA”, Kyung Hee University ,Master’s Thesis, 2012