

마이크로중력 과학 임무 수행용 초소형 위성의 진동 해석

김진혁*, 장정익**, 박설현***,#

*조선대학교 대학원 기계시스템·미래자동차공학과, **한국 자동차 연구원 환경기술연구센터,

***조선대학교 기계시스템·미래자동차공학부

Vibration Analysis of a Nanosatellite for Microgravity Science Missions

Jin-Hyuk Kim*, Jung-Ik Jang**, Seul-Hyun Park***,#

*Dept of Mechanical Systems and Automotive Engineering, Graduate School of Chosun University.

**Green Energy System Research Center, Korea Automotive Technology Institute.

***Dept of Mechanical Systems and Automotive Engineering, School of Chosun University.

(Received 21 October 2019; received in revised form 26 November 2019; accepted 30 November 2019)

ABSTRACT

A nanosatellite designed by the Korea Microgravity Science Laboratory (KMSL) is currently under development. The KMSL nanosatellite is designed to perform two different scientific missions in space. To successfully complete missions, a variety of tests must be conducted to verify the performance of the designed satellite before launch. As part of the qualification test campaign, the KMSL nanosatellite underwent high level vibrational tests (to comply with Falcon 9 qualification level) to demonstrate the integrity of the system. The purpose of this study is to demonstrate that the primary structure and all electronic and mechanical components can withstand the vibrations and the loads experienced during the launch period. To this end, the KMSL nanosatellite was exposed to static and dynamic loads and various types of vibrations that are inevitably produced during the space vehicle launch period. The vibration test results clearly demonstrated that all avionics and mechanical components can withstand the vibrations and the loads applied to the KMSL nanosatellite's body through a Pico-satellite Orbital Deployer (POD).

Key Words : Nanosatellite(초소형위성), Microgravity(마이크로중력), Sine Vibration Test(정현파 시험), Random Vibration Test(랜덤 진동 시험), Sine Burst Test(정적 하중 시험)

1. 서 론

초소형위성이란 1U (1 Unit) 기준 질량이 1.33kg

이하이고, 가로, 세로, 높이가 각각 10cm의 부피를 갖는 위성을 지칭하는 용어이지만, 가로, 세로가 각각 20cm이며 높이가 30cm인 직육면체까지 확장되며 최대 12U까지의 위성을 일컫는다. KMSL (Korea Microgravity Science Laboratory) 초소형위성은 과학기술정보통신부 주관으로 개최된 “2017년

Corresponding Author : isaac@chosun.ac.kr

Tel: +82-62-230-7174, Fax: +82-62-230-7171

큐브위성 경연대회”를 통해 선발되어 조선대학교 지능형 열 시스템 설계 실험실(Intelligent Thermal System Design Laboratory)과 전력 전자 및 에너지 변환실험실(Power Electronics & Energy Conversion Laboratory), 연세대학교 분자 세포 생물학 실험실(Molecular Cell Biology Laboratory)이 협력하여 개발 진행 중인 위성으로 2020년 2분기 중에 발사될 예정이다.

KMSL 초소형위성의 개발 목적은 마이크로중력, 절대진공, 우주 방사능과 같은 극한 환경에서 연소 실험과 생물육성실험의 2가지 과학 임무를 성공적으로 수행하고, 해외제품에 주로 의존하고 있는 전자모듈 일부를 국산제품으로 대체하여 실제 우주환경에서 작동 성능을 검증하는 것이다. 더 나아가 초소형위성을 활용하여 우주 환경에서 다양한 과학 실험을 수행할 수 있는 플랫폼을 구축하는 것이 최종 목표이다. 앞서 언급한 바와 같이 KMSL 초소형위성의 시스템 버스에 사용되는 일부 국산 전자모듈들은 우주 환경에서 사용된 바가 없고, 과학 임무 탑재체 또한 대학에서 자체 개발되고 있기 때문에 발사 환경과 우주환경에서 작동 성능 및 기능성을 충분히 검증해야 할 필요가 있다.

본 논문에서는 위성을 지정한 지구 궤도로 운반할 발사체의 발사과정에서 발생하는 각종 진동환경에서 설계·제작된 KMSL 초소형위성의 구조적 안정성과 기능성을 확인하고자 하였다. 이를 위해 실제 발사될 위성의 비행 모델 (Flight Model, FM)과 동일한 엔지니어링 모델(Engineering Model, EM)을 제작하고, 현존하는 발사체 진동환경 기준 중 가장 엄격한 Falcon-9 발사체의 Qualification Level의 진동환경 기준으로 테스트하였다. 아울러 KMSL 초소형위성의 엔지니어링 모델에 대한 진동 시험 과정과 그 결과에 대해 고찰하였다.

2. KMSL 초소형위성의 개요 및 구성

KMSL 초소형위성은 질량 약 3.6 kg, 10×10×34 cm의 3U급 위성으로 임무 수명을 약 6개월로 예상하고 있으며, 주요 특성은 Table 1에 기술되어 있다.

Table 1 System overview of KMSL nanosatellite

Contents	Specifications
Mission Life Time	6 Month
Payload	Combustion Experiment Module Biological Experiment Module
Volume	100 x 100 x 340.5 mm
Mass	3.595 kg
Altitude / Orbit	450km / Sun Synchronous
Attitude Control	< 2° (Omnidirection)
Power Generation	4.14 W
Interface	USB, UART, I2C, Serial
Link Margin	7.55 dB
Deployment	UHF / VHF Antenna

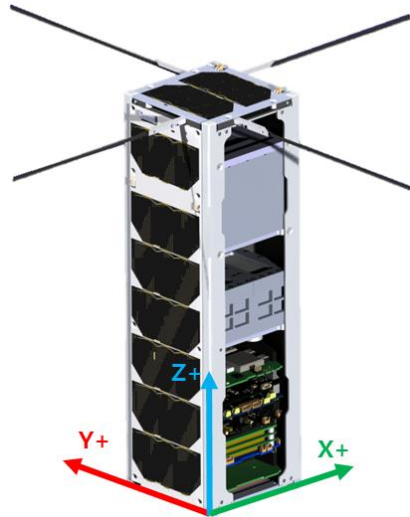


Fig. 1 Configuration of KMSL nanosatellite

위성 전반적인 시스템은 간결화를 중점으로 두고 위성 운용과 두 가지 과학 임무에서 요구하는 요구사항에 만족하도록 설계하였다. 아울러 위성 구조 설계 진행 시 전체 무게 중심을 고려하여 내부 전장품 및 실험 탑재체 배치를 하였으며 구조해석을 통해 설계결과를 검증하였다. KMSL 초소형위성의 비행 모델과 엔지니어링 모델은 Fig. 1에 볼 수 있는 바와 같이 하단부에 시스템 버스, 위성 중심에 연소실험 탑재체, 상단에 생물 육성실험 탑재체가 각각 설치되어 있고, 가장 상단에 UHF/VHF 안테나가 부착되어있다.

Table 2 List of components consisting of EM

Component	Model	Count
3U Structure	EM	1
3U Solar Panel	EM:1, Dummy:3	4
1U Solar Panel	EM:1, Dummy:1	4
10Wh EPS & BAT	EM	1
BAT	Dummy	1
TRX Board	Dummy	1
Antenna	Dummy	1
OBC	EM	1
Interface Board	EM	1
CEM	EM	1
BEM	EM	1

Table 3 Specification fo shaker

Item	Specification
Force Rating	53.4 [kN] (peak sine)
	106.8 [kN] (RMS random)
Maximum Acceleration	100[g] (sine vector)
	38.1 [mm] (continuous)
Displacement	55.9 [mm] (between mechanical limits)
Frequency Range	5 ~ 3,000 [Hz]
Maximum Velocity	1.78 [m/s]

진동 시험 모델은 비행 모델과 기능과 성능이 동일한 엔지니어링 모델의 부품을 조립하여 사용하였다. 다만, 예산상의 제약으로 엔지니어링 모델이 확보되지 않은 통신 보드와 안테나는 비행 모델과 질량 및 무게 중심을 동일한 더미 보드를 제작하여 장착하였다. 태양전지판은 기능, 성능을 수행하기 위한 1U(Z+), 3U(X-) 각각 1개의 엔지니어링 모델을 적용하였고, 나머지 면은 더미 태양전지판으로 마무리하였다. 진동 시험을 위해 제작된 KMSL 초소형위성의 엔지니어링 모델의 부품 목록은 Table 2에 정리되어 있다.

3. 진동시험 방법 및 절차

진동시험은 KAIST 인공위성 연구센터(Satellite Technology Research Lab : SaTReC)에서 진행하였고 시험에 사용된 장비를 Fig. 2에 도시하였고, 시험 장비의 재원을 Table 3에 정리하였다. 실제 발사체로부터 분리되는 환경과 동일한 조건을 구현하기 위해 그림에서와같이 발사관 (Pico-satellite Orbital Deployer)에 위성을 넣어 진동 시험을 수행하였다. 시험에 사용된 발사관은 ISIS社의 제품을 사용하였다. 발사관과 위성은 모서리에 4개의 Rail 부와 위성 사출을 위한 내부 스프링, 개폐 장치의 POM (Polyoxymethylene) 의해 고정된다. 발사관 내부의 POM과 스프링은 진동 감쇄 체계를 구성하여 외부의 충격이나 진동으로부터 발사관 내부에 장착된

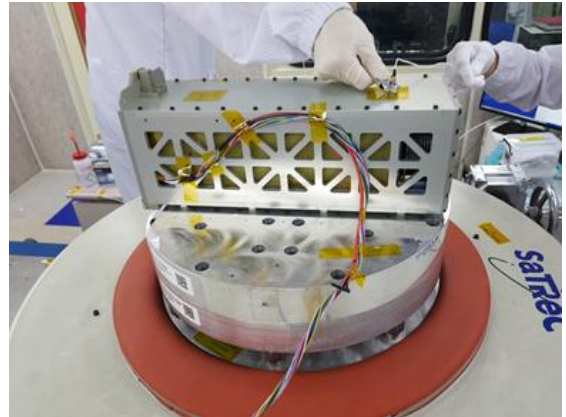


Fig. 2 Experimental setup for a vibration test

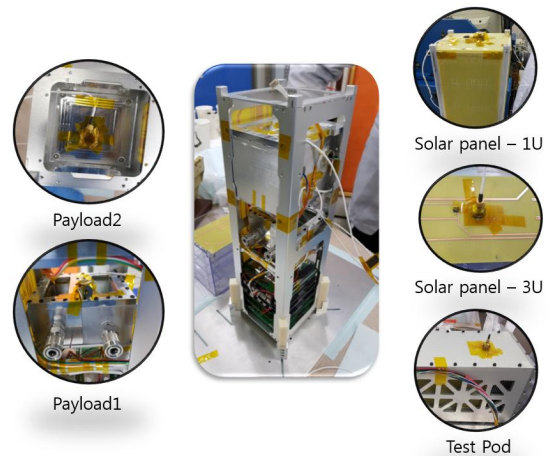


Fig. 3 Position of accelerometers attached

위성에 미치는 영향을 최소화시킬 수 있다. 위성에 전달되는 진동 특성은 가속도 센서의 응답특성을 통해 파악하였으며, Fig. 3에서 볼 수 있는 바와 같이 위성의 5지점에 부착하였다. 가속도 센서 위치 선정은 주로 진동환경에서 검증이 필요한 과학임무 탑재체에 각각 1개, 1U, 3U 태양전지판에 각각 1개 부착하였고, 마지막으로 위성과 발사관의 진동특성 차이를 확인하기 위해 발사관에 가속도 센서를 부착하였다. 일반적으로 초소형위성은 발사체에 의해 발사되기 때문에 발사체에서 요구하는 정적, 동적 요소들을 만족 해야한다. 발사체의 엔진이 연소하면서 발생하는 진동이 있고, 이와 공명을 피하기 위해 위성 구조의 고유주파수는 70Hz 이상이어야 한다. 본 연구에서는 제작된 위성의 발사환경과 유사한 진동으로 지정된 범위의 모든 주파수에서 공진을 확인하고 상호관계를 파악하기 위해 랜덤 진동(Random Vibration) 시험을 수행하였다. 아울러 위성의 기본 구조가 발사 중 발생하는 최대 예상 부하를 견딜 수 있을 만큼 충분한 강도를 가졌는지 확인하기 준정적 (Quasi-Static, Sine Burst) 시험을 병행하였다. 또한, 각 시험 전후로 Low Level Sine Sweep (LLSS)를 통해 고유진동수의 변화를 확인하여 시험 도중 가속도 센서가 부착된 내부 부품에 이상이 있는지 확인할 수 있도록 하였다. 초소형위성의 경우 음향 진동, 충격 하중에 대해 영향이 미미하므로 생략하였다. 각 축에 대한 진동 시험이 끝난 후 시스템 전반적인 기능시험을 수행하여 위성의 동작과 내부 전장품에 대한 이상 유무를 확인할 수 있도록 하였다.

Fig. 4는 진동 시험의 절차 및 순서를 도식화한 것이다.

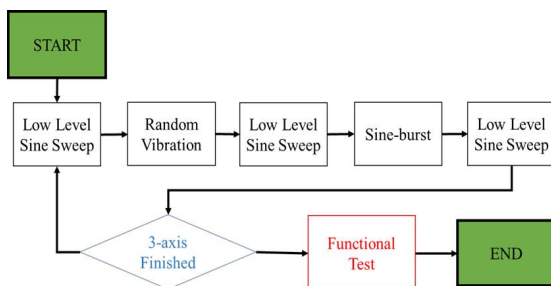


Fig. 4 Sequence of vibration test performed

Table 4 Conditions of vibration test

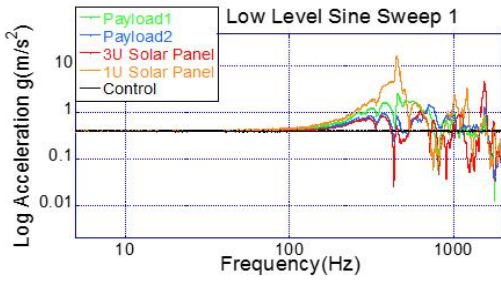
Characteristic		Value	
Sine Sweep	Amplitude	0.4 [g]	
	Frequency range	5-2000 [Hz]	
	Sweep Rate	2 [oct/min]	
Random Vibration	Profile	Frequency Range	Amplitude
		20 [Hz]	0.026 [G ² /Hz]
		50 [Hz]	0.16 [G ² /Hz]
		800 [Hz]	0.16 [G ² /Hz]
	2000 [Hz]	0.026 [G ² /Hz]	
RMS Acceleration		14.1 [g]	
Duration		180 [sec/axis]	
Sine Burst	Longitudinal [LRF]	+ 18.75 [g]	
	Transverse [LRF]	+ 18.75 [g]	
	Duration	5 [Cycles]	
		60 [sec]	

그림에서 볼 수 있는 바와 같이 진동 시험은 Z, Y, X축 순서로 진행하였으며, 축마다 랜덤 진동, 준정적 하중에 대해 시험을 진행하였다.

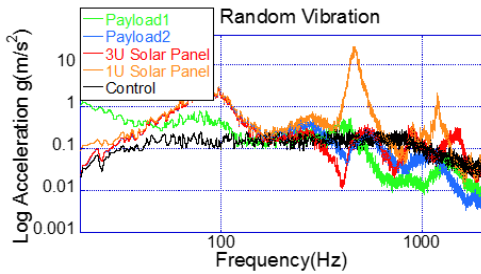
각 진동 시험의 규격은 Table 4에 정리되어있고, 발사체가 확정되지 않았기 때문에 가장 높은 수준의 진동환경인 Falcon - 9 발사체의 Qualification Level의 진동 특성으로 시험을 진행하였다.

4. 진동시험 결과 및 해석

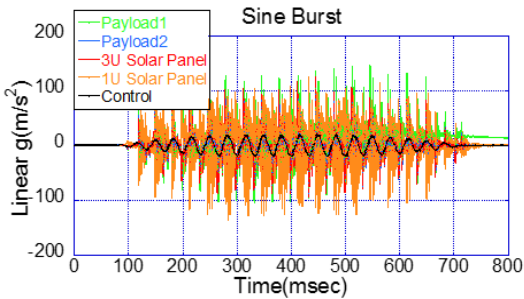
Z 축에 대한 진동 시험결과를 Fig. 5에 도시하였다. Z축의 Fig. 5의 a)와 d)의 Sine Sweep에서 1차 고유진동수는 459Hz에서 발생하였으며 발사체에서 요구하는 고유진동수인 90Hz 이상임을 확인하였고, 발사체와 공진을 피할 수 있을 것으로 판단된다. 시험 초기와 시험 종료의 고유진동수를 비교하였을 때 고유진동수의 변화가 5% 미만이었으며, 이는 Z축 시험을 진행하면서 내부 부품에 구조적 변화(파손, 결함)가 없었다는 것을 의미한다. Z축 진동 시험 종료 후 탑재체를 포함한 위성 시스템 전반적으로 기능시험(Function Test)을 수행하였고 탑재체를 포함한 모든 전자 부품이 정상적으로 동작함을 확인하였다.



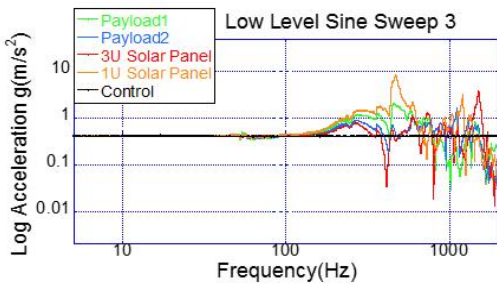
a) Results of low level sine sweep 1 (Z-Axis)



b) Results of random vibration (Z-Axis)

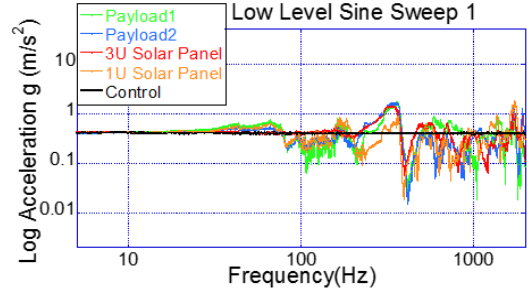


c) Results of sine burst (Z-Axis)

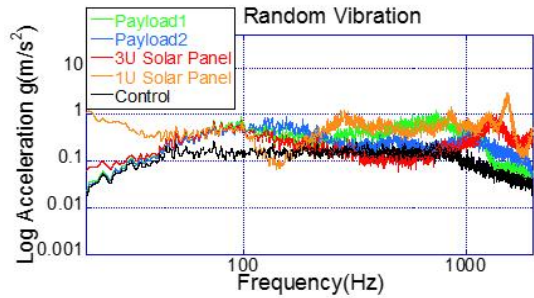


d) Results of sine sweep 3 (Z-Axis)

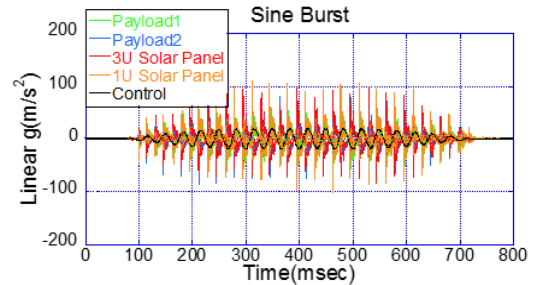
Fig. 5 Measured response to Z-axis vibration test



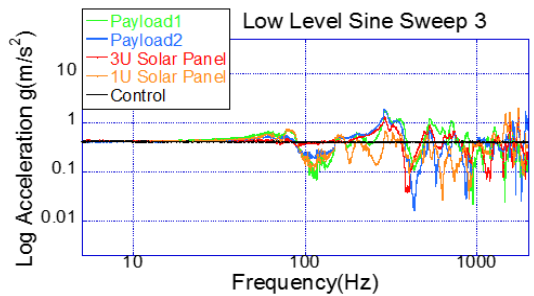
a) Results of low level sine sweep 1 (Y-Axis)



b) Results of random vibration (Y-Axis)



c) Results of sine burst (Y-Axis)

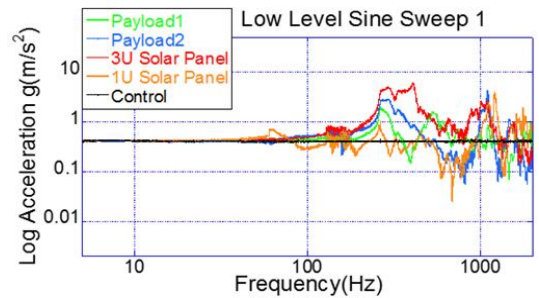


d) Results of sine sweep 3 (Y-Axis)

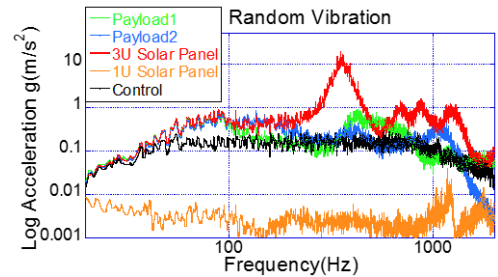
Fig. 6 Measured Response to Y-axis Vibration

TestY축에 대한 진동 시험결과를 Fig. 6에 도시하였다. Y축의 1차 고유진동수는 Z축보다 약 100Hz 낮은 주파수인 326Hz에서 발생하였으며 Fig. 6의 a)와 d)에서 고유진동수를 비교하였을 때 고유진동수의 변화가 5% 미만이었기 때문에 Y축 진동 시험에서도 위성 내부 구조물들의 변화가 없음을 확인하였다. 또한, 시험 종료 후 시스템 기능시험 결과 정상적으로 동작함을 확인하였다. Y축 시험은 스프링과 Test Pod의 Rail 방향과 직각으로 진동되어 Z축과 비교 하였을 때 스프링에 영향을 비교적 적게 받고 Rail에 고정이 잘되어 비교적 안정적인 출력값을 획득할 수 있었다.

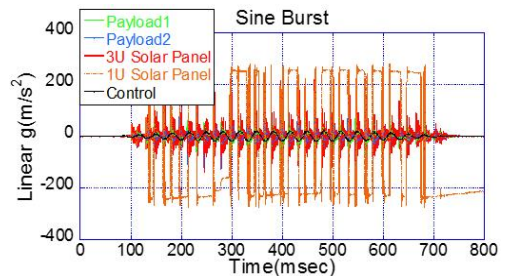
X축에 대한 진동 시험결과를 Fig. 7에 도시하였다. 시험결과 263Hz 대역에서 1차 고유진동수를 보이며 요구사항에 만족하였다. 하지만 Fig. 7 b)에 도시된 랜덤 진동에서 1U Solar Panel의 파형이 비정상적으로 낮게 보임을 확인하였다. 또한, 랜덤 진동 이후 수행된 Fig. 7 c)의 사인 버스트 결과에도 1U Solar Panel의 파형이 다른 부품과 비교하였을 때 사인 파형이 아닌 사각 파형으로 보이며 비정상적으로 출력됨을 확인하였다. 이와 같은 파형은 가속도 센서의 고장이나 가속도 센서가 부착되어있는 부품에 진동이 전달되지 않을 때 나타낸다. X축의 시험 전, 후 1차 고유진동수의 변화를 비교하였을 때 Fig. 7 d)에서 도시된 바와 같이 1U Solar Panel의 파형이 눈에 띄게 변화한 것을 확인할 수 있었고, 1차 고유진동수는 판별하기 어려운 결과를 얻었다. 3축 진동 시험을 모두 마친 후 최종 시스템 점검을 수행한 결과 탑재체와 시스템에 동작에는 이상이 없음을 확인하였다. 그리고 위성을 모두 분해하여 육안검사를 수행하였다. 육안검사 결과 구조물 Frame 모든 면의 Rail 접촉부에 손상이 발생했다. 이는 Test Pod 내 유격으로 인한 위성 3U Frame 레일부와 Test Pod의 마찰로 발생한 것으로 판단된다. 또한, Fig. 8는 시스템 버스 하단부 지지대 볼트가 전단 된 것을 보이고, 여러 진동 시험을 거치며 피로 파괴로 인해 전단 된 것으로 판단된다. 또한, 시스템 버스 하단부 지지대 볼트의 전단은 X축 진동 시험에서 1U Solar Panel의 비정상 파형의 원인이라고 사료된다.



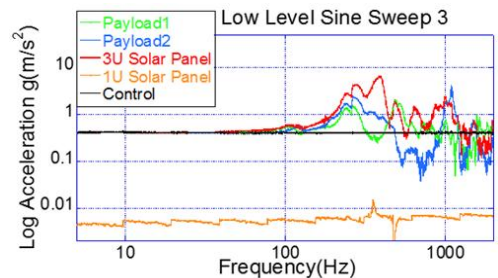
a) Results of low level sine sweep 1 (X-Axis)



b) Results of random vibration (X-Axis)



c) Results of sine burst (X-Axis)



d) Results of Sine Sweep 3 (X-Axis)

Fig. 7 Measured response to X-axis vibration test

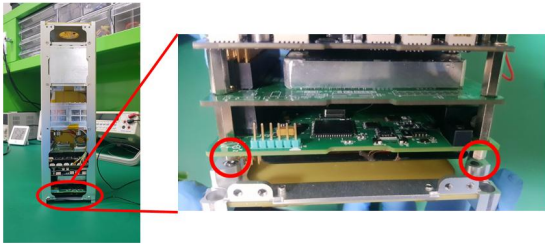


Fig. 8 Support bolt shear of system bus bottom side

5. 결 론

본 논문에서는 마이크로중력환경을 활용하여 과학실험을 수행하는 KMSL 초소형위성의 엔지니어링 모델의 진동 시험을 수행하였고, 그 결과를 다음과 같이 정리하였다.

1. 진동 시험결과 가속도 센서가 부착된 부품의 1차 고유진동수가 90Hz 이상에서 발생했으며, 요구조건에 만족함을 확인하였다.
2. 1U Solar Panel을 제외하고 모든 부품의 1차 고유진동수의 변화를 시험 전, 후 비교 결과 5%미만임을 확인하였다.
3. 모든 진동 시험 종료 후 시스템 점검 결과 탑재체와 시스템 버스의 동작에는 이상이 없음을 확인하였다.
4. 시스템 버스 하단부 지지대 볼트 전단으로 X축 진동 시험에서 1U Solar Panel이 위성 구조물과 결합이 풀려 정상적으로 진동이 전달되지 않아 비정상 파형이 발생한 것으로 판단된다.
5. Test Pod와 위성 사이의 유격으로 인해 진동환경에서 위성이 스프링에 의해 상하 운동하여 위성 구조물의 외 벽면에 마찰에 의한 손상을 확인하였다.

엔지니어링 모델의 진동 시험결과를 바탕으로 비행 모델 제작 시 시스템 버스 하단부 지지대 볼트에 가해지는 하중을 줄이기 위해 과학 탑재체2 상단 부분에 추가 지지부를 추가하여 보완설계를 수행할 예정이다.

후 기

“이 논문은 2017년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구이고(NO. NRF-2017M1A3A3A06016680, 큐브위성 경연대회 및 개발)”, 아울러 산업통상자원부 ‘산업전문인력양강화사업’의 재원으로 한국산업기술진흥원(KIAT)의 지원을 받아 수행된 연구임. (2019 고신뢰성 기계부품 전문인력 양성사업, 과제번호 : N0002092)

REFERENCES

1. Hwang, K. L., Min, M. I., Moon, B. Y. and Chang, Y. K., "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, 2004.
2. 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, pp. 459-460, 2016.
3. Kim, H. I., "Mechanical Design and Vibration Analysis/test of Instrument for Space Strom Study(ISSS)," KAIST, Master's Thesis, 2016
4. Lee, Y. S., "Mechanical Design, Analysis and Environment Test for TRIO-CINEMA," The Bulletin of The Korean Astronomical Society, Vol. 37, No. 1, pp. 672, 2012.