

논문

# 초소형위성 SNIPE(Scale Magnetospheric and Ionospheric Plasma Experiment) 시제인증모델의 발사환경시험 및 분석

김민기<sup>1†</sup>, 김해동<sup>1,2</sup>, 최원섭<sup>1</sup>, 김진형<sup>1</sup>, 김기덕<sup>1</sup>, 김지석<sup>2</sup>, 조동현<sup>3</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주연구원

<sup>2</sup>과학기술연합대학원대학교

<sup>3</sup>부산대학교



Received: September 15, 2021

Revised: October 12, 2021

Accepted: October 25, 2021

†Corresponding author :

Min-Ki Kim

Tel : +82-42-860-2347

E-mail : mkkim12@kari.re.kr

Copyright © 2021 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

## ORCID

Min-Ki Kim

<https://orcid.org/0000-0003-1167-6658>

Hae-Dong Kim

<https://orcid.org/0000-0001-9772-0562>

Won-Sub Choi

<https://orcid.org/0000-0002-2369-6210>

Jin-Hyung Kim

<https://orcid.org/0000-0002-3899-0375>

KiDuck Kim

<https://orcid.org/0000-0003-1906-2298>

Ji-Seok Kim

<https://orcid.org/0000-0002-9323-3078>

Dong-Hyun Cho

<https://orcid.org/0000-0001-7113-1102>

## Launch Environment Test for Scale magnetospheric and Ionospheric Plasma Experiment (SNIPE) Engineering Qualification Model

Min-Ki Kim<sup>1†</sup>, Hae-Dong Kim<sup>1,2</sup>, Won-Sub Choi<sup>1</sup>, Jin-Hyung Kim<sup>1</sup>, KiDuck Kim<sup>1</sup>, Ji-Seok Kim<sup>2</sup>, Dong-Hyun Cho<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

<sup>2</sup>University of Science & Technology, Daejeon 34113, Korea

<sup>3</sup>Pusan National University, Busan 46241, Korea

## 요약

본문은 과학관측임무 초소형위성인 SNIPE(Scale magnetospheric and Ionospheric Plasma Experiment)의 시제인증모델(EQM)에 대한 발사환경시험 수행 결과 및 이를 통해 얻을 수 있는 신뢰성 있는 초소형위성 개발 방향에 대해 논한다. SNIPE는 우주기상관측을 포함한 다양한 탑재체를 지닌 6U급 초소형위성으로 4기가 편대비행을 하며 임무를 수행한다. 다수의 비행모델 제작 전 시제인증모델을 통해 먼저 설계 및 제작의 유용성을 검증하고자 하였다. 시제인증모델의 발사환경시험은 2019년 1차 시험이 수행되었고, 여기서 발견된 일부 문제점을 교정하여 2021년에 2차 시험을 수행함으로써 모든 문제가 해결되었음을 확인할 수 있었다. 두 차례의 시험에서 특이할 점은 1차 시험의 발사관과 2차 시험의 발사관이 다르다는 점인데, 1차 시험용 발사관과 달리 2차 시험의 발사관은 내부의 초소형위성을 고정하는 기능이 있어서 내부 초소형위성이 실제 받는 구조적 하중이 1차 시험에 비해 훨씬 경감되었다는 점이다. 본 논문은 두 시험의 결과로 나타난 특징을 분석하고, 차후 여타 초소형위성의 구조 설계에 반영할 수 있는 지침들을 제시하였다.

## Abstract

This paper discusses the results of launch environment tests for the engineering qualification model (EQM) of nanosatellite Scale magnetospheric and Ionospheric Plasma Experiment (SNIPE) for scientific missions and lessons learned for the design of nanosatellites. SNIPE is a group of four formation-flying 6U nanosatellites with a range of payloads for missions including space weather measurement. We developed the EQM to verify the preliminary design prior to fabricating the flight model. Launch environment test of EQM was conducted for the first time in 2019, and all failures were corrected and verified at the second

test conducted in 2021. A notable point of the two tests is that the nanosatellite deployer used in the first test is different from that of the second test. The second deployer has the capability to fix the internal satellite whereas the first deployer just contains and deploys the satellite. Thus actual mechanical loads the satellite receives is reduced for the second test compared to the first test. This work compares the mechanical responses of two tests and proposes general guidelines for structural design of nanosatellites.

**핵심어** : 발사환경시험, 도요셋, 초소형위성, 시제인증모델, 초소형위성 발사관, 초소형위성 고정

**Keywords** : launch environment test, scale magnetospheric and Ionospheric plasma experiment (SNIPE), nanosatellite, engineering qualification model, nanosatellite deployer, nanosatellite fix

## 1. 서론

초소형위성(Nanosatellite)은 10 kg 이하의 극히 작은 무게를 갖는 위성으로 보통 규격[1,2]화된 정육면체/직육면체 크기를 갖는 경우가 대부분이기에 큐브셋(Cubesat)으로도 불린다. 1999년에 미국의 대학에서 최초[3]로 발사된 이후로 2021년 현재까지 1,350여기가 넘는 다양한 목적의 초소형위성이 발사되었다[4]. 초창기의 초소형위성은 1 U(10 cm × 10 cm × 10 cm) 크기의 큐브셋이었고 시간이 지나며 그 부피가 확장되어 1 U를 단위 부피로 가늠하여 큐브셋의 크기를 지칭하게 되었으며, 이에 따라 1-3 U[1], 6 U[2]의 표준이 확립되어 널리 적용 중이고, 더 나아가 12-27 U[5]도 그 규격이 제안된 상태이다. 한편, 무게를 기준으로 위성을 분류할 수 있으며, 한국어로는 모두 초소형위성으로 번역되는 위성들을 실제로 세분화하면 10-100 kg 이하의 Microsatellite, 1-10 kg의 Nanosatellite, 1 kg 이하의 Picosatellite로 분류한다.

개발 목적도 초기에는 주로 교육 목적으로 제작되었으나 현재는 상업용 및 고가의 기존 대형 위성을 대신하는 우주 기술 검증용 플랫폼으로도 널리 이용 중이다[4].

한국에서는 2006년 한국항공공대에서 개발한 큐브셋을 시작으로 지금까지 총 16건의 프로젝트로 발사되었다[6]. 한국항공우주연구원은 2015년부터 6 U급 광학 지구관측 초소형위성 HiREV (High Resolution Image and Video Nanosatellite)[7]을 개발하기 시작하여 한국천문연구원과 공동으로 과학임무 초소형위성 SNIPE(Scale Magnetospheric and Ionospheric Plasma Experiment)[8]을, 연구원 독자적으로 우주기술 검증을 위한 KARDSAT(KARI Rendezvous/ Docking Demonstration Satellite) 프로젝트를 수행 중이다[9].

SNIPE는 과학임무 관측위성으로 6 U 형상의 초소형위성이다. 주 목적은 전리권/자기권의 소규모 플라즈마 구조들의 시공간적 변화를 관측하는 것으로서 이를 위하여 4기의 위성이 편대비행을 하며 각종 우주 입자 및 자기장 등의 현상의 공간적 변화를 관측할 수 있다. 2017년부터 개발에 착수하여 5년의 개발을 거쳐 2022년 초에 발사될 예정이다. 우주 환경 측정을 위한 다양한 관측 주탑재체와 함께 기술검증을 위한 부탑재체도 적재하고 있다. 최소 임무기간은 6개월이며 설계한 목표수명은 1년이다. 그리고 상시 작동하는 다양한 탑재체의 전력공급을 위하여 전개형 태양전지판을 사용하였으며, 편대비행을 위한 궤도 변경 목적의 추력기를 갖추고 있다. 편대비행을 위해 다양한 방식의 편대비행 알고리즘을 연구, 이를 구현하였으며, NASA cFS(core Flight Software)를 기반으로 내부 비행제어 소프트웨어를 개발하였다[10,11].

탑재체를 포함한 위성의 주요 유닛들 상당수는 국내에서 개발되었으며, 이를 통해 국내 초소형위성 기술 축적에도 많은 기여를 할 것으로 기대되고 있다. 그리고 양자 간 동등한 위치의 분업과 협업을 통한 위성 개발의 좋은 사례가 될 것이다.

통상적으로 초소형위성의 경우, 제한된 시간/예산/인력 등으로 검증모델과 비행모델(flight model)이 일체화된 준비행모델(proto flight model) 개발 전략을 채택하는 것이 일반적이지만, SNIPE는 4기의 비행모델 제작 전 검증 및 이로 인한 설계변경을 최소화하기 위하여 별도의 시험 및 검증을 전담하는 시제인증모델(engineering qualification model)을 제작하였다. 시제인증모델을 통하여 예비설계를 1차 검증을 확인하고, 이로 발견된 문제점을 상세설계에 반영하여 최종 검증하고자 하였다.

시제인증모델은 2019년에 최초 제작되어 당해 10월에 우주환경시험[12], 발사환경시험[13]을 수행하였다. 발사환경시험에서 발견된 구조적 손상들을 식별 후 이의 해결책을 적용하여 2020년에 2차 시험을 수행하고자 하였으나, 코로나19로 인하여 부득이하게 연기되어 2021년에 수행하였다.

본 논문에서는 SNIPE 시제인증모델의 2019년에 수행된 1차 발사환경시험[13]과 2021년 수행된 2차 발사환경시험 결과 및 그로부터 얻을 수 있는 초소형위성 구조설계 지침에 대해 논의하고자 한다. 더불어 발사체 선정 시 초소형위성 발사관이 내부 위성이 받는 구조적 하중에 지대한 영향을 미친다는 점 또한 지적하며, 이를 극복할 수 있는 발사관이 필요하다는 점도 같이 언급하고자 한다.

## 2. 본론

### 2.1 SNIPE(Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment) 위성 제원

서론에서 언급하였듯이 SNIPE는 동일한 형상의 위성 4기가 편대비행을 하며 우주권의 환경을 관측하는 초소형위성이다. 주 임무탑재체로 고에너지 입자 검출기(solid state telescope), 자력계(magnetometer), 랑뮤어 탐침(Langmuir Probe)의 3개이며, 이들 대부분은 상시 작동한다. 그리고 기술검증용의 부탑재체로 Iridium 통신모듈, GRBM(Gamma Ray Burst Monitor)이 있다. 상시 임무 특성상 많은 전력을 공급하기 위해 전개형/본체부착형 태양전지판을 장착하며, 궤도 변경을 위한 추력기도 가지고 있다. 총 무게는 대략 10 kg 정도이다.

위성 버스 및 탑재체 유닛은 Table 1에 정리되어 있고 전체 형상[14]은 Fig. 1과 같다.

시제인증모델은 비행모델(flight model)과 거의 동일하나 시제품이므로 다소 차이는 있다. 비행모델과 가장 큰 차이점은 시제인증모델에는 실물 추력기 대신 동일한 질량의 더미를 적용하였다. 1차 시험에서 발견된 문제점 및 이후의 형상변경 사항들을 2차 시험의 시제인증모델에 반영하였다.

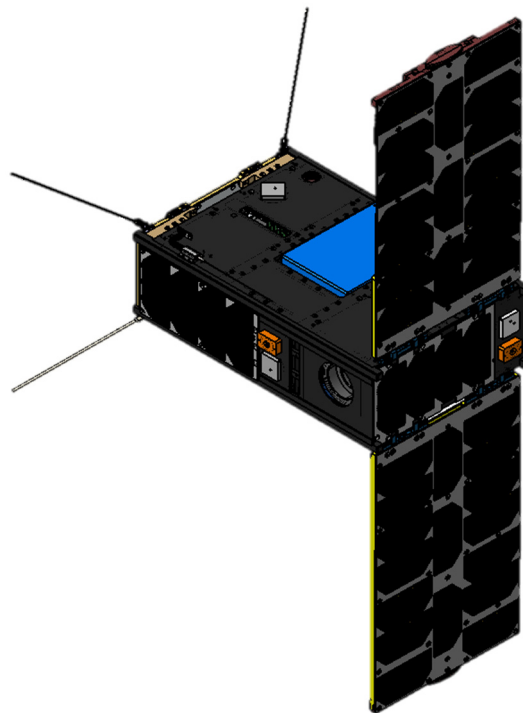
### 2.2 발사환경 요구조건

초소형위성의 대부분을 차지하는 큐브위성은 통상적인 타 위성과 다른 방식으로 우주에 발사된다. 전술하였듯이 큐브위성은 그 크기 별로 규격화되어 있고, 이에 맞게 위성을 수납하는

**Table 1.** Subsystem and units in SNIPE

Subsystem	Units
CDHS(Command and Data Handling System)	OBC
EPS(Electric Power System)	EPS board Battery Solar panel
AOCS(Attitude and Orbit Control System)	RWA MTQR ST ASS GPS receiver GPS antenna
COMS(COMmunication System)	UHF transceiver UHF antenna S-band transceiver S-band antenna
STS(Structure and Thermal Control System)	Structure
PS(Propulsion System)	Thruster
Payload	SST MAG LP Iridium GRBM

SNIPE, Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.



**Fig. 1.** SNIPE external figure. SNIPE, Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.

초소형위성 발사관이 발사 최종 단계에서 내부에 수납한 위성을 사출하여 최종적으로 우주에 전개된다. 이에 맞게 발사환경시험도 위성 단독이 아니라, 발사관에 위성을 수납한 상태로 수행하며, 위성체가 실제 받는 하중은 그 외부의 발사관을 통하여 전달된다. 여기서 초소형위성 발사관은 내부 위성의 원활한 사출을 위해 위성과 발사관 사이에 미세한 유격이 있으며, 이로 인해 발사체로부터 전달되는 외부 가진에 비해 과도한 진동하중이 발사관 내부의 초소형위성에 가해지게 된다. 따라서 이런 과도한 하중을 경감하고 위성의 손상 확률을 줄이기 위해서는 발사 동안에는 내부 위성을 고정할 수 있는 기능이 발사관에 필요하다. 이를 극명하게 보여주는 사례가 바로 후술할 1차 발사환경시험과 2차 발사환경시험이다.

시제인증모델의 진동시험은 제작 취지에 맞게 발사체 요구규격의 인증수준(qualification level)으로 수행하였다. 시험은 각 축별로 준정적 가속도 하중 시험(quasi-static acceleration), 랜덤 진동 시험(random vibration) 두 가지를 시험한다. 정현파 가진(sine vibration)은 위성의 최저 고유진동수( $\geq 70$  Hz)가 발사 요구조건(40 Hz)을 훨씬 상회하므로 생략하였다. 통상적으로 준정적 가속도시험은 시스템의 1차 고유주파수보다 훨씬 낮은 주파수 가진의 Sine Burst 시험으로 이루어지고 2차 시험도 이를 적용하였으나, 1차 진동시험에서는 시험장 환경으로 인하여 충격시험에 많이 활용되는 Half Sine 기법으로 준정적 가속도시험을 수행하였다. Half Sine 기법으로 준정적 가속도시험 수행 시에는 Sine Burst와 달리 양의 방향 및 음의 방향 모두에 대해 시험자의 조작 명령을 통해 개별 시험을 수행하게 된다. 전체적인 시험 규격은 Table 2에, 랜덤진동시험의 상세 규격은 Table 3 및 Fig. 2와 같다. 그리고 각 단계의 시험 종료 후에는 시스템의 고유진동수 변이에 따른 시스템 이상을 판단하기 위한 저수준 정현파

**Table 2.** Vibration test specification for qualification level

Quasi static	10 G
Sine vibration	Omitted
Random vibration	7.4 Grms, 20-2,000 Hz
Low level Sine Sweep	5-2,000 Hz, 0.15-0.4 G

**Table 3.** Random vibration specification

Frequency [Hz]	Amplitude [ $g^2/Hz$ ]
20	0.02
50	0.02
100	0.02
200	0.05
500	0.05
1,000	0.025
2,000	0.013
RMS acceleration [g]	7.42
Duration [sec/axis]	120
Directions	X, Y, Z

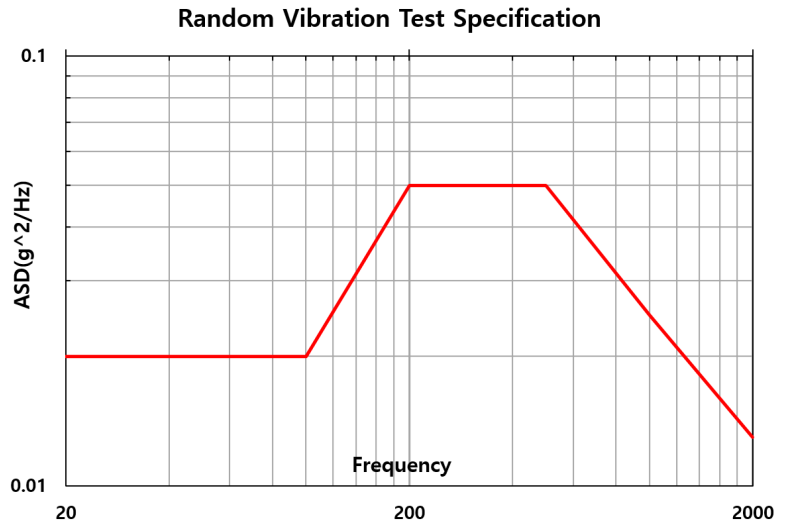


Fig. 2. Chart for random vibration specification.

가진시험(LLSS, Low Level Sine Sweep)을 수행한다. 다만 고유진동수 변이로 판별하는 시스템 안전성은 초소형위성의 경우 잘 맞지 않을 수 있으며, 육안검사와 기능시험을 통해서 최종적으로 이상을 판단할 수 있다. 이는 위성 고정기능이 없는 전통적인 발사관에서 그 현상이 더욱 심하게 나타난다.

### 2.3 1차 발사환경시험 및 결과 분석

1차 진동시험은 2019년 10월에 한국산업기술시험원(KTL) 우주부품시험센터에서 수행하였다[13]. 발사관에 수납된 시험 환경과 시험 축 설정은 Fig. 3과 같다. 당시에는 실제 사용될 발사관이 아직 준비되지 않았기에 1차 시험의 발사관은 2차 시험과 달리 이전부터 개발팀에

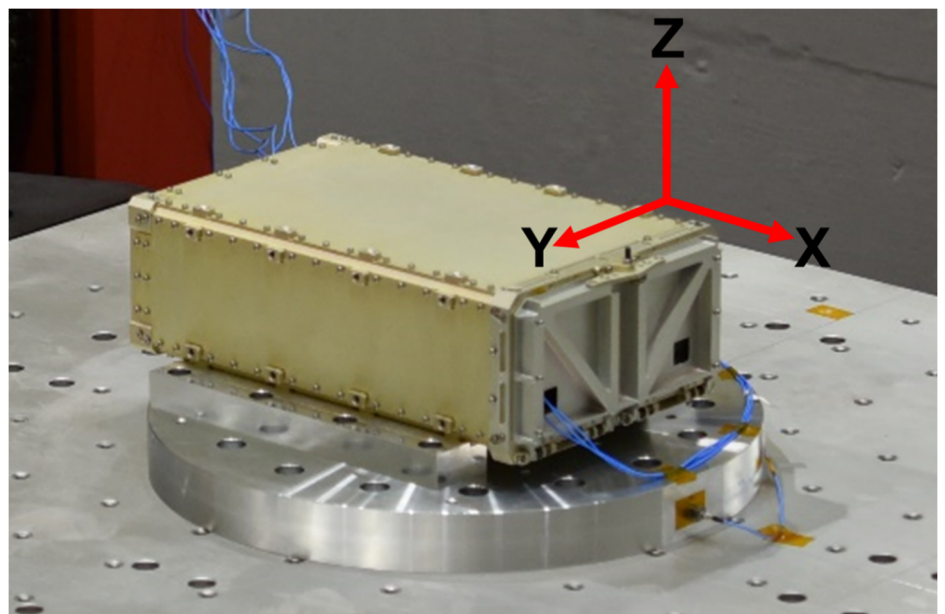


Fig. 3. Test deployer and test axes.

서 사용하던 시험용 발사관을 사용하였다. 1차 시험의 발사관은 서론에서 언급한 HiREV 포함 여러 시험에서 사용한 바 있고, 단순히 위성의 수납 및 사출만을 담당하는 역할을 수행하는 전통적 방식의 초소형위성 발사관이다. 시험 축은 위성의 사출 방향이 X축, 1U × 3U면에 수직인 방향이 Y축, 2U × 3U면에 수직인 방향이 Z축이다. 그리고 전술하였다시피 시험장 사정으로 인하여 준정적 하중시험(quasi-static acceleration test)로서 sine burst 대신 저주파 half sine으로 대체하였다.

시험 순서는 Fig. 4의 순서로 모든 축에 대해 동일하게 수행된다. 주 하중 시험은 양의 방향과 음의 방향의 half sine, 랜덤 시험이 순서대로 이루어지고, 각 하중 시험 사이에 구조물의 고유진동수를 탐지하는 저수준 정현파 가진 시험(low level sine sweep) 시험이 수행된다. 위성체에는 3개의 센서를 부착하였다.

### 2.3.1 발사환경시험 결과 및 분석

준정적 가속도하중 시험 결과의 시간영역 이력은 X, Y, Z축 방향 순서대로 Fig. 5들과 같다. 표 4에서 보듯이 입력 가속도(≒ 10g) 대비 최대 8배에 육박하는 가속도가 위성체 내부에 가해진다. 원래대로라면 가진가속도와 응답가속도의 비율이 1이 되어야 제대로 된 준정적 가속도하중 시험이라고 할 수 있지만, 여기서는 발사관에 가해지는 하중과 내부 위성이 받는 하중은 크기와 주파수가 판이하게 다르다.

특히 사출 방향(X축)으로 하중 증폭이 두드러지는데, 이는 발사관 내부 사출판과 하부 용수철이 유연하며, 이로 인해 사출 방향의 유격이 타 축 방향의 유격에 비해 더 크기 때문으로 판단된다. 내부 유격으로 인해 내부 위성과 발사관 내벽 사이에 충격이 있는 것으로 판단할 수

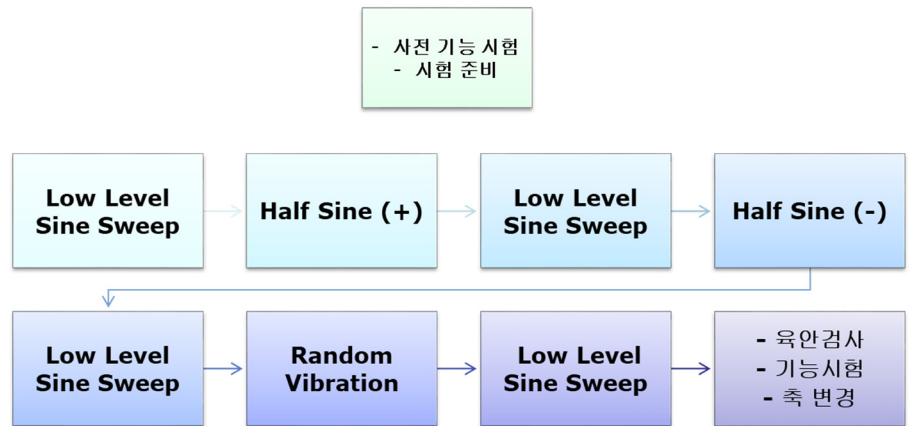


Fig. 4. Flowchart of vibration test for each Axes.

Table 4. Amplification of response over input load of quasi static acceleration test

Axis	Amplification
X	7.96
Y	5.08
Z	3.39

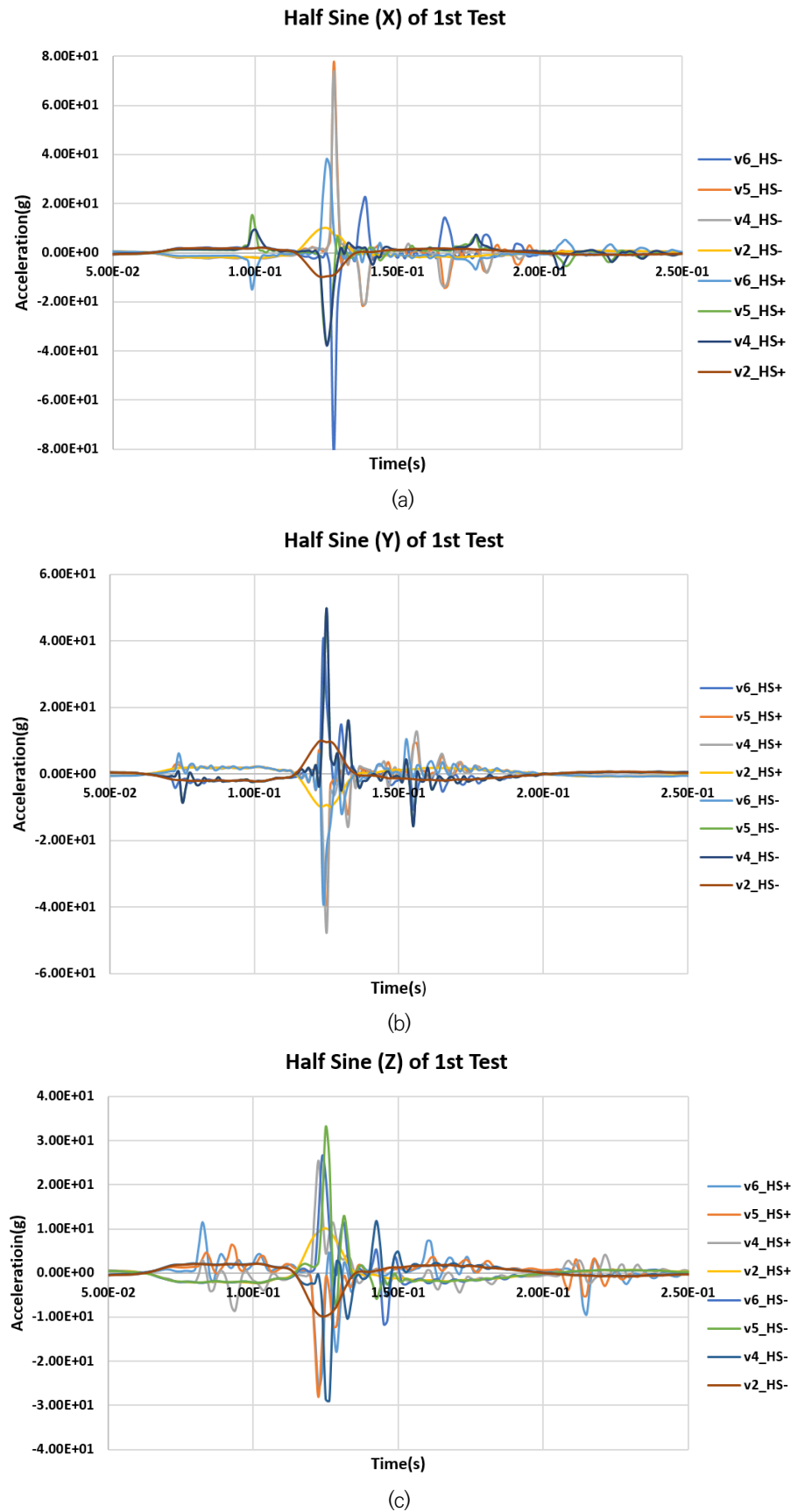


Fig. 5. Quasi-static acceleration test result for first vibration test. (a) X axis, (b) Y axis, (c) Z axis.



있으며, 이는 해당 가속도 응답의 그래프로도 확인할 수 있다. 입력 하중의 주파수는 대략 시스템 1차 고유주파수의 1/3 정도인 25 Hz 정도인 반면, 가속도 응답은 단순히 진폭만 커진 게 아니고, 그보다 훨씬 큰 주파수 응답을, 즉 입력하중의 시간 주기 대비 훨씬 짧은 주기의 응답을 보임을 볼 때 내부의 위성과 발사관 내부와의 충격으로 인한 거동이라고 생각할 수 있다.

이는 전통적인 큐브위성 발사관으로는 실제 시험 전에는 위성의 기계적 응답을 예측하기 어렵다는 것을 의미하며, 해당 발사관의 수납 메커니즘이 지난 수십 년 전부터 초소형위성 발사에 가장 널리 활용되고 있다는 것을 고려하면 지난 세월 동안의 초소형위성의 초기 실패에도 상당 부분 기여하고 있을 가능성을 의미한다. 비록 위성의 초기운영에 성공하더라도 임부수명이나 내부 부품의 내구성에 심대한 영향을 미칠 여지도 배제할 수는 없다.

다음은 저수준 정현파 가진시험 결과들이다. 통상적인 위성의 진동모드와 달리 1차 시험의 경우, 주파수 응답함수 그래프에서 뚜렷하게 식별하기 애매한 모드가 많고 고유진동수의 변이가 심하다. Table 5는 최저 모드(가장 낮은 고유주파수) 및 주 모드(가장 큰 응답을 갖는 고유주파수) 두 가지로 분류한 고유진동수 변이 폭이다. 다만 여기서 언급한 최저 모드 고유주파수는 실제 고유모드라고 보기는 어려우며, 단지 주파수 응답함수 그래프에서만 볼 수 있는 최저 주파수를 갖는 모드라고 이해할 수 있다. 실제 기능시험과 육안 검사로는 Z축 시험을 제외하고는 이상이 없었음을 감안하면 각 진동하중시험 사이의 고유주파수 변이로 이상 여부를 판정하는 통상적인 방법은 초소형위성의 경우에는 적용하기 어렵다. 통상적인 시험에서 고유주파수 편이가 3%이내일 때를 물리적 이상이 없다고 간주함을 감안하면 초소형위성의 진동시험의 불확실성이 무척 큼을 알 수 있다.

랜덤 가진 시험 결과는 Fig. 6과 같다. 랜덤 가진시험 역시 준정적 시험 결과와 비슷하게 과도한 응답을 보임을 알 수 있다. 특히 이 현상은 저주파 응답을 보면 알 수 있는데, 저주파의 입력하중 대비 응답하중 비중이 1에 가까우므로 이론상으로는 입력하중의 ASD(acceleration

**Table 5.** Natural frequencies measured in LLSS of first vibration test

		X	Y	Z
Lowest mode	Initial	78.00	94.30	72.58
	Half sine (+)	97.97	95.04	70.88
	Half sine (-)	83.93	97.19	71.05
	Random	84.24	105.35	70.43
	Shift	19.97	11.05	2.15
	(%)	(26%)	(12%)	(3%)
Main mode	Initial	476.44	166.44	96.64
	Half sine (+)	472.71	167.72	105.88
	Half sine (-)	470.19	163.69	92.96
	Random	471.24	173.46	98.15
	Shift	6.25	9.77	12.92
	(%)	(1%)	(6%)	(14%)

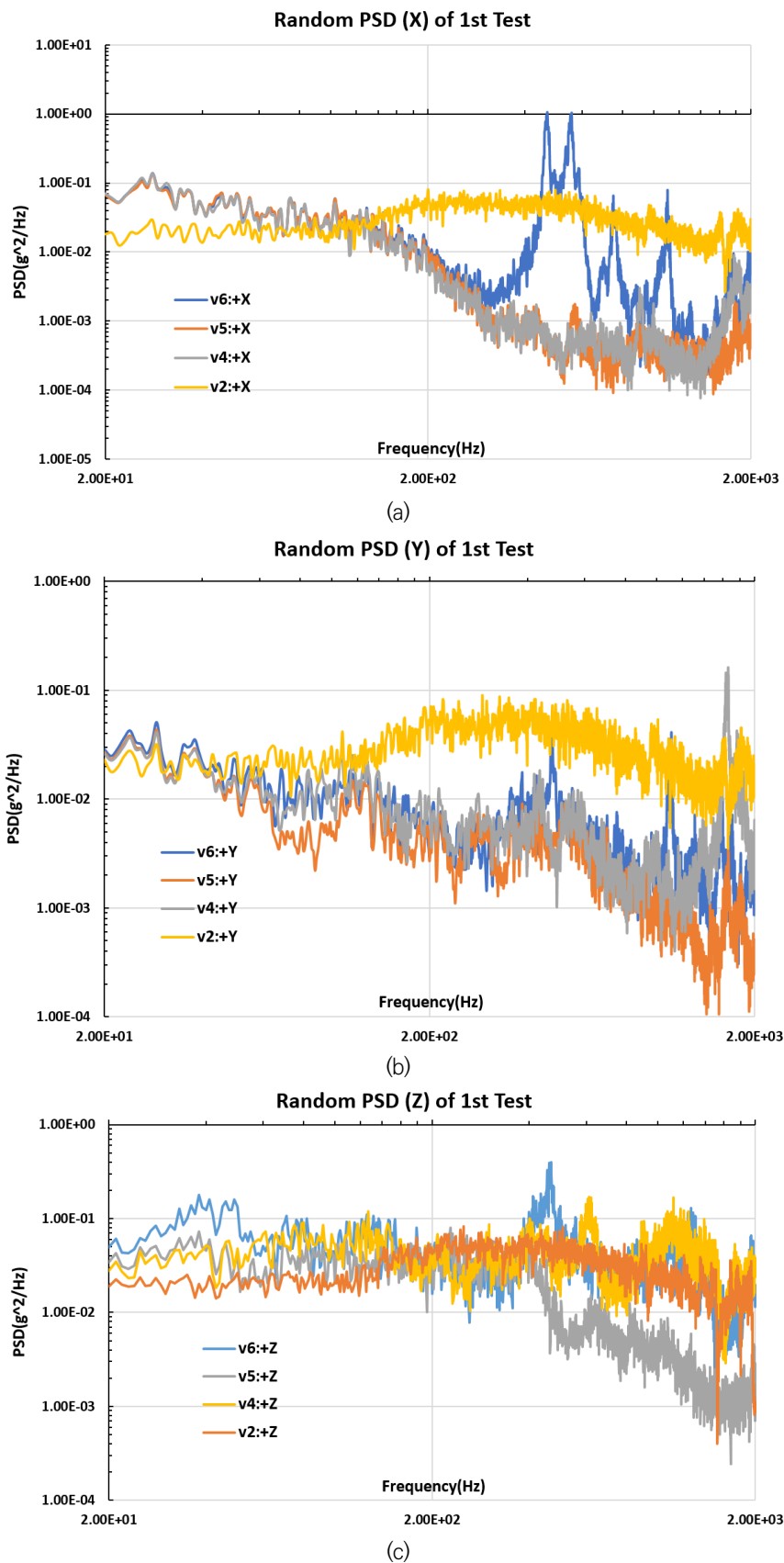


Fig. 6. Random PSD(Power Spectral Density) result for first vibration test. (a) X axis, (b) Y axis, (c) Z axis.

spectrum density)와 비슷한 응답을 보여야 하나, 저주파 응답의 ASD는 입력보다 훨씬 크다는 것을 알 수 있다. 특히 이러한 현상은 Fig. 6의 (a)와 같이 X축 방향, 즉 위성 사출방향일 때 더욱 두드러짐을 알 수 있다. 일반적 방식의 큐브위성 발사관과 내부에 장착된 위성 사이에는 스프링 힘에 의한 사출을 위해 매우 작은 간격이 존재할 수밖에 없다. 이로 인해 내부의 큐브위성이 외부 가진에 제한적으로 갖는 왕복 운동에 가까운 움직임을 보이기에 아래와 같이 예측하기 어려운 현상을 일으킨 것으로 추정된다.

### 2.3.2 위성의 문제점 및 설계 수정

X, Y축 방향 진동시험은 기능시험 및 육안 검사 모두 이상이 없었다. 문제가 있던 것은 Z축 진동시험으로서, Fig. 7처럼 Z축 진동시험 이후에 전개형 태양전지판 1개의 전개장치(HRM, Hold and Release Mechanism) 고정 끈이 풀려 있었고, 이로 인해 태양전지판의 진동 시험 중 전개되어 시험 종료 후 자동으로 위성 사출이 되지 않는 현상이 발생하였다. 그리고 반대면 태양전지판을 포함한 다수의 태양전지판 모듈에 셀 손상이 관찰되었다.

한편 Fig. 8처럼 내부 이리듐 송수신 모듈 칩이 너트 풀림으로 인한 자세 이탈을 일으켰다. 특이한 점은 전 문단에서 언급한 고정 끈이 풀린 태양전지판은 이후의 상세 검사로도 손상이 없는 반면, 끈 풀림이 없었던 반대면의 태양전지판은 Fig. 9와 같은 측면부의 셀 손상이 있다

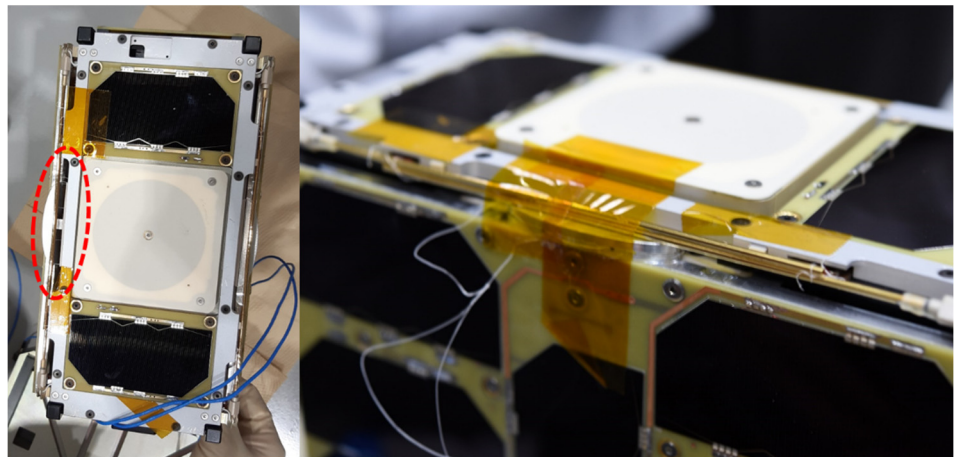


Fig. 7. Failure of the HRM(Hold and Release Mechanism) string (right) and unexpected deployment of the solar panel (left).



Fig. 8. Failure of iridium module (right) and its original picture (left).

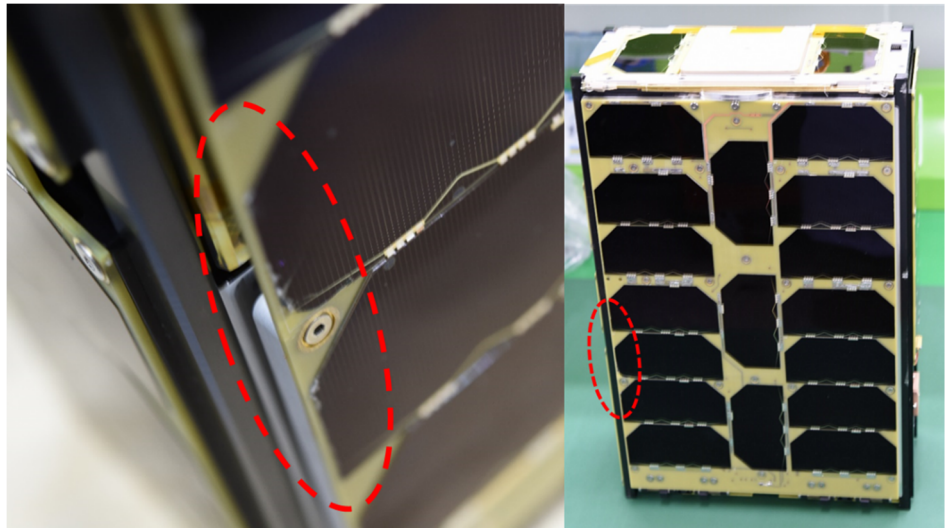


Fig. 9. Scratches of solar cells in undamaged solar panel.

는 점이다. 여기서 유추할 수 있는 점은 이리돔 모듈에서 풀린 너트로 인해 셀 손상이 발생하였다는 점이다. 이리돔 모듈 칩은 그 볼트 고정 위치가 한쪽 면에 몰려 있어서 수직방향 진동에 취약한 구조이다.

이후 확인 결과, 이리돔 모듈 조립 시 원래 적용해야 했던 접착제 처리를 생략하였으며, 2차 시험에는 정상적인 절차로 접착제 처리를 적용하였다. 전개형 태양전지판의 고정 끈 풀림 현상을 방지하기 위해 이후의 시험에는 고정 끈 체결 후 접착제 처리를 적용하였다. 이들 결과는 다음 장에서 서술할 예정이다.

한편 위성의 태양전지판이 발사 중 의도치 않은 전개 시 위성 사출에 문제가 있을 수 있음이 이번 시험을 통해 드러났다. 이 문제는 발사관 내부의 문턱과 유사한 구조물과 전개된 태양전지판과 간섭을 일으키면서 발생한 문제로, 이는 위성 수납 방향을 반대로 하면 예방할 수 있다.

## 2.4 2차 발사환경시험 및 결과 분석

2차 발사환경시험은 1차 시험에 나타난 문제점의 해결 방안을 적용함과 동시에 그 이후에 있었던 여러 변경 사항들을 최대한 적용하였다. 1차 시험 이후 2020년 초에 2차 시험을 수행하려고 하였으나 코로나19로 인하여 발사관 배송이 지연되어 2021년 4월에 항공우주연구원에서 수행하였다. 그리고 준정적 가속도하중 시험으로 Sine Burst법을 사용하였다.

1차 시험과의 가장 큰 차이점은 바로 큐브위성 발사관으로 2차 시험의 발사관은 실제 발사에 사용될 예정인 발사관과 동일한 형상이며 제조사에서 명명하는 'dynamic rail'을 통해 내부 큐브위성을 수납 후 고정하는 기능을 갖고 있다. 이를 위하여 제조사의 기술진들과 화상회의를 통해 해당 기술의 적용 방법을 전수받아 시험에 적용하였다. 후술하겠지만 이를 통하여 내부의 초소형위성이 실제 받는 구조적 하중을 그렇지 않은 경우에 비해 훨씬 경감함을 알 수 있다. 그 외의 두 발사관의 차이점으로 1차 시험의 발사관은 위성 1기를 수납하는 반면, 2차 시험 발사관은 2기의 위성을 수납한다. 원래 본 시험에서 시제인증모델과 함께 더미모델

을 같이 수납할 예정이었으나, 발사관 제조사 사정에 의해 시제인증모델만 수납한 채로 시험을 수행하였다.

2차 진동시험의 준정적 가속도하중 시험 결과는 Table 6 및 Fig. 10과 같다. Table 6은 1차 시험과 2차 시험의 가진 대비 응답의 비율을 비교한 것이다. 1차 시험에 비해 2차 시험의 증폭비는 이상적인 수치인 1에 훨씬 더 가까운 것을 알 수 있다. 2차 시험의 발사관으로도 내부 위성을 완전하게 구속하는 것은 아니므로 진폭비가 1을 다소 상회하는 것을 알 수 있다.

2차 시험의 발사관은 수납 시 적절한 볼트 조작을 통해 발사관 레일이 내부 큐브위성의 레일을 눌러서 구속을 가하는 방식이고, 이는 현대적 방식의 초소형위성 발사관들이 기본적으로 적용하는 메커니즘이다[15-17]. 단, 다른 구속방식들의 경우, 발사관 개폐문이 열림과 동시에 구속이 해제되는 반면 2차 시험의 발사관은 볼트 조작을 통해 구속하므로 개폐문의 개폐 여부와 관계없이 일정한 구속력을 가하게 된다. 따라서 위성의 성공적인 사출을 위해 구속력을 일정 수준 이상으로는 크게 가져가기 어려우며, 이에 따라 내부의 위성을 구속하는 효과도 한계가 있다고 볼 수 있다. 위성 구속 방식 및 구속력에 따른 하중 증폭비는 다양한 요인에 의해 결정되며, 어느 정도의 하중 증폭을 용인할 것인지에 대한 비교와 논의가 필요하다.

저수준 정현파 가진시험도 1차 시험과 2차 시험의 결과가 확연히 다르다. 일단 2차 시험의 주파수 응답함수 그래프는 그 모양이 상대적으로 간결하며 모드 구분이 확실하다. 그리고 측정된 고유주파수 편이는 Table 7과 같다. Table 5와 비교하면 고유주파수 값 자체가 무척 판이한데, 이는 내부 위성의 구속 여부에 따라 위성이 받는 경계조건이 확연히 달라지기 때문이다. Table 7에서 보면 X, Y, Z축 시험 모두 준정적 하중시험 전후로는 거의 고유치 변화를 보이지 않지만, 랜덤진동 시험 이후로는 상대적으로 큰 편이를 보이고 있다. 이는 전술한 것처럼 2차 시험의 발사관의 구속력의 한계로 인해 상대적으로 높은 수준의 하중시험인 랜덤진동 전후로 고유주파수의 편이가 발생한 것으로 보인다. 다만 1차 시험과 비슷하게 고유주파수 편이와 무관하게 시험 후 사후 기능시험과 육안 검사로는 어떠한 이상도 없었으므로 고유주파수 편이로 이상을 판정할 수는 없다.

Fig. 11은 랜덤진동시험 결과이다. 1차 시험 결과인 Fig. 6과 비교 시 저주파의 응답이 입력 응답과 거의 일치하는 양상을 보임으로서 입력 가진 대비 과도함이 훨씬 경감됨을 알 수 있다. 특히 두 시험의 X축, Z축 가진 결과를 비교하면 저주파의 응답 안정성이 2차 시험의 현대적 위성 구속 방식 적용 시 훨씬 향상됨을 직관적으로 알 수 있다.

종합적으로 1차 시험과 2차 시험 결과를 비교하면 내부의 큐브위성을 발사 중 고정하는 메커니즘이 적용된 현대 방식의 발사관이 해당 기능이 없는 전통적 방식의 발사관보다 위성에 가하는 기계적 하중이 훨씬 적다는 것을 알 수 있다. 향후 발사 예정인 초소형위성에서는 위성

**Table 6.** Amplification of response over input load of 1st and 2nd quasi static acceleration test

Axis	First test	Second test
X	7.96	1.33
Y	5.08	1.21
Z	3.39	1.07

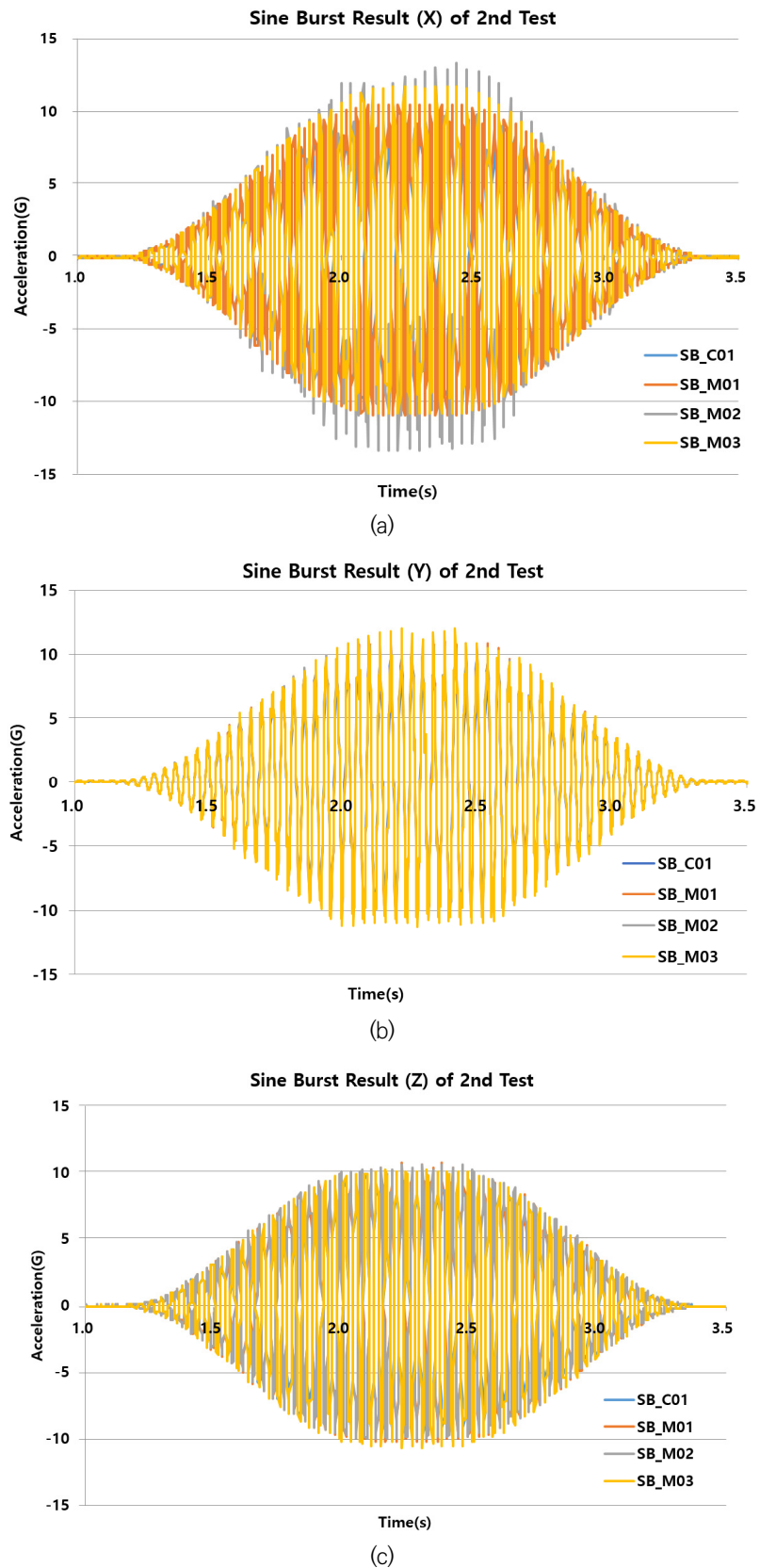
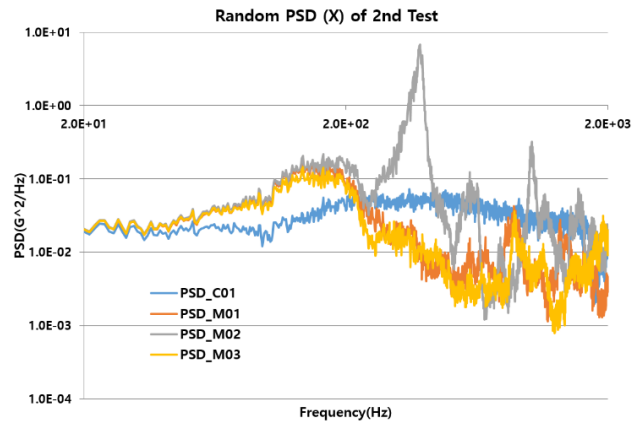


Fig. 10. Quasi-static acceleration test result for second vibration test. (a) X axis, (b) Y axis, (c) Z axis.

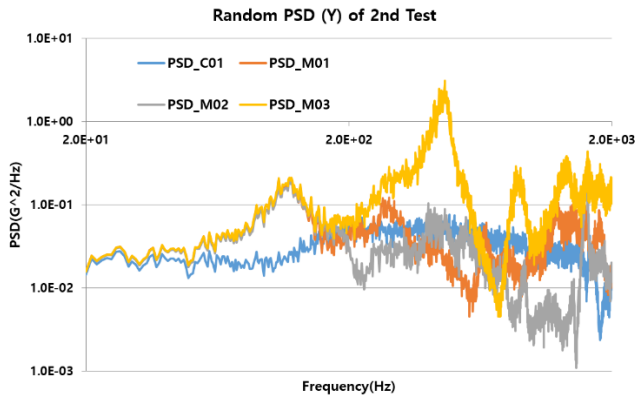


**Table 7.** Natural frequencies measured in LLSS of second vibration test

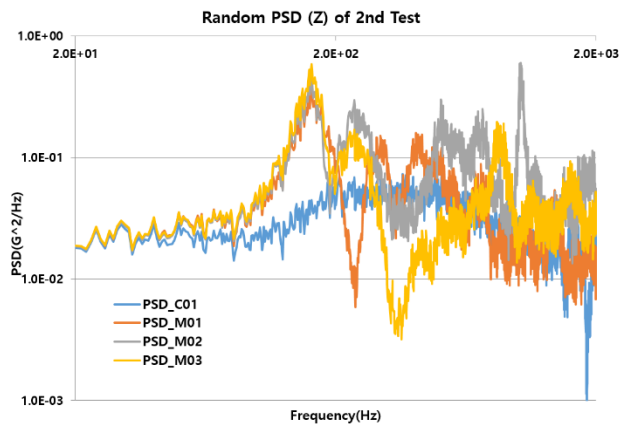
		X	Y	Z
Main mode	Initial	239.00	119.78	179.31
	Sine burst	240.33	120.45	177.34
	Random	228.67	124.51	158.78
	Shift (%)	10.33 (4.3)	4.73 (3.9)	20.53 (11.45)



(a)



(b)



(c)

**Fig. 11.** Random PSD result for second vibration test. (a) X axis, (b) Y axis, (c) Z axis.

고정 기능을 가진 발사관을 선택하는 것이 위성 개발의 부담을 줄이고, 기계적 실패율을 낮추는 데 크게 기여할 수 있을 것이다.

한편 시험 종료 후 사후 기능시험 및 검사 결과, 1차 시험의 문제점들은 전혀 발생하지 않았음을 확인함으로써 문제 해결 방식이 성공적으로 적용되었음을 알 수 있었다.

### 3. 결론

과학임무 초소형위성 SNIPE의 시제인증모델의 두 차례의 진동시험 결과를 분석하였고, 구조적으로 발생한 문제 해결책에 대해 논의하였다. 현대적 위성구속 방식의 발사관과 일반적 방식의 발사관의 차이점에 대해 두 차례의 시험의 실패를 통해 분석하였으며, 보다 안정적인 발사를 위해서 위성 구속 방식의 필요성을 강조하였다. 그리고 위성 부품 소자의 조립의 중요성, 전개형 태양전지판의 구속 방식의 개선, 큐브위성 수납 방식 고려를 통해 전개형 태양전지판에서 잠재된 위험성을 경감 및 극복할 수 있는 방법들을 기술하였다.

### 감사의 글

본 논문은 천문연 위탁사업인 “근지구 우주환경 관측용 초소형위성 본체 개발” 사업의 지원을 받았으며, 이에 감사드립니다.

### References

1. California Polytechnic State University, San Luis Obispo, CubeSat design specification, 13th rev. (2014).
2. California Polytechnic State University, San Luis Obispo, 6U CubeSat design specification, 1st rev. (2018).
3. Helvajian H, Janson S, Small satellites: past, present, and future (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, DC, 2009).
4. Erik Kulu, Nanosatellite & cubesat database (2021) [Internet], viewed 2021 Sep 21, available from: <https://airtable.com/shrafcwXODMMKeRgU/tbldJoOBP5wINOJQY>
5. Planetary Systems Corporation, Payload Specification for 3U, 6U, 12U and 27U (Planetary Systems Corporation, Silver Spring, MD, 2017).
6. Korea Aerospace Research Institute, Nano/micro satellites information network (2021) [Internet], viewed 2021 Sep 21, available from: <https://www.kari.re.kr/nanosat/launch-history/>
7. Cho DH, Choi WS, Kim MK, Kim JH, Sim E, et al., High-resolution image and video CubeSat (HiREV): development of space technology test platform using a low-cost CubeSat platform, *Int. J. Aerosp. Eng.* 2019, 8916416 (2019). <https://doi.org/10.1155/2019/8916416>
8. Korea Astronomy and Space Science Institute, SNIPE Project (2021) [Internet], viewed 2021 Sep 21, available from: <http://kswrc.kasi.re.kr/snipe/main.php?lang=ko>
9. Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim MK, Kim JH, et al., Introduction to development of a



- rendezvous/docking demonstration satellite, Proceedings of Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2019 Spring Conference, Buan, Korea, Apr 2019.
10. Choi W, Kim JH, Kim H, A study on developing flight software for nano-satellite based on NASA CFS, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 44, 997–1005 (2016). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.11.997>
  11. Cho DH, Choi W, Yoo P, Sim ES, Development method of attitude determination and control system for CubeSat by using NASA cFS SIL, Proceedings of Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2019 Fall Conference, Jeju, Korea, Nov 2019.
  12. Kim MK, Thermal tests of the engineering qualified model of nanosatellite SNIPE, Proceedings of Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2020 Spring Conference, Hongcheon, Korea, Jul 2020.
  13. Kim MK, Launch environment test of engineering qualified model of nanosatellite SNIPE, Proceedings of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Spring Conference, Hongcheon, Korea, Jul 2020.
  14. Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea Aerospace Research Institute, SNIPE Critical Design Review/Bus System (Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, Korea, 2019).
  15. Cha WH, Tahk KM, Advances in deployment mechanism of the localized 3U CubeSat deployer, Proceedings of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2019 Fall Conference, Jeju, Korea, Nov 2019.
  16. Kim M, Kim HD, Choi W, Cho DH, Kim JH, Satellite projectile having vibration reducing function and launching method using the same, Korea Patent No. 1021346200000 (2020).
  17. Kim MK, Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim JH, Satellite launch vehicle, Korea Patent No. 1023043770000 (2021).

## Author Information

**김민기** mkkim12@kari.re.kr



비상 등 우주기술 연구에 참여하고 있다.

2012년에 서울대학교에서 항공우주공학 박사 취득 후 한국항공우주연구원에 입사하였다. 위성시스템 종합설계 플랫폼 개발을 맡은 바 있고, 현재는 초소형위성 개발 사업에 참여하고 있다. 주 연구분야는 나노위성 열구조시스템 설계 및 해석이고, 랑데부 도킹/궤도상 서

**김해동** haedkim@kari.re.kr



6U급 초소형위성 개발 과제들의 연구책임자를 맡았으며, 현재 우주 쓰레기 능동제거 기술 및 궤도상서비싱 기술을 개발하고 있다.

KAIST에서 2009년 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주항공에서 근무한 후 2000년부터 지금까지 한국항공우주연구원에서 재직 중이다. 아리랑 위성 관제시스템 개발에 참여하였으며, 우주쓰레기 위험분석 SW, 캡처시스템 지상시험모델,

## Author Information

**최원섭** wschoi@kari.re.kr



서울대학교에서 2003년 전자공학 학사, POS-TECH에서 2008년 기계공학 석사학위를 취득하였다. 2004년부터 2009년까지 원익로보틱스, 2010년부터 2013년까지 현대자동차에서 재직하였고, 2014년부터 한국항공우주연구원 에 재직 중이다. 우주쓰레기 캡처시스템 지상 시험, 지구 관측 초소형위성 개발에 참여하였고, 현재 근지구 우주 환경 관측용 초소형위성, 랑데부/도킹 기술 검증용 초소형 위성 등을 개발 중이다.

**김지석** jiskim@kari.re.kr



충북대학교에서 2018년 천문우주학/기계공학 학사학위를 받고, 2018년부터 과학기술연합대학원대학교(UST)의 한국항공우주연구원 캠퍼스에서 항공우주시스템공학 석박사 통합과정에 있다. 현재 초소형위성 열구조 해석 및 우주쓰레기 기술 관련 연구에 참여하고 있다.

**김진형** jinhkim@kari.re.kr



2010년 충남대학교에서 메카트로닉스공학 석사학위를 취득하였고, 2016년 한국항공우주연구원에 입사하여 우주쓰레기 능동제거 기술 및 궤도상서비스 기술 개발하고 있다. 관심 연구분야는 비전 기반 궤도상서비스 기반기술이다.

**조동현** donghyun.cho@pusan.ac.kr



2012년 KAIST 항공우주공학과 박사졸업하고, 2011년부터 2021년까지 한국항공우주연구원 에서 우주쓰레기 위험분석, 초소형위성 제어기술 및 근집위성 설계를 수행하였다. 현재 2021년부터 부산대학교 항공우주공학과 조교수로 재직 중이며, 관심분야로는 달착륙선 최적궤적설계, 인공위성 궤도제어, 궤도상서비스 기술이다.

**김기덕** KiduckKim@kari.re.kr



KAIST에서 2013, 2015, 2020 학, 석, 박사 학위를 취득하고, 2020년부터 한국항공우주연구원 에서 선임연구원으로 재직 중이다. 현재 초소형위성 자세제어계 개발과 랑데부/도킹 기술 개발을 하고 있다.