



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](#)

2021년 2월

석사학위 논문

포고핀을 활용한 큐브위성용
태양전지판 구속분리장치에 관한
연구

조선대학교 대학원

항공우주공학과

김수현

포고핀을 활용한 큐브위성용
태양전지판 구속분리장치에 관한
연구

A Study on Solar Panel Holding and Release Mechanism
for CubeSat Applications Using Spring-loaded Pogo Pin

2021년 2월 25일

조선대학교 대학원
항공우주공학과
김수현

포고핀을 활용한 큐브위성용
태양전지판 구속분리장치에 관한
연구

지도교수 오 현 웅

이 논문을 공학 석사학위 신청 논문으로 제출함.




2020년 10월

조선대학교 대학원

항공우주공학과

김 수 현

김수현의 석사학위논문을 인준함

위원장 조선대학교	겸임교수	<u>유 영 준</u> (인) 
위 원 조선대학교	교수	<u>오 현 응</u> (인) 
위 원 조선대학교	교수	<u>안 규 백</u> (인) 

2020년 11월

조선대학교 대학원

목 차

LIST OF FIGURESvii

LIST OF TABLESix

ABSTRACTx

제 1 장 서 론1

제 2 장 포고핀을 활용한 극초소형 위성용 태양전지판

구속분리장치8

제 1 절 포고핀 개요8

제 2 절 구속분리장치 개념설명11

제 3 절 구속분리장치 구성 및 작동원리14

제 3 장 기능검증시험20

제 1 절 동작성능 확인을 위한 분리기능시험21

제 2 절 나일론선 체결횟수에 따른 분리기능시험28

제 3 절 온도변화에 따른 분리기능시험31

제 4 장 유한요소해석34

제 5 장	발사환경 검증시험	39
제 1 절	발사환경 시험 구성 및 절차	41
제 2 절	정현파 진동시험	45
제 3 절	랜덤 진동시험	49
제 4 절	LLSS 및 진동시험 결과	53
제 6 장	궤도환경 검증시험	58
제 1 절	궤도환경 시험 구성 및 절차	58
제 2 절	열진공 시험 결과	62
제 7 장	전자주사현미경 촬영	67
제 8 장	결 론	69
【참고문헌】		70
【연구실적】		73

LIST OF FIGURES

Fig. 1	Specification of CubeSat Size and Mass Budget	5
Fig. 2	Annual CubeSat Development and Launch Trend [4]	5
Fig. 3	Nicrome Wire Cutting Type of HRM for MicroMAS-1 CubeSat [16]	6
Fig. 4	Monofilament Cutter Type of HRM of the CXBN-2 CubeSat [17]	7
Fig. 5	Example of a Spring-loaded Pogo-pin [18]	9
Fig. 6	MEMS-based Solid Propellant Thruster and Control Board with Spring-loaded Pogo-pin [20]	10
Fig. 7	Overall Configuration of the Pogo-pin Type Holding and Release Mechanism	12
Fig. 8	Configuration of the Pogo-pin Based Holding and Release Mechanism ((a): Holding State, (b): Release State)	13
Fig. 9	Configuration of the Primary PCB	15
Fig. 10	Configuration of Electrical Block Diagram of Primary PCB	16
Fig. 11	Tightening Process of the Nylon Wire	19
Fig. 12	Configuration of the Release Function Test Set-up	20
Fig. 13	Release Time of Each Solar Panel when the input voltages of 5 V and 8 V are applied on the HRM	23
Fig. 14	Time Profiles of Input Voltage and Separation Signals of Each Solar Panel	24
Fig. 15	Sequential Images of the Solar Panel in Deployment	25
Fig. 16	IR Images of the Burn Resistor during HRM Activation	26
Fig. 17	Variation in the Release Times of the Solar Panel during 20 Times of Reparative Function Tests	27
Fig. 18	Release Time of the Each Solar Panel According to the Different Numbers of Nylon Wire Windings	29
Fig. 19	Normalized Natural Frequency of the Solar Panel for Different Numbers of Cable Windings	30
Fig. 20	Release Time of the Solar Panel as a Function of Qualification	

Temperature Ranges at the Input Voltage of 8 V32

Fig. 21 Normalized Natural Frequency of the Solar Panel as a Function of Qualification Temperature Ranges33

Fig. 22 Finite Element Model of the Solar Panel Module35

Fig. 23 Mode Shapes of the Solar Panel Module ((a): 1st Mode (78.7 Hz), (b): 2nd Mode (207.5 Hz))37

Fig. 24 The Sequence of Process from Liftoff through Spacecraft Separation [25]40

Fig. 25 Configuration of Vibration Test Set-up of Pogo-pin HRM along the x-axis42

Fig. 26 Launch Environment Verification Test Procedure44

Fig. 27 Sine Vibration Test Results ((a): x-axis, (b): y-axis, (c):z-axis) ·48

Fig. 28 Random Vibration Test Results ((a): x-axis, (b): y-axis, (c):z-axis)52

Fig. 29 Time Histories of Release Time of Mechanism after Launch Vibration tests57

Fig. 30 Thermal Vacuum Test Set-up of the Pogo-pin HRM59

Fig. 31 Electrical Configuration of the Thermal Vacuums Test60

Fig. 32 Temperature Profile during Thermal Vacuum Test63

Fig. 33 Variation in Resistance Values of the Resistors during the Thermal Vacuum Test64

Fig. 34 Thermal Vacuum Test Setup After the Release Function Test of the Mechanism65

Fig. 35 Comparison of the release time of the mechanism measured before the vibration test, after the vibration test, and after the TV test66

Fig. 36 SEM Microphotographs of the Electrical Electrodes of the Burn Resistor PCB ((a): Before Vibration and Thermal Vacuum Test, (b): After Vibration and Thermal Vacuum Test)68

LIST OF TABLES

Table 1 Specifications of the MCU and Temperature Sensor H/W	17
Table 2 Specifications of the Nylon Wire, Burn Resistor and Spring-loaded Pogo-pin	18
Table 3 Quasi-static Analysis Results of the Nylon Wire for Holding and Release Mechanism	38
Table 4 Sine Vibration Specifications	43
Table 5 Random Vibration Analysis Results Summary	43
Table 6 x-axis Low Level Sine Sweep Results	54
Table 7 y-axis Low Level Sine Sweep Results	55
Table 8 z-axis Low Level Sine Sweep Results	56
Table 9 Specification for Thermal Vacuum Test	61

ABSTRACT

A Study on Solar Panel Holding and Release Mechanism for CubeSat Applications Using Spring-loaded Pogo Pin

by Kim, Su-Hyeon

Advisor : Prof. Oh, Hyun-Ung, Ph. D.

Department of Aerospace Engineering

Graduate School of Chosun University

A cube satellite (CubeSat) is a pico-class miniaturized satellite with a dimension of $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ and a mass less than 1.33 kg with respect to a standard size of one unit (1U). In addition, the CubeSat can be expanded to more than 2, 3, 6, and 12U, which is the basic size depending on the mission purpose. CubeSat is very flexible to exploration space mission and on-orbit scientific verification that assists the next generation of scientist and engineering to complete all phases of space mission. Recently, Due to the miniaturization of electronics and the increase system integration density, the CubeSat had been used for increasingly complex missions. Also, High-performance equipment such as cameras and sensors will be mounted on satellite bodies according to the mission of the CubeSat, which has resulted in the overall increase in the power consumption of the satellite system. However, it is difficult to meet the power consumption by attaching the solar cell on the surface of the CubeSat. To enhance the electrical capability of a CubeSat, Deployable solar panels are required, which would increase the surface area of the CubeSat for the installation of solar cells and would help orient the panels to face perpendicular to the sun for effective power generation.

Recently, various holding and release mechanisms has been developed for separation of the deployable solar panel. In general, Pyrotechnic devices are

widely used to commercial satellites. The explosive restraint system has high frequency separation reliability based on its high tightening power and performance in the application of accumulated space missions, there is a problem that does not satisfy the design requirements of the CubeSat due to the high shock level involved in the operation of the restraint separation device. To overcome the drawback of pyrotechnic devices, non-explosive devices based on Shape Memory Alloy are being applied to the actual mission. However, shape memory alloy device has the advantage of low shock level compared to Pyro, there are difficulties in satisfying limited size, including development cost, for applying cube satellite with expensive equipment. Currently, various holding and release mechanisms are used in many areas of the space industry, but there is limitation in the application of the CubeSat, because of the shock level and high cost. Therefore development of holding and release mechanism for CubeSat is steadily required to replace disadvantages of pyro and shape memory alloys. A nichrome burn wire cutting method is extensively used for the release of mechanical constraints on the deployable solar panel of the CubeSat owing to its low cost and simplicity. The mechanical constraint was released by cutting the nylon wire triggered by a resistor.

In this study, the nichrome burn wire triggered Holding and Release Mechanism using a spring-loaded pogo pin is proposed and this is developed for the separation device of solar panels. A pogo-pin is used in electronics to establish a temporary connection between two printed circuit boards. This is possible to the application of separation devices because it functions as an electrical interface to provide power, separation spring to initiate reaction force and the status switch to determine a deployment status of the solar panel. The advantages of the mechanism proposed in the study include increased loading capability in the in-plane and out-of-plane directions of solar panels, synchronous release of multiple panels, low-shock levels, and handling simplicity during the tightening process of the nylon wire. The release function tests of the mechanism was verified by performing a separation test under

various conditions. These test results demonstrated that the proposed mechanism verified the feasibility of using pogo-pin as a holding and release mechanism of solar panels for CubeSat applications in accordance with the proposed design. Also, pogo-pin based Holding and Release Mechanism was verified through the qualification level of the sinusoidal and random vibration tests. The Thermal Vacuum test was also performed to determine the survivability and reliability of the Holding and Release Mechanism in the simulated on-orbit thermal environment. The test results demonstrated that the proposed solar panel Holding and Release Mechanism was certified for use in actual space missions. The simple, reliable, and inexpensive Holding and Release Mechanism often contributes to significant cost reductions to a CubeSat program and aids in the success of space missions.

Key Word : CubeSat, Solar Panel, Holding and Release Mechanism, Pogo-pin

제 1 장 서 론

큐브위성 (CubeSat)은 기본 1U 기준 가로 × 세로 × 높이가 각각 10 cm 및 1.33 kg 미만의 중량을 갖는 초소형 위성을 말한다[1]. 또한, 큐브위성은 임무목적에 따라 Fig. 1과 같이 기본크기인 1U뿐만 아니라 2, 3, 6, 12U 이상으로 다양화된 규격으로 확장 가능하다. 초기 제안된 큐브위성은 대학 및 연구소를 중심으로 위성체 제작 실무 교육 및 우주기술에 대한 인력양성을 위한 교육용 프로그램으로 고안되었다[2]. 상기 큐브위성 프로그램은 피교육자가 설계, 제작, 시험 및 운용에 이르는 위성개발 과정을 경험함에 따라 우주 임무 설계와 운영과 같은 복잡한 문제들을 이해하고 해결할 수 있는 능력을 기를 수 있다[3]. ELSA (Electronic Library of Space Activity)의 통계자료[4]에 따르면 큐브위성은 저비용 및 실용위성에 비해 짧은 개발기간, 항공우주 핵심 기술을 검증할 수 있는 위성으로 주목받음에 따라 지난 10년 동안 큐브위성의 개발은 지속적으로 증가되어 왔음을 알 수 있다. 이에 따라 큐브위성은 실용위성에 적용 가능한 지구관측, 편대 비행, 심 우주 탐사, 우주 인터넷망 구축 등 우주환경에서의 다양한 연구개발이 가능함과 동시에 첨단 우주기술을 시험할 수 있는 검증 도구로써 큐브위성의 활용가치가 증대되고 있다[5].

최근 우주산업에서는 New Space 패러다임에 따른 경제적인 위성개발 방식을 추구함에 따라 위성전문 민간회사에서도 큐브위성의 개발이 널리 이용되고 있다. 초소형위성 전문기업인 미국 Planet[6]사는 지구관측을 목적으로 현재 140여 대 이상의 3U 큐브위성인 PlanetScope를 궤도 상에서 운용하고 있으며, 높은 해상도와 짧은 주기성으로 인하여 전 지구를 매일 촬영할 수 있어 농업, 산림, 환경 등의 여러 분야에서 효율적으로 활용할 수 있는 등 기존 실용위성을 대체할 수 있는 수단으로 사용되고 있다. 또한, 미국 민간벤처기업인 Spire[7]는 현재 73대의 큐브위성으로 해상의 선박 추적 및 자동인식 시스템인 S-AIS (Satellite Based Automatic Identification System)와 항공 관제를 위한 ADS-B (Automatic Dependent Surveillance-broadcast) 통신서비스를 제공하고 있다. 한편 Space X[8]는 광범위한 위성 인터넷 서비스를 위해 저궤도에 12,000대의 통신 중계용 큐브위성을 통해 전 세계를 하나의 통신망으로 잇는 사업인 'Starlink' 프로젝트를 추진하여 네트워크 트래픽의 약 10%를 대체하는 것을 목표로 하고 있다. 또한, 국내 한국천문연구원에서는 네 대의 우주환경관측용 저궤도 군집위성인 6U 규격의 'SNiPE' 큐브위성을 개발 중에 있다[9]. 이처럼 큐브위성은 표준화된

플랫폼과 기 우주검증이 이루어진 소형부품들이 상용화됨에 따라 저비용으로 지구관측, 통신, 우주탐사 등 상용위성을 대체할 수 있는 수단으로 큐브위성의 시장이 급속도로 확장되고 있다.

전술한 바와 같이 최근 고도화되고 있는 큐브위성 임무에 따라 카메라, 센서 등 고 성능의 임무장비가 위성체에 탑재되고, 이로 인해 위성 시스템의 소모전력이 전반적으로 증가하고 있다. 하지만 큐브위성의 위성체 표면에 태양전지셀을 부착하는 것만으로는 소모전력 충족이 어려워지고 있다. 따라서 큐브위성의 제한적인 태양전지셀의 부착면적을 높이기 위해서는 태양전지판 자체의 표면적을 증가시키기 위해, 발사 시에는 수납하고 궤도 상에서 임무수행을 위해 전개되는 전개형 태양전지판이 필요하다. 이와 동시에 전개형 태양전지판은 발사 시 전용 발사관인 POD (Pico-satellite Orbital Deployer)에 반드시 수납되기 때문에 발사구속을 위해 발사 시 태양전지판에 구속력을 부가하여 구조건전성을 확보하고, 궤도 상에서 태양전지판의 구속해제를 할 수 있는 구속분리장치가 필요하다.

일반적으로 중대형위성에는 파이로 (Pyro)를 이용한 폭발식 구속분리장치가 폭넓게 적용되고 있다[10]. 상기 폭발식 구속분리장치는 높은 체결력과 축적된 우주임무 적용에 대한 실적을 바탕으로 높은 분리 신뢰도를 가지는 반면에 구속분리장치 작동 시 수반되는 높은 충격으로 큐브위성 설계요구조건을 만족하지 않는 문제점이 존재한다. 이를 극복하기 위해 형상기억합금 기반 (Shape Memory Alloy, SMA)의 비폭발식 구속분리장치가 실제 임무에 적용되고 있다[11-12]. 형상기억합금 구속분리장치는 파이로에 비해 저 충격의 장점을 지니나, 고가의 장비로 큐브위성 적용에는 개발비용을 비롯해 제한된 크기 및 무게요구조건을 만족하는데 어려움이 존재한다. 현재 우주산업의 많은 분야에서 다양한 구속분리장치가 사용되고 있지만, 시스템 전체의 비용, 작동 시 발생하는 충격 등 큐브위성 적용에 있어 한계가 존재하기 때문에 파이로 및 형상기억합금 구속분리장치의 많은 장점에도 불구하고 이를 대체할 큐브위성용 구속분리장치의 개발이 꾸준히 요구된다. 이에 따라서 큐브위성에는 일반적으로 저항 및 열선을 이용하여 나일론선을 절단하고, 태양전지판을 분리 해제시키는 나일론선 절단방식 구속분리장치를 주로 사용한다[13-15]. 상기 나일론선 기반 구속분리장치는 파이로 및 형상기억합금에 비해 시스템이 간단하고 저충격 및 저비용 개발이 가능하다. 그러나 나일론선 기반 구속분리장치의 경우, 나일론선이 태양전지판의 무게에 따른 설계하중을 만족하더라도 체결작업 중 체결력이 풀리는 문제점, 평면방향의 구속이 이루어지지 않는 어려움 등으로 인해 분리장치의 구조건전성을 확보에 한계가 존재한다. 특히 발사 도중 나

일론선의 구속이 풀어져 구속분리장치의 구동실패를 일으키거나 나일론선의 구속이 적절히 이루어지지 않아 태양전지셀이 파손됨에 따라 구속분리장치를 통한 구조건전성 확보는 매우 중요하다.

현재까지 적용되어온 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치의 경우 태양전지판의 구속 및 해제를 위해 나일론선 절단방식이 적용되고 있으며, 이를 기반으로 다양한 형태의 태양전지판 구속분리장치가 개발되고 있다. 그 일례로 MicroMAS (Micro-sized Microwave Atmospheric Satellite)의 태양전지판 구속분리장치[16]는 Fig. 3과 같이 태양전지판 평면상에 배치된 두 개의 홀에 나일론선을 연결하여 태양전지판에 대한 구속이 이루어지며, 큐브위성 구조체로부터 연결된 열선을 통해 나일론선을 절단하고 태양전지판의 구속해제가 이루어지는 원리를 가진다. 제안된 구속분리장치의 경우 태양전지판에 마련된 두 개의 홀 1/F만을 의존하여 나일론선의 체결작업이 이루어지기 때문에 전개방향에 대한 구속이 되더라도, 평면방향에 대한 구속이 이루어지지 않는 단점이 존재한다. 이에 대한 이유로 발사 시 태양전지판 구속분리장치에 대한 설계하중을 만족하더라도 나일론선의 구속력이 풀림에 따라 종국에는 구속분리장치의 구조건전성이 확보되지 않아 태양전지셀이 깨지게 되는 문제점이 발생할 수 있다. CXBN-2 CubeSat에 적용된 태양전지판 구속분리장치[17]는 Fig. 4와 같이 태양전지판 측면부에 L자형 브래킷이 적용되며, 태양전지판 수납 시에는 L자형 브래킷을 통해 모노 필라멘트로 체결이 이루어지며, 위성체에 배치된 니크롬선을 통해 나일론선을 절단하고 태양전지판의 구속해제가 이루어지는 방식이다. 상기 구속분리장치는 네 개의 태양전지판을 나일론선 하나로 연결함에 따라 태양전지판 전개에 대한 신뢰도는 높아지지만, 발사환경에서 나일론선의 구속이 풀리면 네 개의 태양전지판 모두에 대한 구조건전성을 확보하지 못하는 문제점이 존재한다.

본 연구에서는 종래 태양전지판 구속분리장치의 낮은 체결력, 평면 내/외 방향의 동시구속 어려움, 시스템 복잡화 등의 문제점을 극복하기 위해 포고핀 (Pogo-pin)을 이용한 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치를 제안하였다. 일반적으로 포고핀은 전기적 접속부 기능을 가짐에 따라 제안된 구속분리장치에 적용하여 분리확인을 위한 스위치 및 분리스프링으로도 적용할 수 있다. 또한, 세 개의 구속 핀과 PCB의 U자형 1/F를 통해 평면 내/외 방향에 대한 동시구속이 가능하며 이는 태양전지판의 높은 구속력 확보에 유리하다. 포고핀을 적용한 구속분리장치의 기능구현을 목적으로 기능시험을 수행하여 정상작동 여부를 검증하였다. 또한, 발사환경에서의 구조건전성 검토를 위해 사인 및 랜덤진동시험을 수행하였으며, 진동시험 후에 구속분리장치의 정상작동 여부

를 확인하기 위해 분리기능시험을 수행하였다. 또한, 궤도환경에서의 구속분리장치의 기능 검증을 위해 열진공시험을 통한 궤도환경에서 정상 임무수행 가능한 구조건전성을 평가하였다.

본 논문의 구성으로는 다음 제 2장에서는 적용된 포고핀의 개요, 제안된 구속분리장치에 대한 개념설명, 구성 및 작동원리에 대해 설명하였다.

제 3장에서는 구속분리장치의 분리기능시험 결과에 대해 서술하였다.

제 4장에서는 구속분리장치를 적용한 태양전지판의 유한요소해석에 대해 서술하고 이에 대한 결과를 기술하였다.

제 5장에서는 구속분리장치의 발사진동 시험에 대한 구성 및 절차, 정현파 및 랜덤진동시험과 시험 결과를 정리하여 서술하였다.

제 6장에서는 구속분리장치의 궤도환경 시험에 대한 구성 및 절차, 열진공 시험에 대한 결과를 서술하였다.

제 7장에서는 환경시험 이후 포고핀이 접촉된 저항 PCB의 구리 전극에 대한 균열을 확인하기 위해 수행된 전자주사현미경의 촬영결과에 대해 서술하였다.

제 8장에서는 결론과 참고문헌 및 연구실적을 정리하였다.

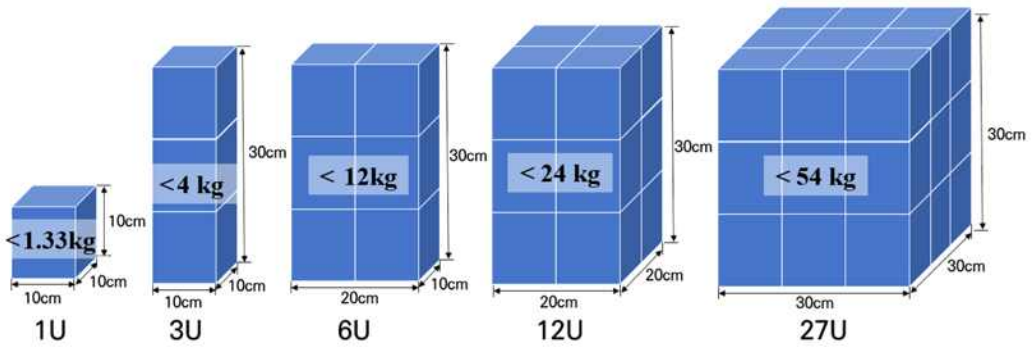


Fig. 1 Specification of CubeSat Size and Mass Budget

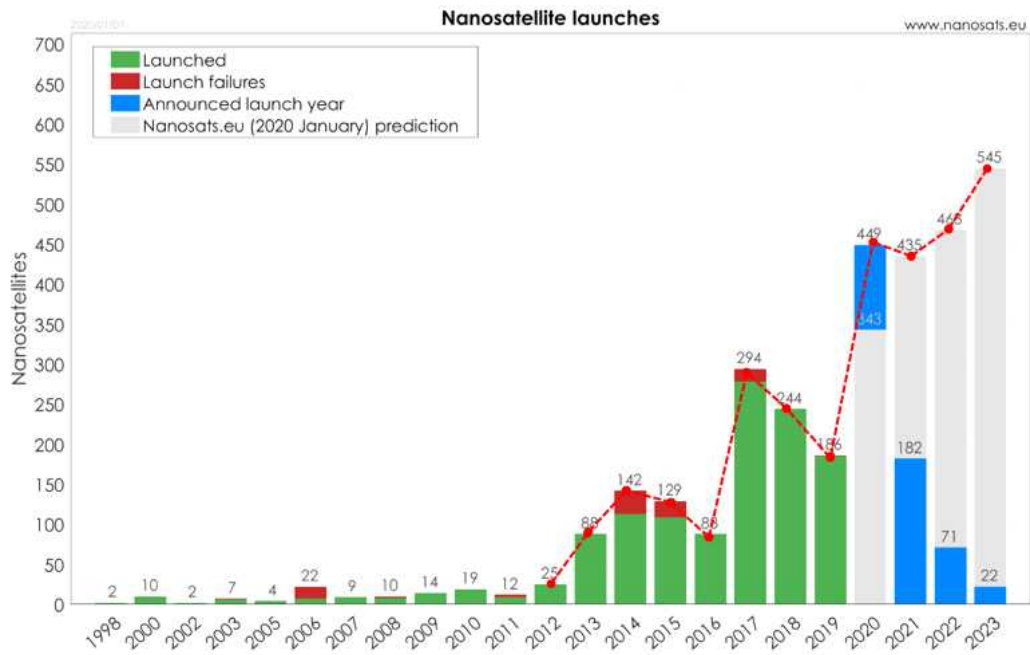


Fig. 2 Annual CubeSat Development and Launch Trend [4]

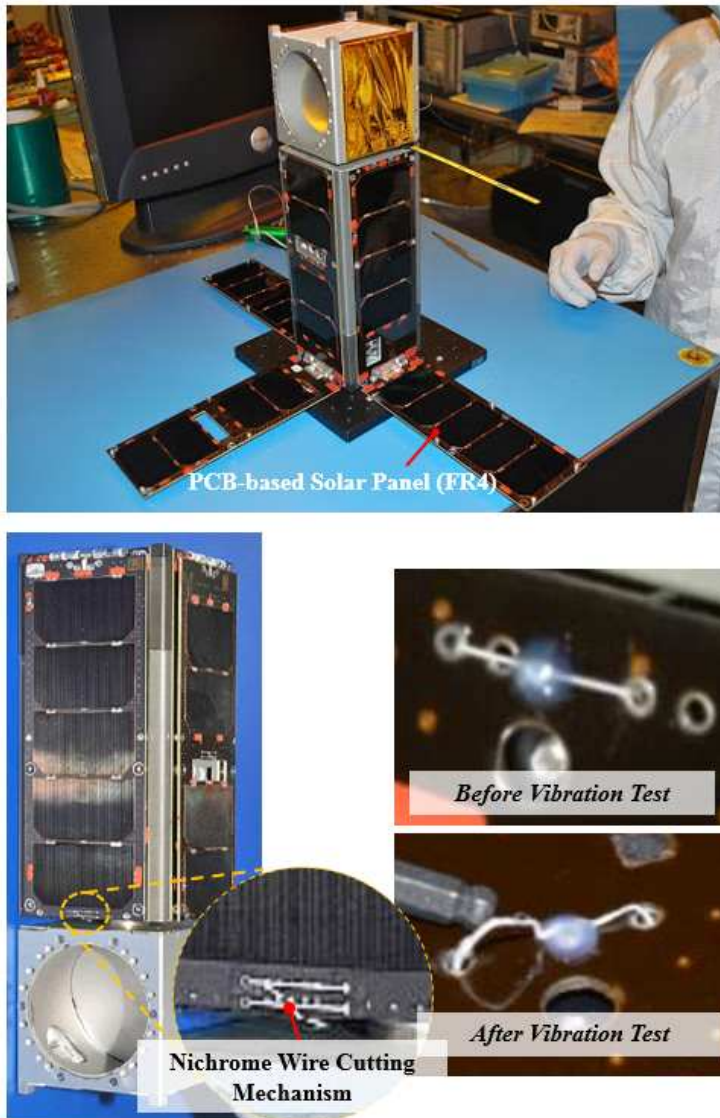


Fig. 3 Nichrome Wire Cutting Type of HRM for MicroMAS-1 CubeSat [16]

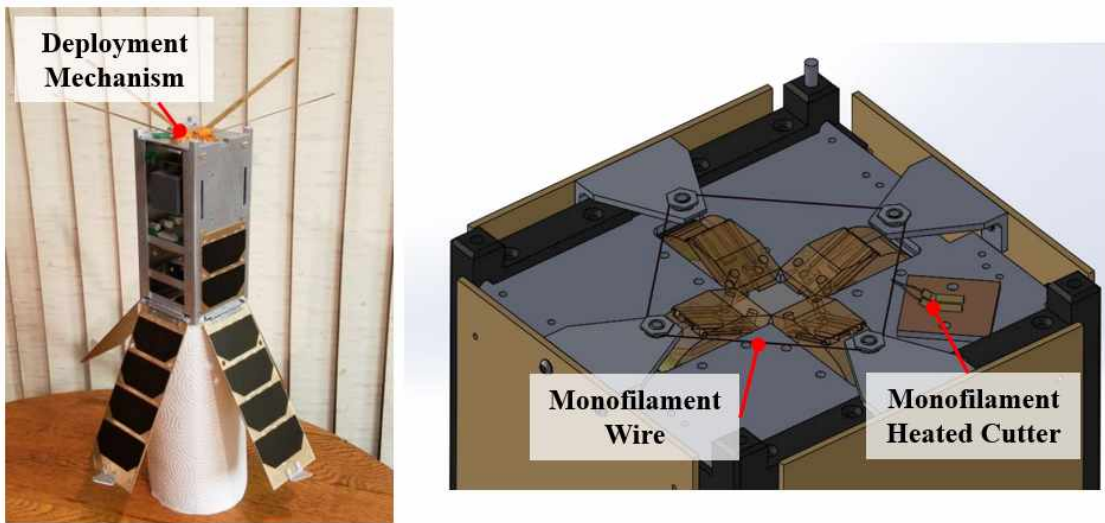


Fig. 4 Monofilament Cutter Type of HRM of the CXBN-2 CubeSat [17]

제 2 장 포고핀을 적용한 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치

제 1 절 포고핀 개요

본 연구에서 제안한 포고핀 기반 구속분리장치에 적용된 포고핀은 Fig. 5와 같이 두 회로기판 사이에 임시적 전기적 통전을 위한 접촉단자로, 관통형태의 하우징, 실린더 형태의 접촉핀, 스프링으로 구성된다. 포고핀은 두 회로기판 사이의 안정적인 연결을 위해 하우징 내부에 압축 스프링의 복원력으로 포고핀의 접촉단자를 밀어냄으로써 두 회로기판 사이에 전기적인 연결을 수행한다. 이때 포고핀은 일정 Stroke 이상 스프링이 압축되며, 회로기판 사이의 통전을 위해 접촉핀과 맞닿은 전자기판은 구리패드가 적용된다. 이에 따라 포고핀은 외부 하니스의 적용없이도 회로기판 간의 전기적 연결이 용이함에 따라 전자기판 내 추가적인 커넥터 또는 회로도가 필요하지 않아 전자기판 내 점유공간이 적은 장점을 갖는다[18].

최근 기술의 발전에 따라 포고핀은 시계, 휴대전화, 자동차, 항공 등 전자 산업 분야에 널리 사용되고 있으며, 포고핀의 적용방식과 크기에 따라 다양한 형태의 포고핀이 적용되고 있다[19]. 포고핀의 큐브위성 적용 사례로 Oh et al.[20]은 MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) 기반의 고체 추력기와 제어보드 사이의 임시적인 전기적 연결을 위해 포고핀이 적용된 MEMS 추력기를 제안하였다. 적용된 포고핀은 Fig. 6과 같이 STEP Cube Lab. 큐브위성 적용[21]을 위해 제어보드와 추력기 간 사이에 적용되어 추력기 모듈 커버를 통해 고정되어 통전이 이뤄진다. 상기 설계방식은 추력기 기능 및 성능 확인을 위한 시험단계에서 MEMS 추력기 점검 시 큐브위성 전체를 분리하지 않고, 추력기만을 탈 장착함으로써 MEMS 추력기의 시스템 점검이 용이하다. 제안된 포고핀이 적용된 MEMS 추력기는 인증수준에서의 발사진동 및 열진공 시험을 통해 설계 유효성이 입증되었다.

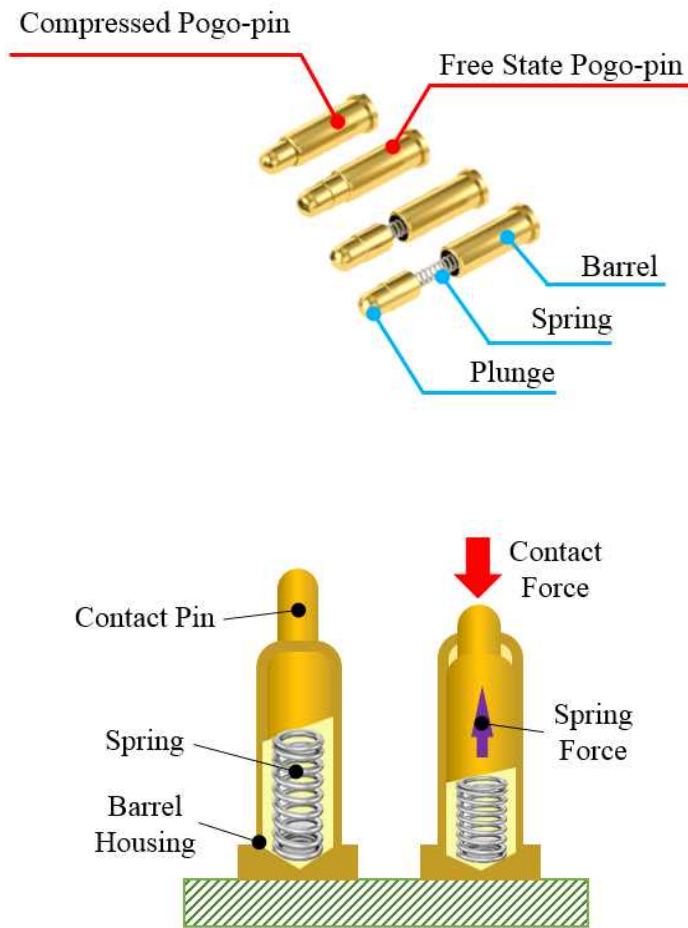


Fig. 5 Example of a Spring-loaded Pogo-pin [18]

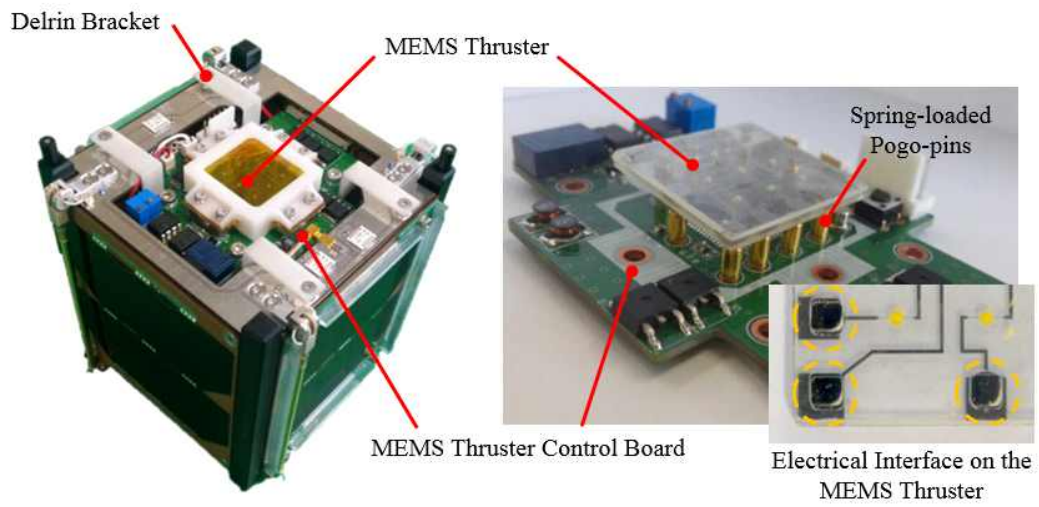


Fig. 6 MEMS-based Solid Propellant Thruster and Control Board with Spring-loaded Pogo-pin [20]

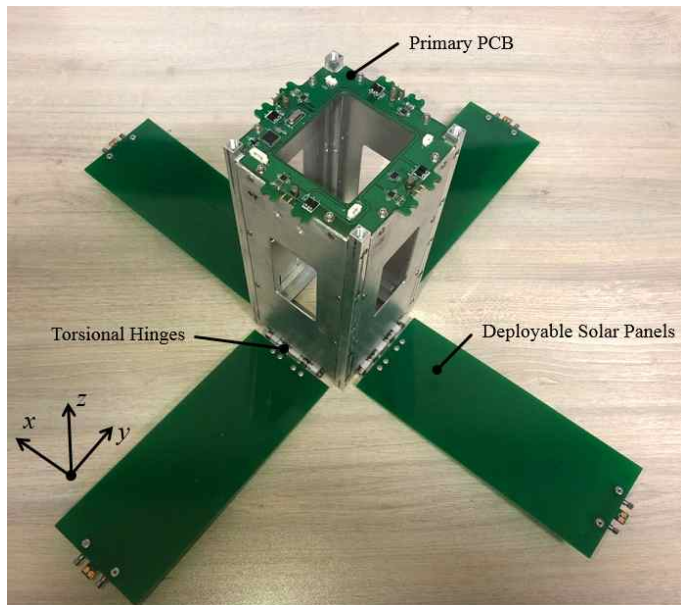
제 2 절 구속분리장치 개념설명

본 연구에서는 기존 나일론선 기반 구속분리장치의 낮은 체결력, 전개/전개 외 방향 동시구속의 어려움 등에 대한 문제점을 극복하기 위해 Fig. 7의 나일론선 절단방식의 포고핀 구속분리장치를 제안하였다. 전술한 구속분리장치는 큐브위성에서 비교적 활용도가 낮은 +z 방향의 상부에 배치되고, 전자기판 소자들은 PCB 외곽으로 실장된다. 또한, 기판 중앙을 컷아웃 함으로써 임무장비 또는 위성 내부로의 접근이 용이하도록 구성하였다. 상기 구속분리장치는 2U 규격의 더미 큐브위성에 적용되고, 태양전지판은 스프링 힌지로 구조체와 결합되어 FR-4 재질의 1.6 mm 두께의 더미 태양전지판으로 구성된다. 또한, 큐브위성 적용을 위해 전개 메커니즘은 시스템 구성에 간편한 토크 스프링 기반 수동형 힌지로 구성된다.

상기 포고핀 기반 구속분리장치는 태양전지판 전개 시에 대한 데이터 획득을 위한 Primary PCB, 전기적 통전을 위한 포고핀, 나일론선의 체결력 부여를 위한 가이드 핀, 나일론선 절단을 위한 저항 PCB로 구성된다. 여기서 저항 PCB는 포고핀과의 전기적인 통전을 위해 저항이 실장된 PCB의 반대편 평면 부에 전기적으로 연결하기 위해 구리(Copper)패드가 적용되며, 더미 태양전지판 측에 배치된 브라켓을 통해 고정된다. Fig. 8 (a)는 전술한 구속분리장치의 수납형상을 나타낸다. 상기 Primary PCB는 저항 PCB와 포고핀과의 통전을 위해, 두 개의 포고핀이 장착된 PCB가 Primary PCB의 수직으로 배치되고, 이는 솔더(Solder)를 통해 고정된다. 이때 포고핀은 내부 스프링이 압축된 상태로 포고핀의 접촉핀과 저항 PCB의 구리 패드와 접촉이 이루어진다. 또한, 구속분리장치는 세 개의 가이드핀에 나일론선을 적용하여 태양전지판에 대한 구속이 이루어지며, 나일론선과의 체결을 용이하게 하기 위해 세 개의 가이드핀에 홈을 마련하여 나일론선의 높은 체결력 부여가 가능하도록 하였다. 태양전지판 측에 배치된 두 개의 가이드핀은 Primary PCB 모서리의 U-shape I/F에 수납됨으로써 태양전지판의 전개 방향 뿐만아니라 평면 방향에 대한 동시 구속이 가능하다. Fig. 8 (b)는 구속분리장치의 구속 해제 직후 형상을 나타낸다. 구속분리장치는 외부로부터 Primary PCB에 전력이 공급되면 포고핀을 통해 저항 PCB에 전력이 인가되며, 저항의 발열로 저항과 접촉되어 있는 나일론선이 저항의 열에 의해 절단된다. 이후 포고핀 내부의 스프링의 복원력으로 저항 PCB를 밀어내고, 태양전지판은 스프링 힌지에 의해 전개가 이루어진다. 이때 포고핀은 저항-포고핀 간의 전류흐름 여부를 감지하여 단순 전력공급뿐만 아니라 태양전지판의 전개확인을 위한 상태 스위치로도 활용 가능하다.

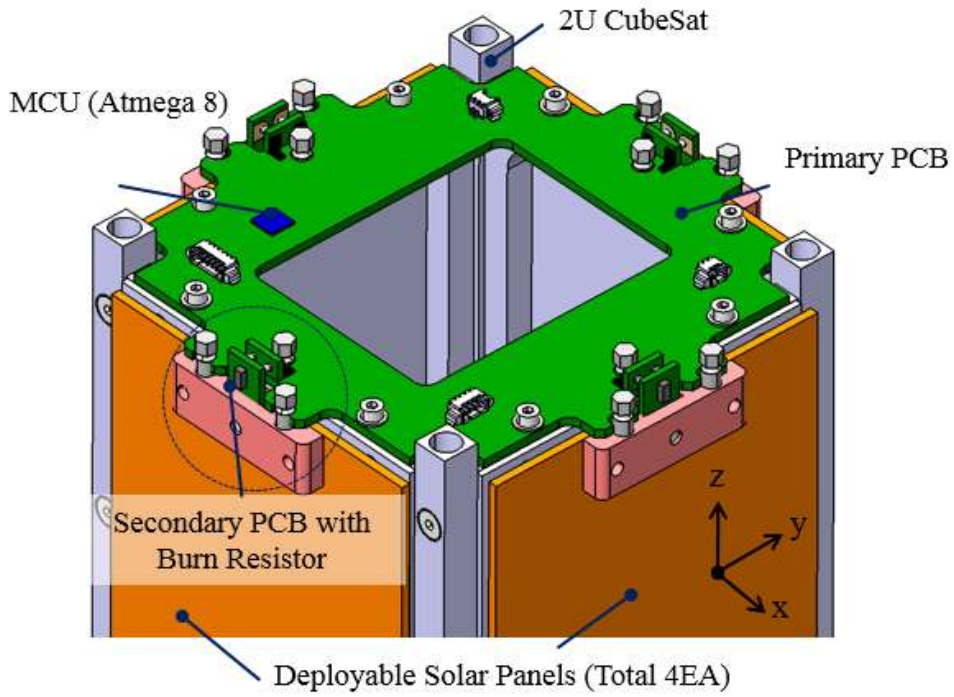


(a)

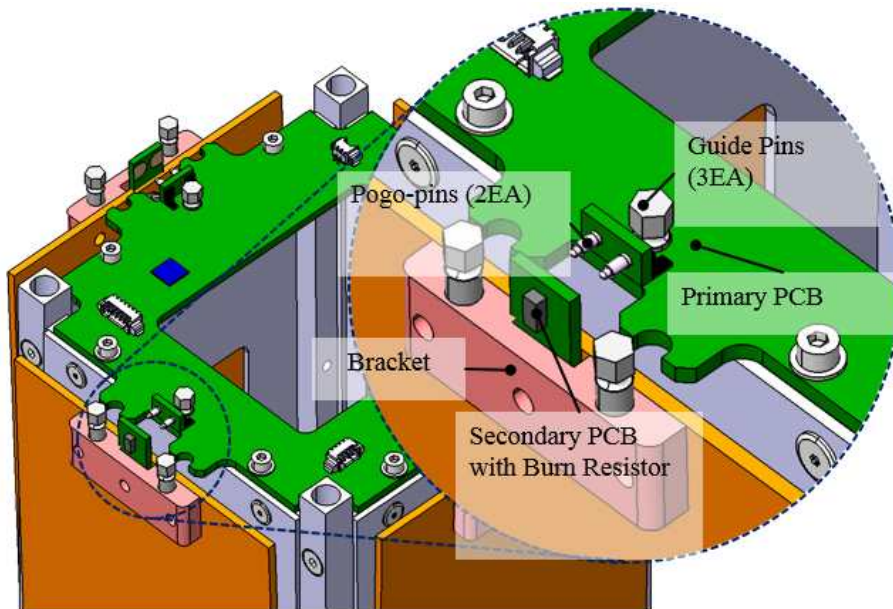


(b)

Fig. 7 Overall Configuration of the Pogo-pin Type Holding and Release Mechanism



(a)



(b)

Fig. 8 Configuration of the Pogo-pin Based Holding and Release Mechanism
((a): Holding State, (b): Release State)

제 3 절 구속분리장치 구성 및 작동원리

Figure 9는 Primary PCB에 대한 기계적 형상을 나타낸다. Primary PCB는 포고핀과 저항 PCB 간의 통전상태에 따른 전개신호를 획득하고 획득된 데이터를 PC로 전송하기 위해 ATmel 사의 ATmega 8을 사용하였으며, PCB 작동 시에 대한 온도를 모니터링 하기 위해 온도센서를 적용하였다. 이에 대한 형상 및 제원은 Table 1과 같다. Fig. 10은 상기 PCB의 전기적 회로도를 나타낸다. MCU를 통해 5V의 전압이 인가되면 전류감지 증폭기 (INA301)가 저항에 대한 전류상태를 파악하여 포고핀과 저항 PCB가 접촉된 상태에서 0, 접촉이 해제된 상태에서 1의 값을 UART Port로 출력한다. 또한, 상기 PCB 회로도에 적용된 포고핀 메커니즘은 저항 PCB로 전력을 공급하기 위해 전력 I/F와 병렬로 연결되어 있어 네 개의 태양전지판의 동시 전개가 가능하다. 태양전지판의 동시 전개는 위성체가 POD에서 사출되고 자세가 안정화된 이후 전개가 수행되며, 이는 태양전지판의 불규칙한 전개로 인해 발생하는 위성체 자세 텀블링을 최소화하는데 기여할 것으로 판단된다. 또한, 태양전지판 전개 시 저항 PCB와 접촉되어 있는 포고핀의 접촉이 해제됨에 따라 더 이상의 전력이 인가되지 않아 저항 PCB에 대한 고장을 방지할 수 있다. Table 2는 상기 구속분리장치에 사용된 저항, 포고핀 그리고 나일론선의 제원을 나타낸다. 본 연구에서 저항은 4.9 Ω 을 사용하였으며, 포고핀은 12V 및 2A에 해당하는 최대 허용 전압 및 전류로 Hanbit T&I 사의 포고핀을 사용하였다

Figure 11은 구속분리장치에 적용된 가이드핀을 이용한 최적화된 나일론선 체결방법 및 순서를 나타낸다. 나일론선은 가이드 핀에 마련된 홈을 따라 체결이 이루어지며, 체결 시 저항과 접촉되도록 배치된다. 상기 체결방법은 매듭 공정이 비교적 단순하며, 세 개의 가이드 핀을 이용하여 체결력을 부여하기 때문에 구속분리장치에 높은 체결력 부여가 가능하다. 또한, 가이드핀을 통해 나일론선 매듭이 이뤄짐에 따라 비교적 동일한 장력으로 나일론선의 체결이 가능할 것으로 판단된다. 제안된 구속분리장치에 사용된 나일론선은 고진공환경에서 탈기체 특성 및 우주환경에 대한 요구조건을 만족한 Berkely 사[22]의 제품으로 직경 0.11 mm의 Fluorocarbon 소재로 최대 허용강도는 56.17 N을 지닌다. 상기 나일론선의 우주환경 적용에 대한 자외선 (Ultra-violet, UV) 시험결과에 따르면, 우주환경으로 예상되는 자외선에 나일론선이 200시간 동안 노출되면 초기에 비해 인장력이 67.9% 감소되며, 3600시간 이후에는 인장력이 발생하지 않는다고 한다. 하지만 큐브위성은 POD로부터의 분리 후 몇 분에서 몇 시간 후에 태양전지판의 전개가 이루어진다는 점을 감안하여 나일론선은 자외선 환경에서 충분한 내구성을 가질 것이라 판단된다.

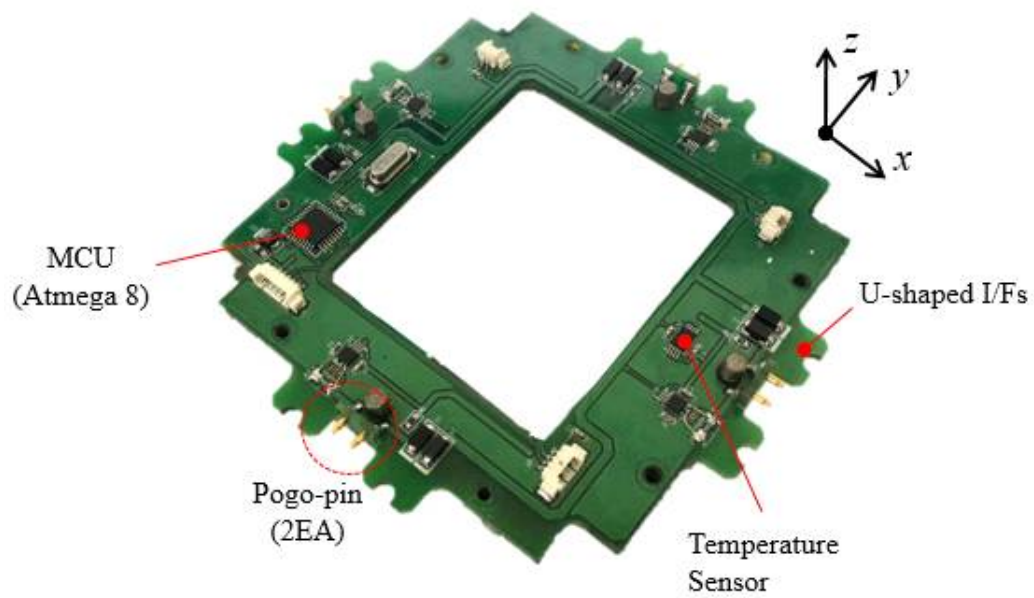


Fig. 9 Configuration of the Primary PCB

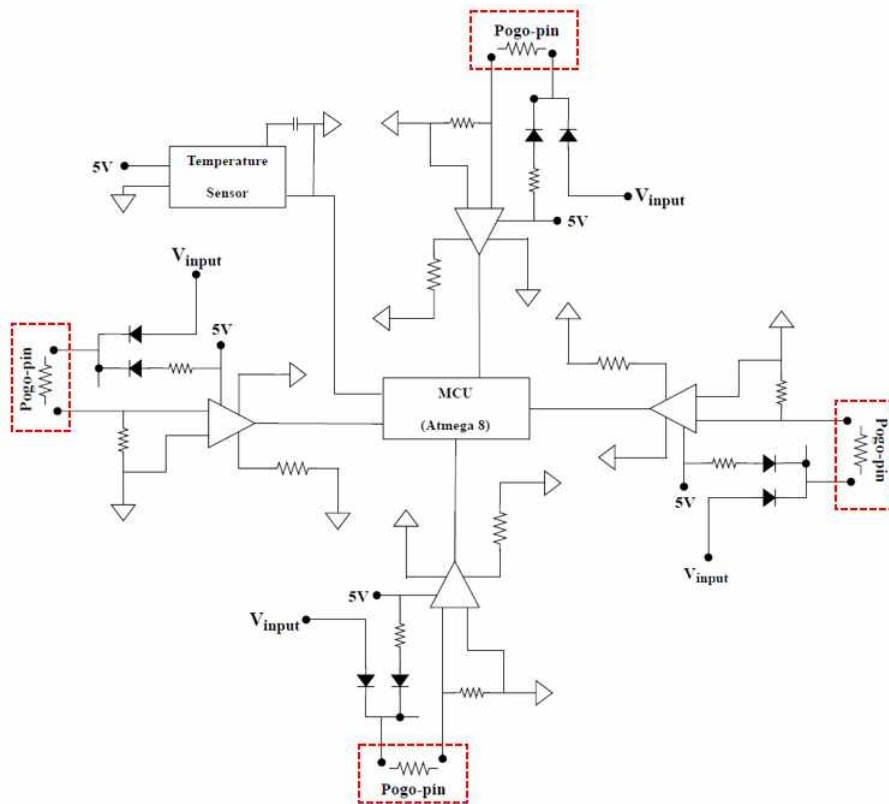


Fig. 10 Configuration of Electrical Block Diagram of Primary PCB

Table 1 Specifications of the MCU and Temperature Sensor H/W

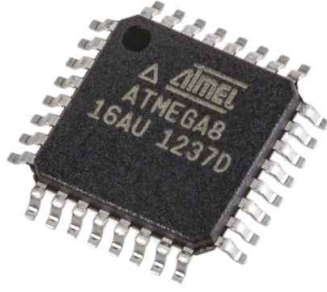

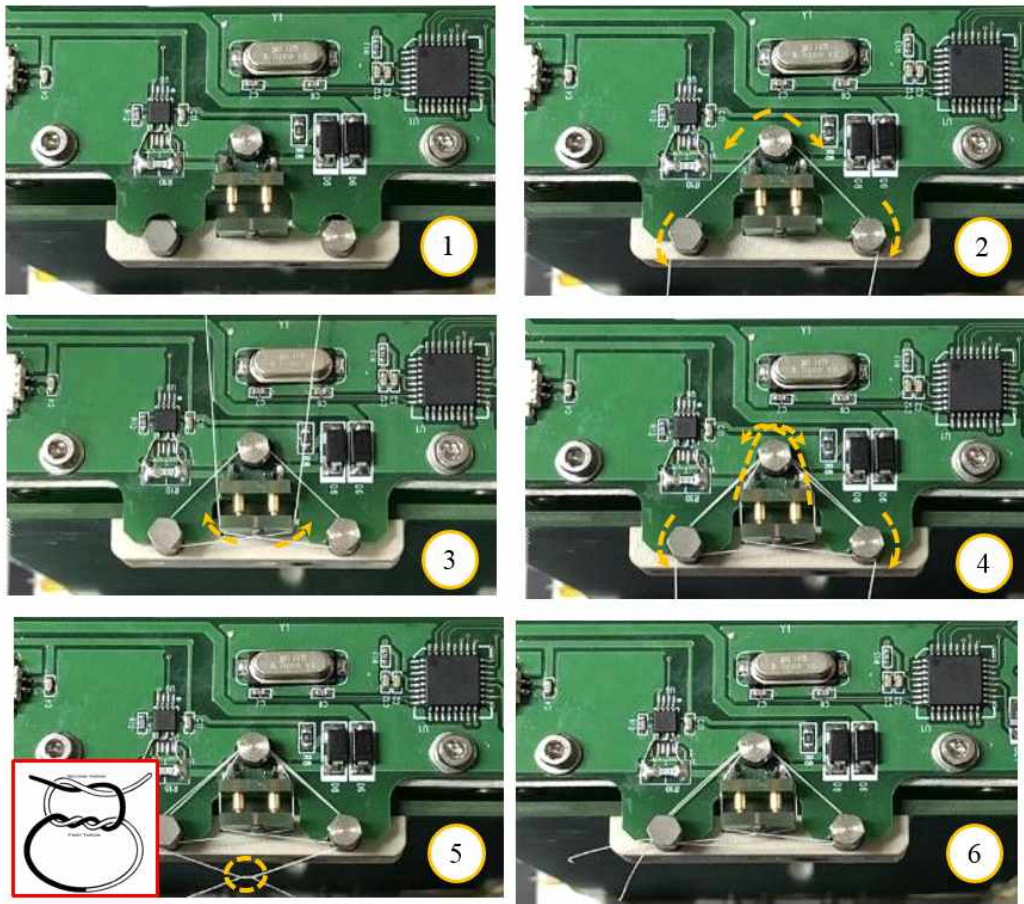
Item	Details	Specification
MCU	Configuration	
	Model	ATmega 8
	Voltage (V)	4.5 V~5.5 V
	Operating Speed	0 MHz~16 MHz
	Type	Low-Power 8bit AVR RISC-based Micro Controller
	Internal Comm.	UART, SPI
Temperature Sensor	Configuration	
	Model	LM57
	Voltage (V)	2.4 ~ 5.5
	Supply current (uA)	24
	Operating temperature range (°C)	-50 ~ 150
Output type	Open Drain, Push Pull	

Table 2 Specifications of the Nylon Wire, Burn Resistor and Spring-loaded Pogo-pin

Item	Details	Specification
Nylon Wire	Manufacturer	Berkly Co.
	Material	Fluorocarbon
	Diameter	0.1 mm
	Max. Allowable Force	56.22 N
Burn Resistor	Manufacturer	Walsin Technology Co.
	Packing Type	Surface Mount Device
	Packing Size Code	3216
	Electrical Resistance	4.7 Ω
	Resistance Tolerance	$\pm 1\%$
	Max. Power Dissipation	0.25 W ($T_{amb}=70^{\circ}\text{C}$)
Pogo-pin	Manufacturer	Hanbit T&I Co.
	Maximum Allowable Voltage and Current	12V, 2.0A
	Contact Resistance	Max. 30m
	Max. Number of Loadings	30,000 Ω
	Operating Temperature	$-40^{\circ}\text{C} \sim 85^{\circ}\text{C}$
	Operation Power Spring-loaded Pin	0.75 N \pm 0.16 N



Surgeon's Knot

Fig. 11 Tightening Process of the Nylon Wire

제 4 장 기능검증시험

본 논문에서 제안한 태양전지판 구속분리장치의 기능 검증을 위해 2U 규격의 더미 모델을 제작하여 태양전지판의 분리기능시험을 수행하였다. Fig. 12는 동작 기능 확인을 위한 구속분리장치의 기능시험 구성을 나타낸다. 상기 기능시험은 전력 인가를 위한 전력 공급기, 전개신호 확인을 위한 DAQ (Data Acquisition), 데이터 획득을 위한 PC로 구성된다. 또한, 2U 규격의 더미 구조체에 연결된 네 개의 태양전지판은 전개 시에 대한 동적 응답을 확인하기 위해 Dytran 사의 가속도 센서를 각 태양전지판의 중앙에 부착하였다. 전술한 구속분리장치의 동작성능확인을 위하여 인가전압에 따른 분리 기능시험, 나일론선 체결횟수에 따른 분리기능시험, 반복시험, 다양한 온도조건에서의 분리기능시험을 수행하였다.

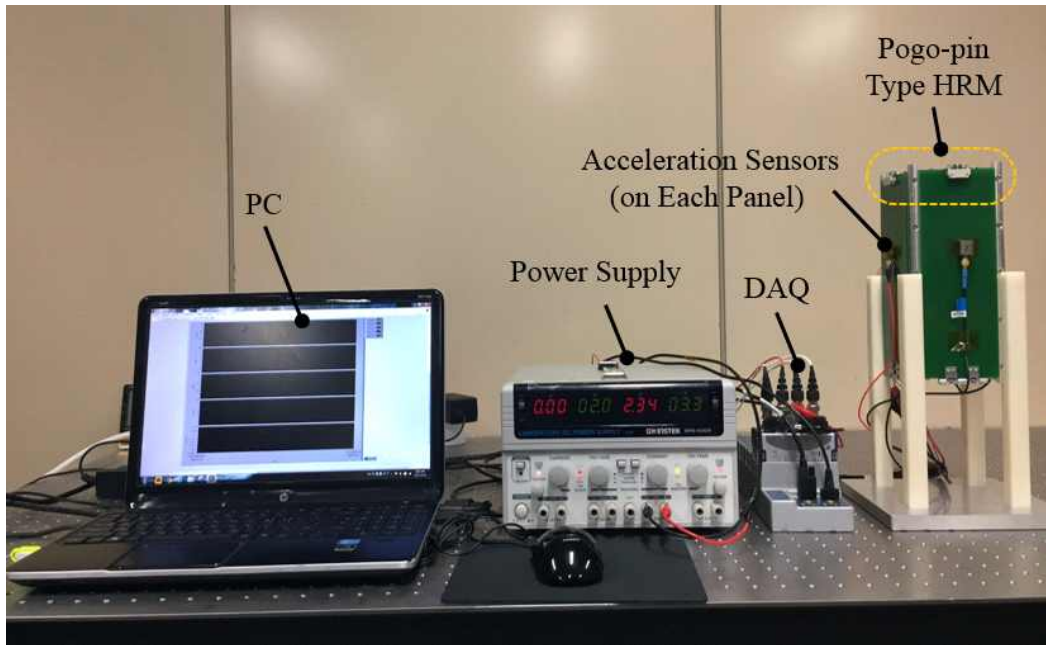


Fig. 12 Configuration of the Release Function Test Set-up

제 1 절 동작성능 확인을 위한 분리기능시험

인가전압에 따른 구속분리장치의 분리시간에 따른 전력 소모 측면에서의 효율성을 파악하기 위해 큐브위성 정격전압인 5 V와 8 V에서 분리기능시험을 수행하였다. 상기 분리기능시험은 단순 기능검증을 수행하기 위해 Fig. 10의 회로도가 적용되지 않고, 포고핀과 저항 PCB로 전력을 공급하기 위한 회로도만 적용된 상태에서 시험이 수행되었다. Fig. 13은 인가전압에 따른 태양전지판의 분리기능시험 결과를 나타낸다. 상기 시험은 상온조건 (26 ℃)에서 나일론선 체결횟수가 1회 조건에서 수행하였으며, 시험에 대한 유효성을 확인하기 위해 총 3회 반복시험을 실시하였다. 상기 분리시간은 전원공급기에서 PCB로 전력을 인가한 후부터 네 개의 태양전지판의 구속해제가 모두 이루어지는 시점까지 측정하였으며, 5 V 인가 시 약 12초, 8 V 인가 시 1.2초의 분리시간이 소요됨을 확인하였다. 이에 대한 결과를 통해 5 V 인가 시 분리시간이 비교적 균일하게 이뤄지지 않음을 알 수 있으며, 이는 나일론선 작업자의 체결작업이 분리성능에 영향을 미친 것으로 확인된다. 한편 전술한 시험을 통해 제안된 구속분리장치는 정상적으로 분리기능시험이 이뤄짐을 확인하였으며, 인가전압 증가에 따라 구속해제시간이 단축됨을 알 수 있다. 추가로 인가전압에 따른 시험결과를 토대로 전력소모량을 계산한 결과, 5 V에서 0.0277 Wh, 8 V에서 0.0044 Wh의 전력소모량이 나타남을 확인하였다. 이에 따라 8 V는 5 V와 비교하여 약 15%의 낮은 전력 소모효율을 지님을 확인하였으며, 이로부터 인가전압 8 V가 적절하다고 판단하여 시험을 수행하였다. 또한, 1 ~ 2U 적용을 위한 Li-ion 배터리(Gomspace P31u)의 최대용량인 20 Wh[23]를 고려하였을 때 인가전압 8V는 임무수행을 위해 충분한 전력공급이 가능할 것으로 판단된다.

Figure 14는 전술한 구속분리장치의 상온조건에서 수행한 분리기능시험 결과로, 입력전압 8 V 인가 및 나일론선 1회 체결에 대한 시간에 따른 분리시간과 가속도 이력을 나타낸다. 상기 결과로부터 전력인가 후 네 개의 태양전지판이 모두 전개되기까지 약 2.46초 소요됨을 알 수 있다. 또한, 전력을 인가한 후 구속분리장치에서 $+x$ 태양전지판이 2.03초에 첫 번째로 분리가 이루어졌으며, $-y$ 태양전지판이 2.46초에 마지막으로 분리됨을 알 수 있다. 이로부터 각 태양전지판의 분리시간은 약 0.43초로 확인된다. 태양전지판의 분리시간 차이가 나타난 이유는 앞서 전술한 바와 같이 이는 포고핀과 전력 I/F 간 회로가 병렬로 연결되어 있어 전력분배를 하는데 미세하게 시간 차이가 발생하는 것으로 확인된다. 또한, 인가전압에 따른 분리기능시험 결과와 약 2배 이상의 분리시간 차이가 나타나는데 이는 Fig. 10의 회로도가 적용됨에 따라 저항 및 소자

의 영향으로 분리시간이 다소 증가된 것으로 판단된다. 상기 분리신호 데이터로부터 태양전지판의 구속상태에서 1, 태양전지판의 분리상태에서 0으로 출력됨에 따라 전술한 구속분리장치는 상태 스위치로 사용 가능함을 입증하였다. Fig. 15는 Fig. 14에 대한 분리가능시험 시 고속카메라로 촬영한 태양전지판의 분리 사진을 나타낸다. 상기 사진을 통해 태양전지판은 구속분리장치와의 간섭없이 전개가 성공적으로 이루어짐을 알 수 있다. 또한, 전력 인가 후 각 포고핀 메커니즘에 구속된 나일론선이 절단되고 태양전지판의 완전한 전개가 이루어지기까지 약 3초 소요됨을 알 수 있다.

Figure 16은 전력인가 후부터 나일론선이 절단되기까지 저항소자에 대한 온도상태를 모니터링하기 위해 적외선 카메라(Infrared Camera, FLIR T-420)로 촬영한 이미지를 나타낸다. 이는 Fig. 14의 조건과 동일하게 시험이 수행되었으며, 저항소자의 주변 온도가 37.4℃에서 2.5초 후 저항소자의 온도가 약 139℃로 상승한 직후 나일론선이 절단됨을 알 수 있다.

Figure 17은 상기 구속분리장치의 반복시험 결과를 나타낸다. 반복시험은 총 20회 수행하였으며, 모두 3초 이내에 전개가 이루어진 것을 알 수 있다. 또한, 작업자의 나일론선 작업도에 따라 약간의 분리시간 차이가 나타났지만 0.75초 미만임을 알 수 있다. 상기 시험결과를 통해 제안된 구속분리장치의 성능 저하 및 저항 PCB의 고장 없이 나일론선의 안정적인 절단이 이뤄짐을 알 수 있다.

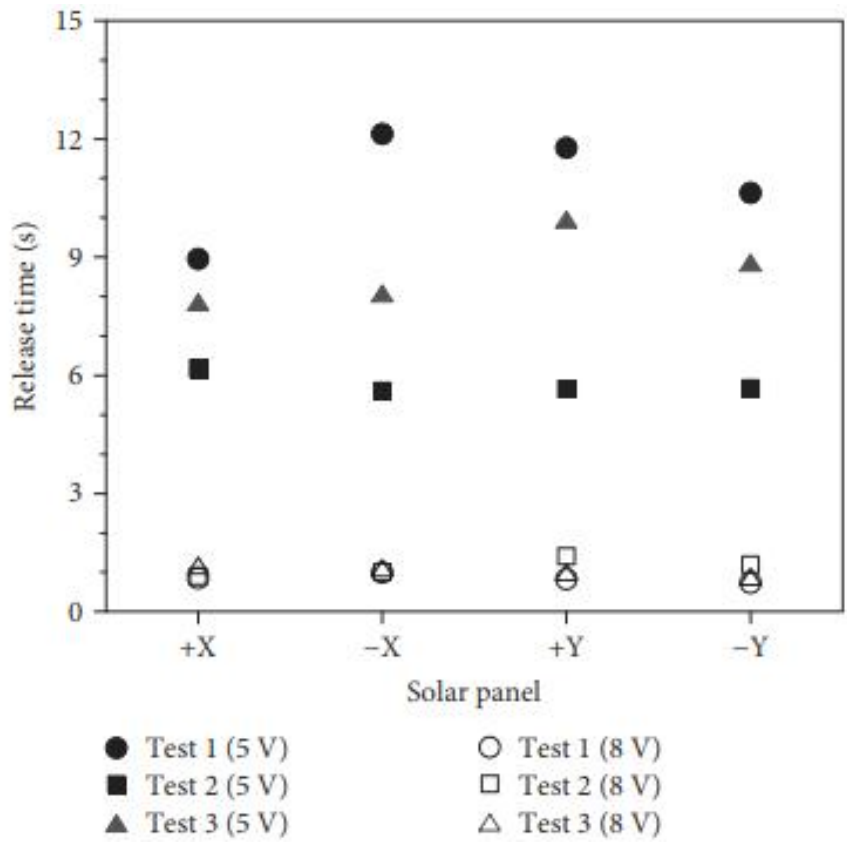


Fig. 13 Release Time of Each Solar Panel when the input voltages of 5 V and 8 V are applied on the HRM

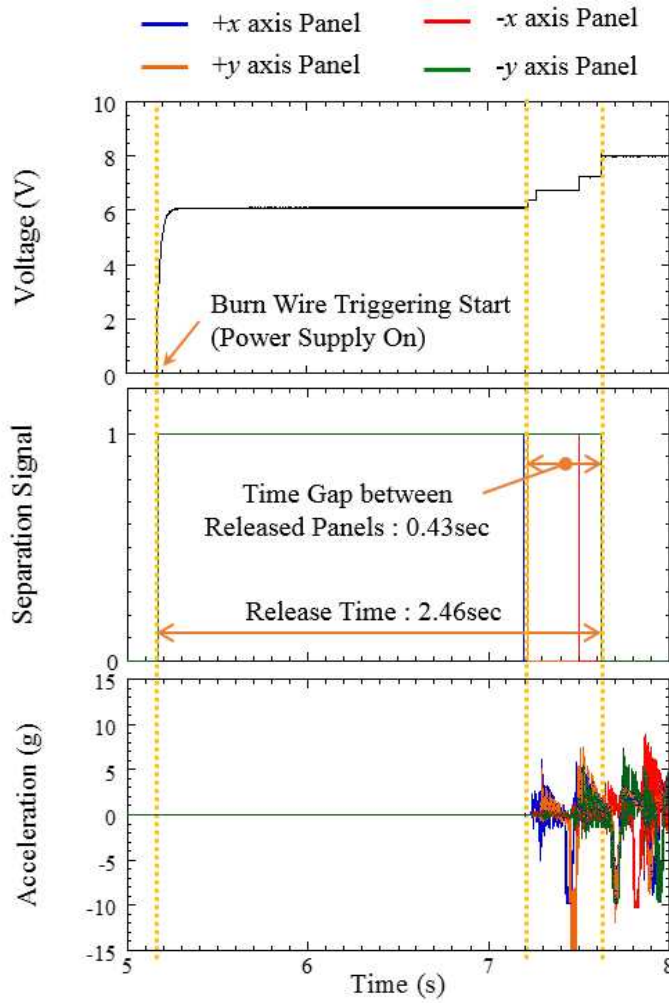


Fig. 14 Time Profiles of Input Voltage and Separation Signals of Each Solar Panel

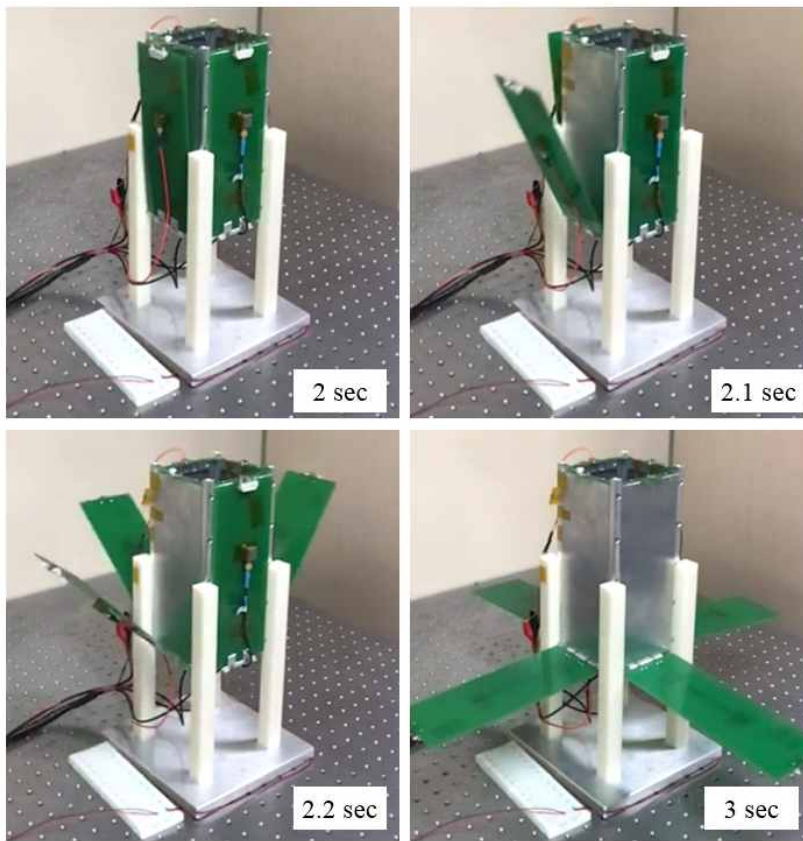


Fig. 15 Sequential Images of the Solar Panel in Deployment

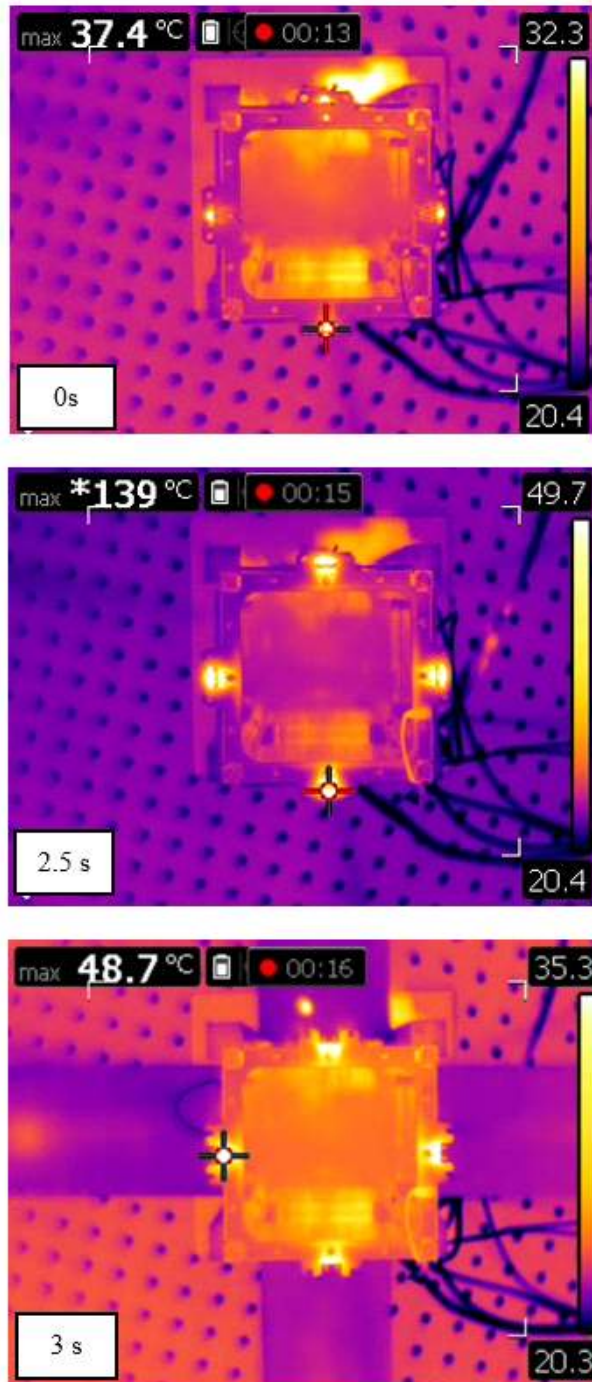


Fig. 16 IR Images of the Burn Resistor during HRM Activation

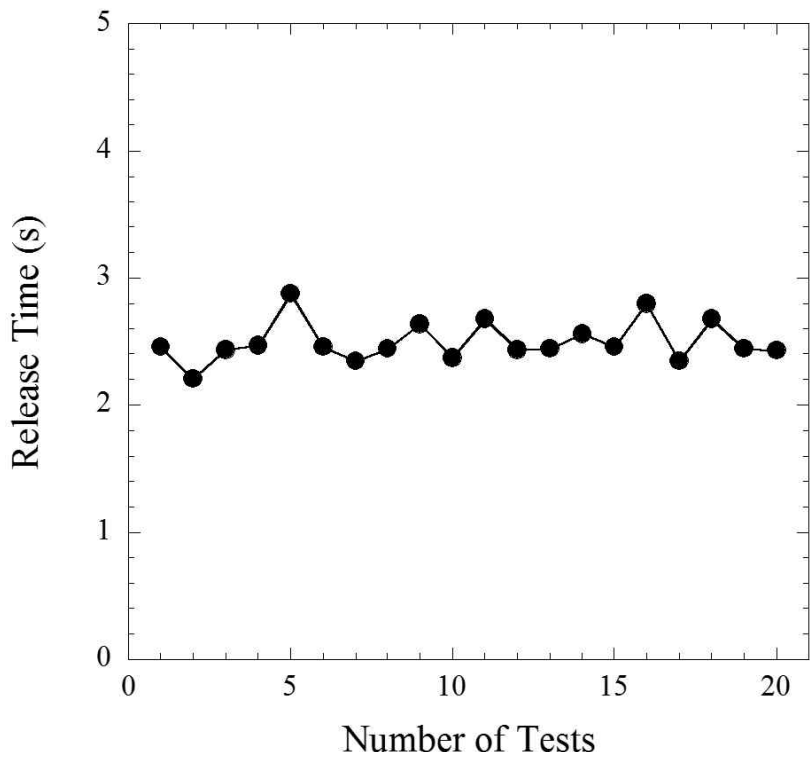


Fig. 17 Variation in the Release Times of the Solar Panel during 20 Times of Reparative Function Tests

제 2 절 나일론선 체결횟수에 따른 분리기능시험

Figure 18은 상온조건에서 나일론선 체결횟수에 따른 태양전지판의 전개시험 결과를 나타낸다. 나일론선의 체결횟수 1회 ~ 3회에 대하여 전개시험을 수행하였으며, 전력인가로부터 태양전지판이 모두 전개되기까지 2.4초, 4.5초, 4.9초 소요됨을 확인하였다. 시험결과에 대해 고찰하면, 각 축에 배치된 태양전지판의 전개순서가 동일하지 않음을 알 수 있는데 이는 작업자의 체결력이 분리시간에 영향을 미치는 것으로 판단된다. 하지만 태양전지판 간의 분리시간이 모두 1초 이내이므로 보아, 네 개의 태양전지판 모두 동시 전개가 이루어진 것으로 판단된다. 또한, 나일론선의 체결횟수 증가에 따라 태양전지판의 분리시간의 차이가 발생하였으며, 분리시간의 차이가 발생하더라도 목적하는 분리임무에는 문제없을 것으로 판단된다.

추가로 구속분리장치를 나일론선으로 구속한 상태에서 태양전지판의 기본특성 파악을 위해 고유진동수 측정시험을 수행하였다. 상기 태양전지판은 더미로 제작되었기 때문에 고유진동수 값이 절대적이지 않지만, 나일론선의 강제조건과 체결횟수에 따른 나일론선의 체결력에 대한 경향성을 분석하고자 시험을 수행하였다. 여기서 나일론선의 강제조건을 모사하기 위해 구속분리장치에 나일론선을 10회 체결하였으며, 체결방법은 Fig. 11과 같다. 전술한 고유진동수 측정시험은 구속분리장치에 나일론선을 체결한 상태에서 더미 태양전지판의 중심에 가속도 센서를 부착하여 Impact Hammer를 통해 태양전지판을 가진하여 고유진동수를 측정하였다. Fig. 19는 나일론선의 체결횟수에 따라 강제구속조건과 비교한 고유진동수비의 결과를 나타낸다. 여기서 y 축은 f_{cable}/f_{rigid} 의 비율을 나타내며, f_{rigid} 와 f_{cable} 은 태양전지판이 각각 나일론선으로 강제로 체결하였을 때와 나일론선의 체결횟수에 따라 측정된 고유진동수를 의미한다. 상기 결과로부터 1.6mm 두께를 지닌 FR-4 재질 더미 태양전지판의 f_{rigid} 측정값은 78.7 Hz로 확인되며, 체결을 3회 수행하였을 때 강제구속조건에 따른 고유진동수비가 0.96으로, 체결횟수의 증가에 따라 f_{cable}/f_{rigid} 강성의 비율이 증가됨을 알 수 있다.

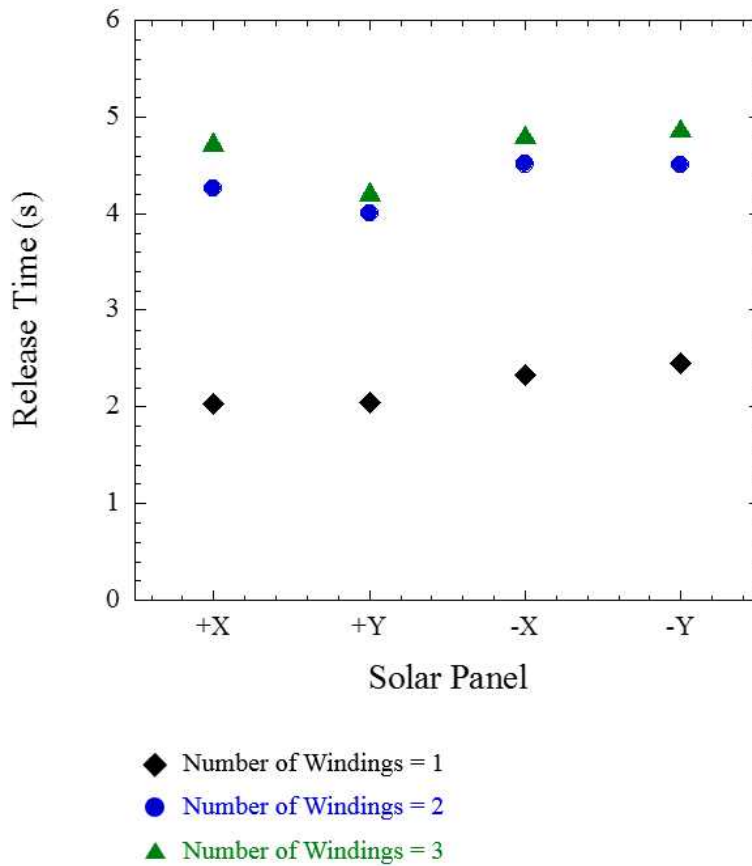


Fig. 18 Release Time of the Each Solar Panel According to the Different Numbers of Nylon Wire Windings

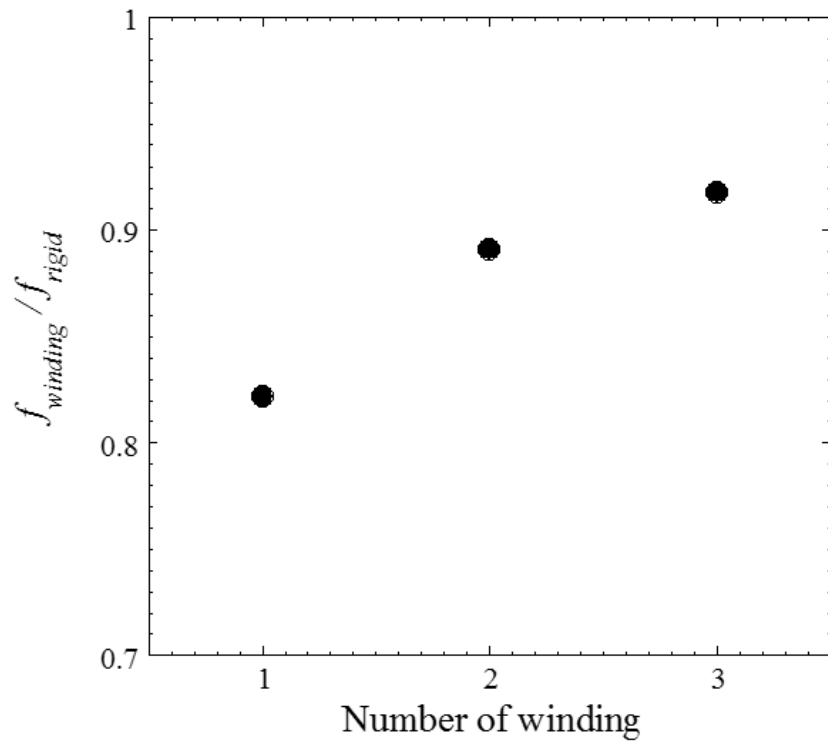


Fig. 19 Normalized Natural Frequency of the Solar Panel for Different Numbers of Cable Windings

제 3 절 온도변화에 따른 분리기능시험

온도에 따른 구속분리장치의 기능 및 성능에 대한 영향성을 파악하기 위해 다양한 온도조건에서 분리기능시험을 수행하였다. 시험 온도는 $-30\text{ }^{\circ}\text{C} \sim +70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 에 이르는 온도 범위에서 수행하였으며, 온도센서는 OMEGA 제품의 열전대(Thermocouple, TC)를 사용하여, Primary PCB의 포고핀 I/F 근처에 부착하였다. 또한, 각 온도 범위에서 구속분리장치의 동작 기능을 확인하기 위해 분리시간을 측정하였다.

Figure 20은 전술한 온도 범위에서 측정한 구속분리장치의 분리시간으로, 온도가 낮아짐에 따라 분리시간이 증가되는 경향성이 나타나 고온과 저온에서 각 1.25초, 2.25초의 분리시간이 나타났다. 상기 결과로 보아 온도에 따라 약 1초의 분리시간의 차이가 나타났으나 인증 수준의 온도 범위에서 구속분리장치의 작동 모두 정상적으로 이루어짐을 확인하였다. Fig. 21은 상온조건을 기준으로 각 온도조건에 대한 태양전지판의 고유진동수비를 나타낸다. 상기 결과에 대하여 y축은 $f_{temp.}/f_{amb.}$ 의 비율로, $f_{temp.}$ 와 $f_{amb.}$ 은 태양전지판을 각 온도조건에 따라 측정된 고유진동수와 상온조건에서 측정된 고유진동수를 의미한다. 상온조건을 기준으로 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 에서의 고유진동수 변화가 0.13%이며 $+70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 에서는 0.10%의 변화가 나타남을 확인하였다. 이러한 이유로 $-30\text{ }^{\circ}\text{C} \sim +70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 의 온도조건에서 나일론선의 장력 변화에 차이가 없음을 알 수 있다.

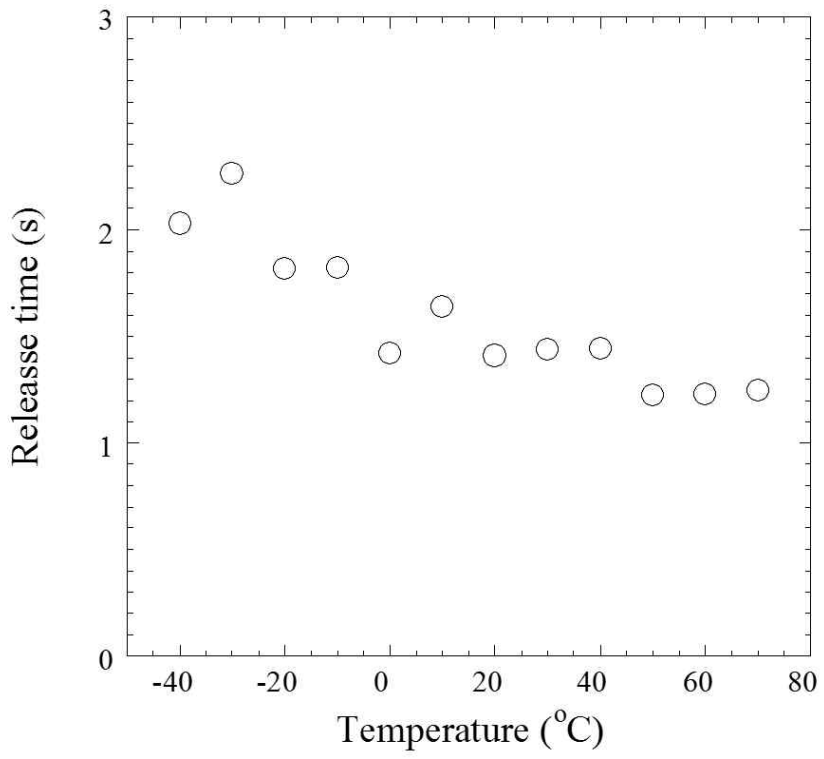


Fig. 20 Release Time of the Solar Panel as a Function of Qualification Temperature Ranges at the Input Voltage of 8 V

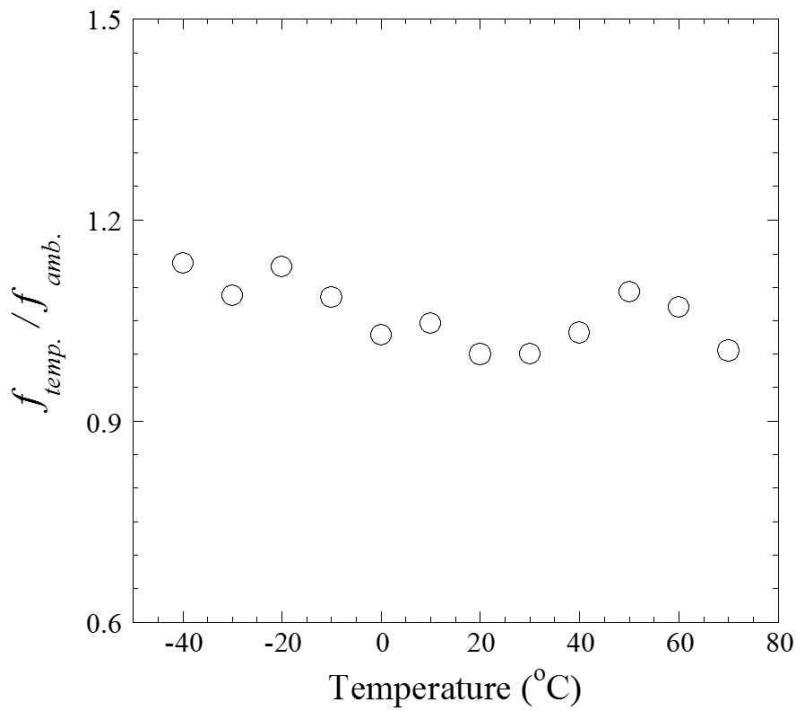


Fig. 21 Normalized Natural Frequency of the Solar Panel as a Function of Qualification Temperature Ranges

제 4 장 유한요소해석

본 연구에서 제안한 구속분리장치와 태양전지판의 설계 측면에서 유효성을 검토하기 위해 유한요소해석을 수행하였다. 상기 모드 해석 (Modal Analysis)에서는 전술한 구속분리장치 적용에 따른 태양전지판의 모드 형상을 파악하였으며, 준정적 해석 (Quasi-static Analysis)을 통해 상기 구속분리장치에 나일론선 적용에 따른 구조건전성을 검토하였다. 또한, 랜덤 해석 (Random Analysis)에서는 POD 수납 시에 대한 더미 태양전지판의 가속도 응답과 Dynamic Clearance를 분석하였다.

Figure 22는 제안된 구속분리장치가 포함된 태양전지판에 대한 유한요소모델 (Finite Element Model, FEM)을 나타낸다. 본 연구에서는 2U 규격의 더미 큐브위성에 네 개의 태양전지판을 적용하였으나, 구조해석에서는 진동환경에서 태양전지판이 유효성 판단을 위해 네 개의 태양전지판 모두 구현하지 않고, 대표적으로 태양전지판 한 개를 구현하여 해석을 수행하였다. 여기서 태양전지판과 힌지 부는 Solid 요소인 CHEXA8, CPENTA6 요소로 구현하였으며, 구속분리장치는 상세 모델링을 수행하지 않고 두 개의 홀에 RBE 2 (Rigid Body Element 2)를 적용하여 3 자유도 ($U_x=U_y=U_z$) 구속조건을 부여하였다. 또한, 힌지 회전부는 회전 자유도 부여를 위해 RBE 3 (Rigid Body Element 3)와 CBEAM 요소를 사용하였으며, CBEAM 물성치는 힌지 물성치인 SUS 304를 적용하였다. 또한, 전술한 구속분리장치 모듈에 대한 구속조건은 2U 구조체에 장착되는 힌지 체결부에 6 자유도 ($U_x=U_y=U_z=T_x=T_y=T_z$)의 구속조건을 부여하였다.

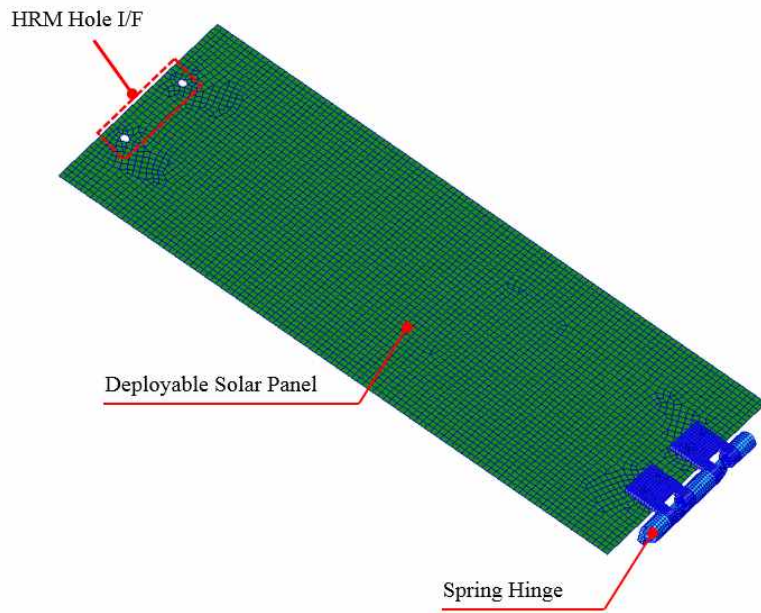


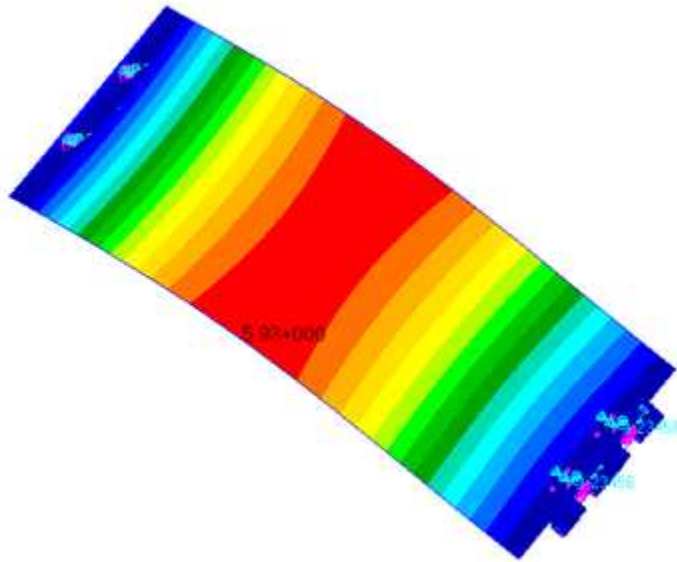
Fig. 22 Finite Element Model of the Solar Panel Module

본 연구에서 제안한 구속분리장치가 포함된 태양전지판의 동적응답특성 및 모드형상을 파악하기 위해 Fig.22의 유한요소모델로부터 모드해석을 수행하였다. Fig. 23과 같이 태양전지판의 1차 모드는 78.7 Hz에서 굽힘 모드가 나타났으며, 2차 모드는 207.5 Hz에서 토션 모드가 발생함을 알 수 있다. 1차 굽힘 모드는 힌지와 구속분리장치가 양단 지지조건으로 고정됨에 따라 발생한 것으로, 진동환경에서 가장 변위가 크게 나타날 것으로 확인된다. 전술한 모드해석 결과를 기반으로 랜덤해석으로부터 태양전지판의 가속도 응답과 최대 동적변위를 산출하였다. 랜덤해석 결과, 태양전지판의 중심에서 43.18 grms의 가속도 응답과 2.6 mm의 동적변위가 나타남을 확인하였다. 상기 결과는 최소 수납공간을 갖는 6.5 mm의 상용 POD 내에 태양전지판 수납 시 굽힘거동이 발생하더라도 Dynamic Clearance가 2.3 mm 이상 확보될 것으로 판단된다.

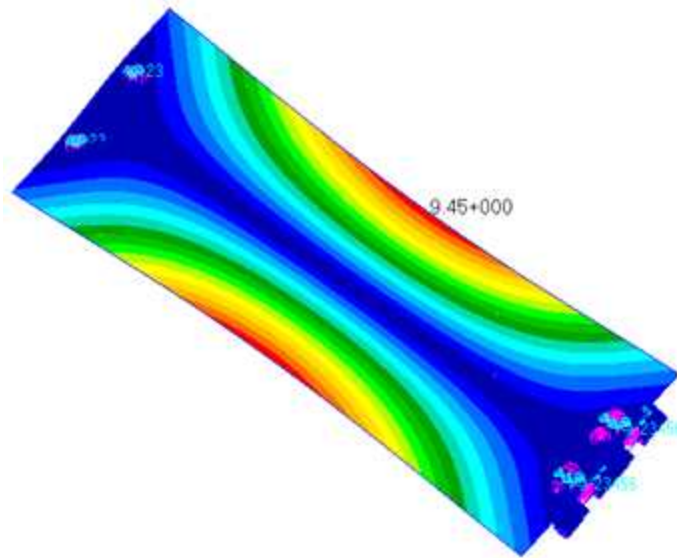
상기 나일론선 기반 구속분리장치에 대한 발사환경에서의 구조건전성 검토를 위해 랜덤 가속도 응답에 Gaussian 분포에서 99.7% 확률을 갖는 3-sigma를 적용하여 준정적 해석을 수행하였다. 상기 해석은 랜덤하중 130 g를 태양전지판 전개 방향인 y 방향으로 인가하여, 구속분리장치로 모사된 두 개의 Hole I/F에서 발생하는 반력을 통해 구속분리장치의 안전여유 (Margin of Safety, MoS)를 계산하였다.

$$MoS = \frac{F_{allow}}{S.F \times F_{max}} - 1 > 0 \quad (1)$$

상기 안전여유 식은 식 (1)을 통해 계산을 수행하였으며, F_{allow} 는 나일론선의 최대 허용 반력, F_{max} 는 구조해석으로부터 산출된 최대반력, S.F는 안전계수로 4의 값[24]을 적용하였다. Table 3은 준정적 해석으로부터 산출된 나일론선 체결횟수에 따른 안전여유 계산결과를 나타낸다. 상기 결과로 보아 구속분리장치는 나일론선의 최대 반력인 56.22 N에 대한 안전여유가 확보되어야 함에 따라 나일론선 체결횟수가 최소 2회 조건에서 랜덤하중에 대한 구조건전성이 확보됨을 알 수 있다. 이로부터 2U 규격 이상의 큐브위성용 태양전지판 설계 시 발사하중에 대한 구조건전성 확보를 위해 나일론선이 최소 2회 이상의 체결이 요구된다.



(a)



(b)

Fig. 23 Mode Shapes of the Solar Panel Module ((a): 1st Mode (78.7 Hz), (b): 2nd Mode (207.5 Hz))

Table 3 Quasi-static Analysis Results of the Nylon Wire for Holding and Release Mechanism

Material	Number of Winding	F_{allow} (N)	F_{max} (N)	S.F	MoS
Nylon	1	56.22	17.57	4	-0.2
	2	122.44			0.6
	3	165.66			1.4

제 5 장 발사환경 검증시험

큐브위성은 전용 발사관인 POD에 수납된 상태로 발사체의 이륙 직후부터 위성체가 궤도 상 진입하는 시점까지의 발사환경에 노출되며, 이 과정에서 큐브위성은 극심한 진동, 소음 및 충격 등 여러 가지의 동적 환경을 경험하게 된다. 이때 발생하는 정·동하중 및 충격하중 등은 큐브위성에 전달되어 발사체와 큐브위성 간 동적결합(Dynamic Coupling)에 의한 공진을 유발한다.

이에 대한 대표적인 발사환경의 예로는 Fig. 24와 같이 발사체의 이륙, 단분리, 부스터 분리, 엔진 연소 종료, 상부 엔진 점화, 발사체의 페어링 분리, POD로부터 큐브위성 분리 등의 다양한 비행환경이 존재한다. 이러한 비행환경에서 발생하는 동적 환경은 크게 정현파 진동 (Sine Vibration), 랜덤 진동 (Random Vibration), 충격 하중 (Shock Vibration)으로 나뉜다. 정현파 진동은 발사과정에서 가속도의 변화에 따라 위성체에 규칙적으로 인가되는 진동으로, 이륙 직후 플러터, 포고 (Pogo) 및 엔진 연소 종료에 기인한 100 Hz 이하의 진동을 의미한다. 그리고 랜덤 진동은 발사체의 이륙 또는 비행 중 발생하는 Shock Wave, Turbulence 등에 의해 발생한 소음으로, 발사체의 구조물을 통해 큐브위성에 전달된다. 충격 하중은 화약을 이용한 위성체 단 분리, 페어링 및 POD 구속 분리 등으로부터 발생한다. 전술한 바와 같이 위성이 겪는 가장 극한환경인 발사환경은 위성체 및 탑재체의 기능 저하 또는 파손과 같은 심각한 문제를 초래하기 때문에 큐브위성의 설계 및 제작과정에서 위성이 겪을 수 있는 모든 환경을 고려하여 설계 및 제작해야 한다. 특히 태양전지판과 같이 위성체 외부에 부착되는 전개형 구조물은 극심한 발사환경 하에서 태양전지판의 굽힘거동 또는 구속분리장치의 결합에 의해 태양전지셀이 파손될 수 있기에, 이를 고려한 설계가 필요하다.

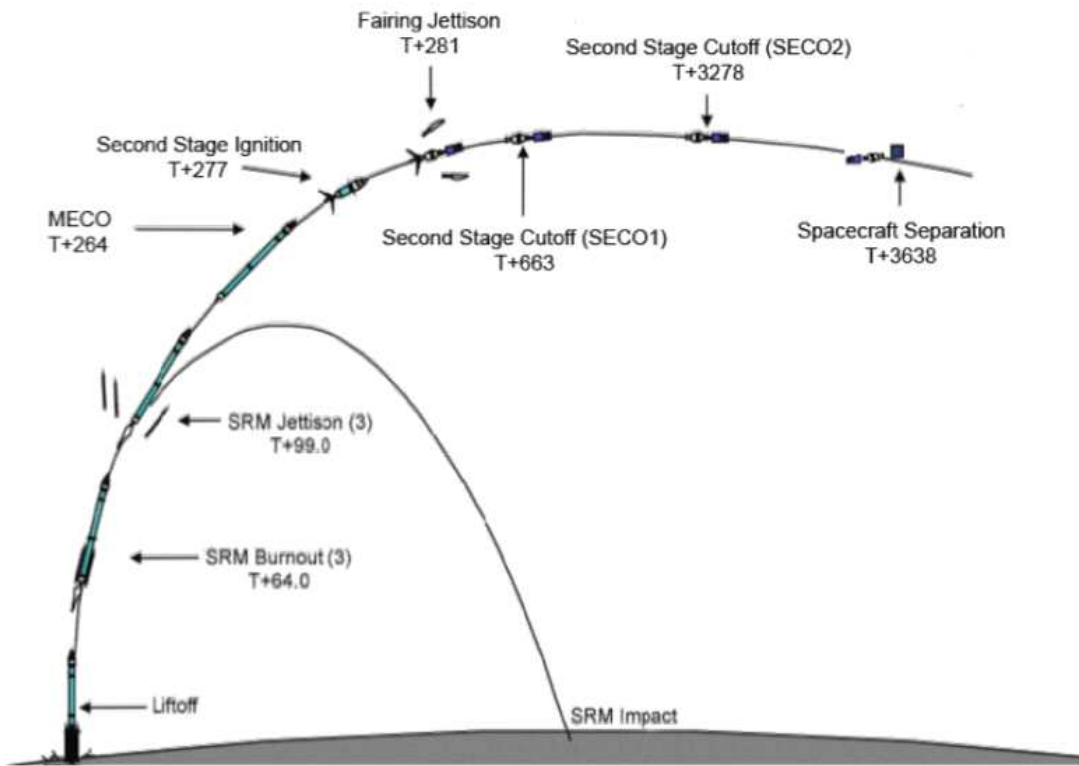


Fig. 24 The Sequence of Process from Liftoff through Spacecraft Separation [25]

제 2 절 발사환경시험 구성 및 절차

본 연구에서는 상기 구속분리장치가 포함된 2U 더미 큐브위성의 발사환경에서 설계 유효성을 검증하기 위해 인증규격의 정현파 및 랜덤 진동시험을 수행하였다. Fig. 25는 발사진동시험을 위해 제안된 구속분리장치 적용 큐브위성의 진동시험 구성을 나타내며, 정현파 및 랜덤진동에 대한 시험 규격은 Table 4, 5와 같다. 구속분리장치가 적용된 2U 규격의 큐브위성은 1U 규격의 더미 큐브위성과 함께 3U 상용 Test POD에 수납하여 실제 발사환경과 동일한 조건에서 시험을 수행하였다. 발사환경시험에서는 2U 큐브위성에 적용된 각 태양전지판에 대한 동특성 파악을 위해 LLSS (Low Level Sine Sweep)을 수행하고, 진동시험의 성공 요구조건으로 일반적으로 적용되는 1차 고유진동수의 변화율이 5% 미만을 만족하는지 확인하였다. 또한, 육안검사를 통해 구조물의 손상여부, 진동시험 전/후에 따른 분리기능시험을 통해 구속분리장치 설계에 대한 설계 유효성을 검증하였다[26]. Fig. 26은 구속분리장치의 발사환경 검증시험의 절차를 나타내며, 시험은 x , y , z 축에 대한 정현파 및 랜덤진동 시험 순서로 진행된다. 그리고 가속도 센서는 가진기의 인풋 가속도 확인을 위한 Ch.1 가속도계, 굽힘거동이 극심하게 발생하는 네 개의 태양전지판 중앙에 Ch.2 ~ Ch.5의 가속도계로 구성된다.

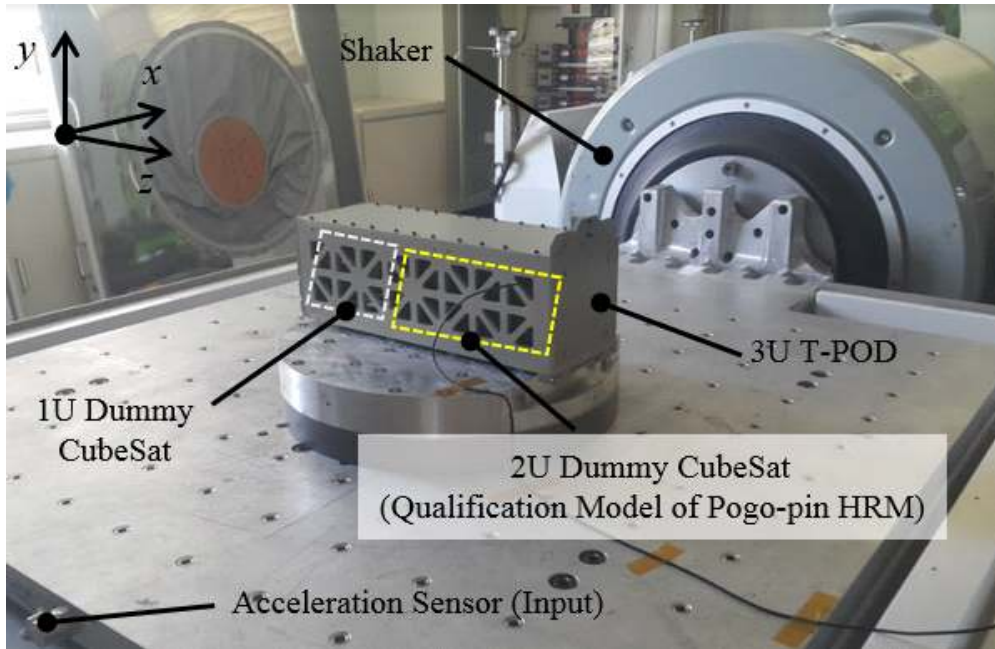


Fig. 25 Configuration of Vibration Test Set-up of Pogo-pin HRM along the x -axis

Table 4 Sine Vibration Specifications

Frequency [Hz]	PSD [g^2/Hz]	Sweep Rate (oct/min)
5 ~ 8	1.3	2
8 ~ 100	2.5	

Table 5 Random Vibration Specifications

Frequency [Hz]	PSD [g^2/Hz]	RMS Acceleration [Grms]
20~50	0.026	14.1
50~800	0.160	
800~2,000	0.026	

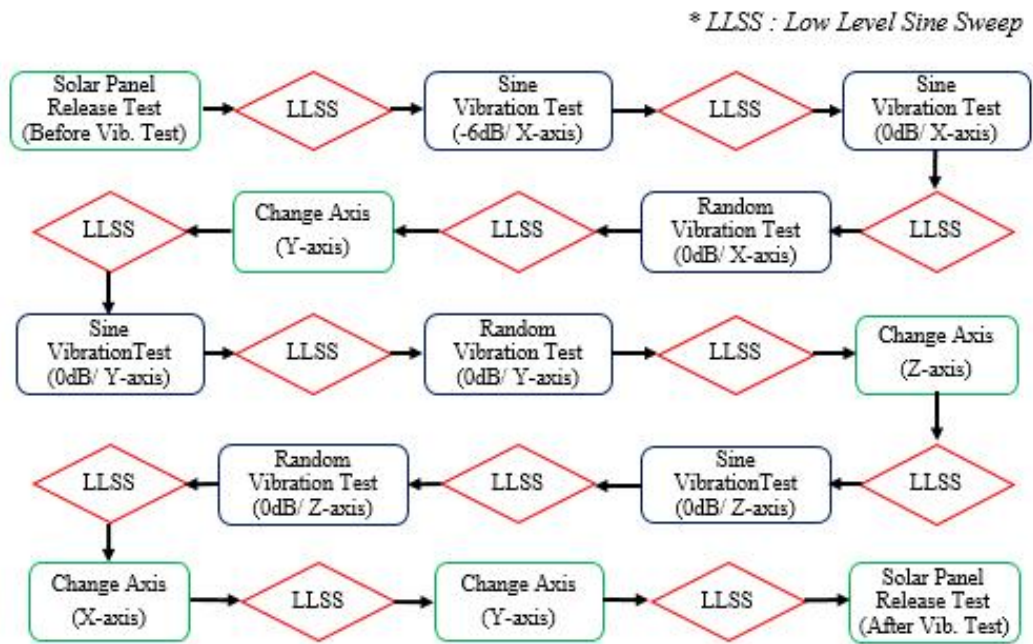
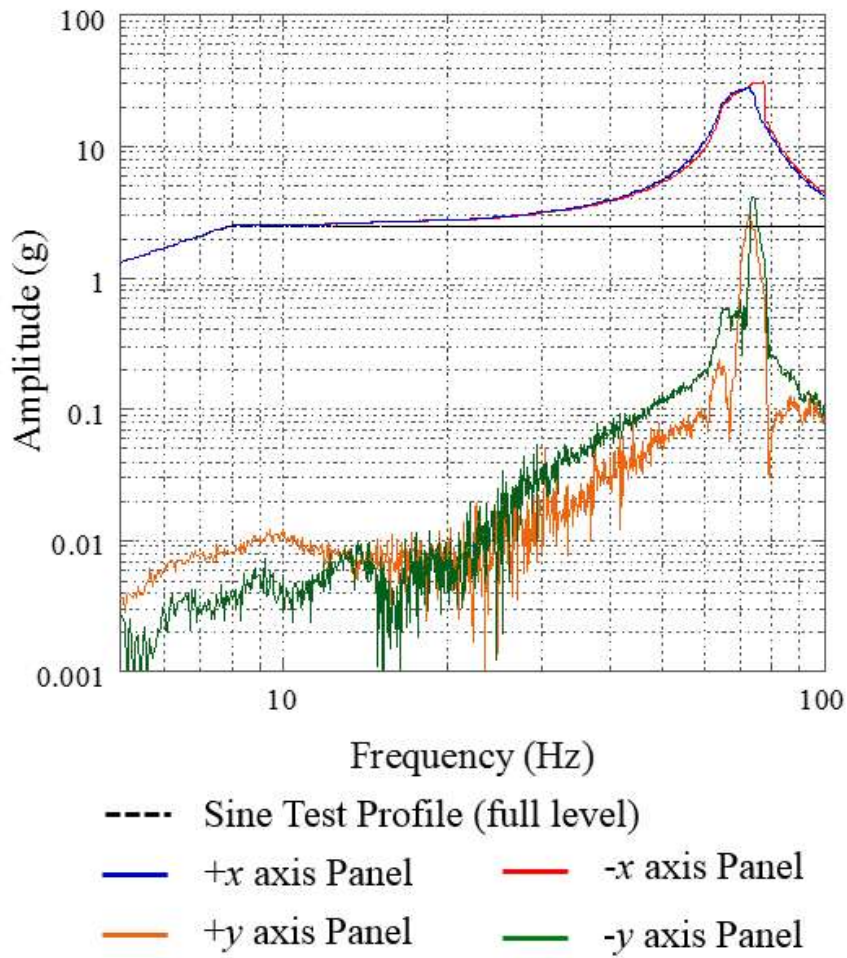


Fig. 26 Launch Environment Verification Test Procedure

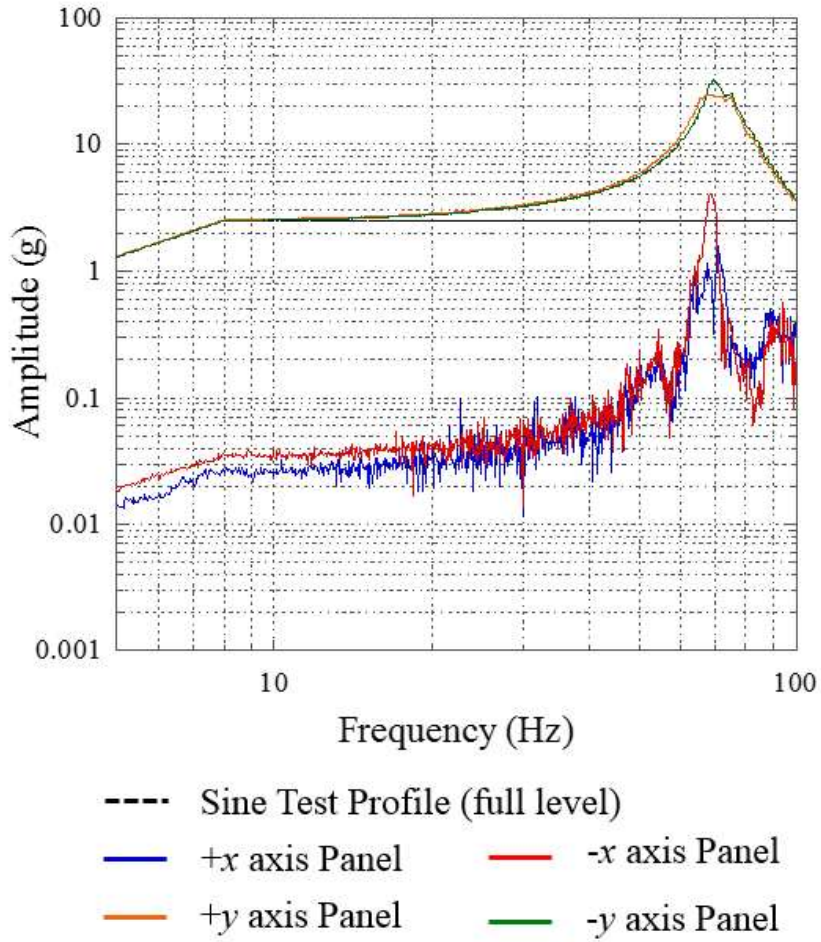
제 3 절 정현파 진동시험

Figure 27은 인증수준에 준하는 x , y , z 축에 대한 태양전지판의 정현파 진동시험 결과를 나타낸다. 정현파 시험은 전술한 구속분리장치 모듈에 대한 응답을 파악하기 위해 5~100 Hz의 주파수 범위 내에서 2.5g의 입력가속도를 인가하여 시험을 수행하였다.

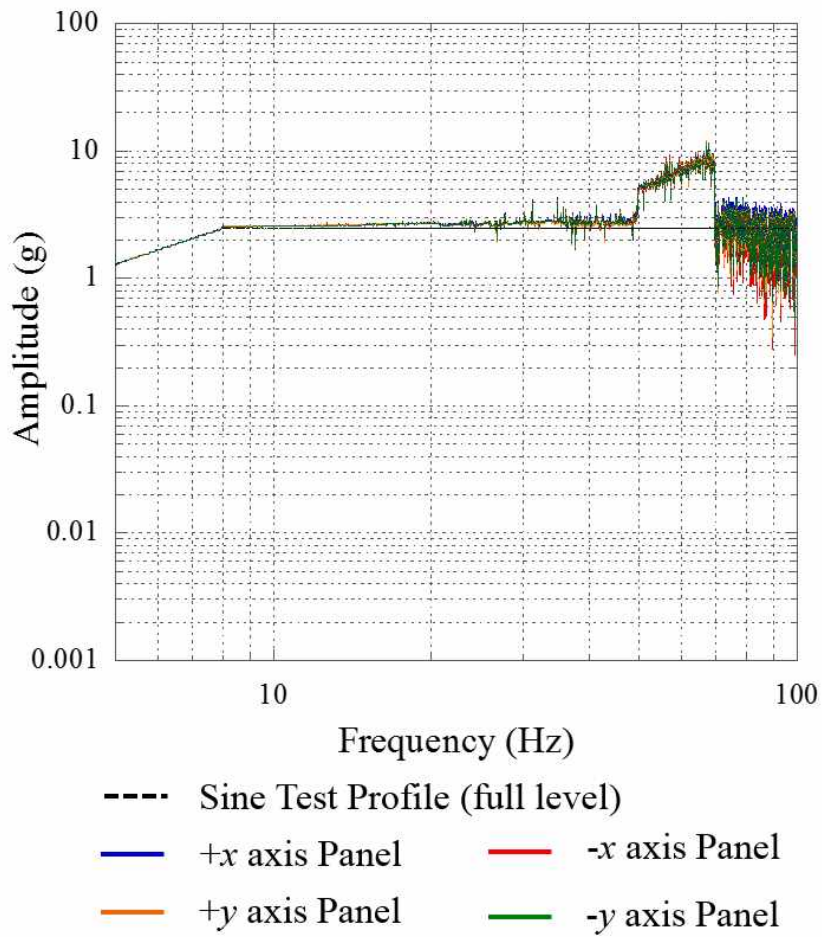
Figure 27 (a)은 x 축의 정현파 시험으로부터 획득한 각 태양전지판의 가속도 응답으로, $+x$ 및 $-x$ 태양전지판의 최대 가속도 응답이 77.2 Hz에서 31.2 g, 72.2 Hz에서 28.4 g로 확인된다. 또한, $+x$ 및 $-x$ 태양전지판의 주파수 차이는 약 6.5%로 나타나며, 이는 나일론선 작업자의 나일론선 체결 과정에서 발생하는 체결력으로 인해 다소 차이가 발생하는 것으로 확인된다. y 축 정현파 시험결과에의 경우, x 방향으로 태양전지판과 동일하게 y 방향의 태양전지판이 배치됨에 따라 x 축의 태양전지판 응답과 유사하게 나타났다. 시험결과, $+y$ 방향의 태양전지판은 70 Hz에서 최대가속도 23.4 g, $-y$ 방향 태양전지판은 69.3 Hz에서 최대가속도 42.3 g로 증폭됨을 알 수 있다. 큐브위성의 수직방향에 대한 z 축 시험결과, 가진 주파수가 증가할수록 49.5 ~ 69.5 Hz에서 가속도 값이 증가하는 경향성을 확인하였으며, 이는 POD 내부 스프링에 의해 POD 레일 부와 큐브위성 간 지속적으로 움직임에 따라 가진력이 증가된 것으로 유추된다.



(a)



(b)



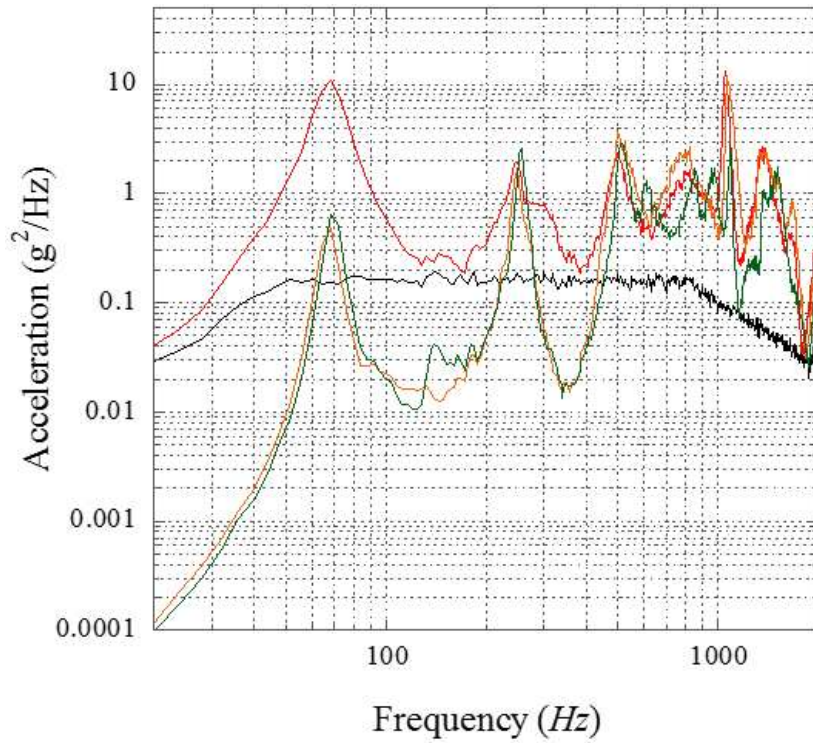
(c)

Fig. 27 Sine Vibration Test Results ((a): x-axis, (b): y-axis, (c):z-axis)

제 4 절 랜덤 진동시험

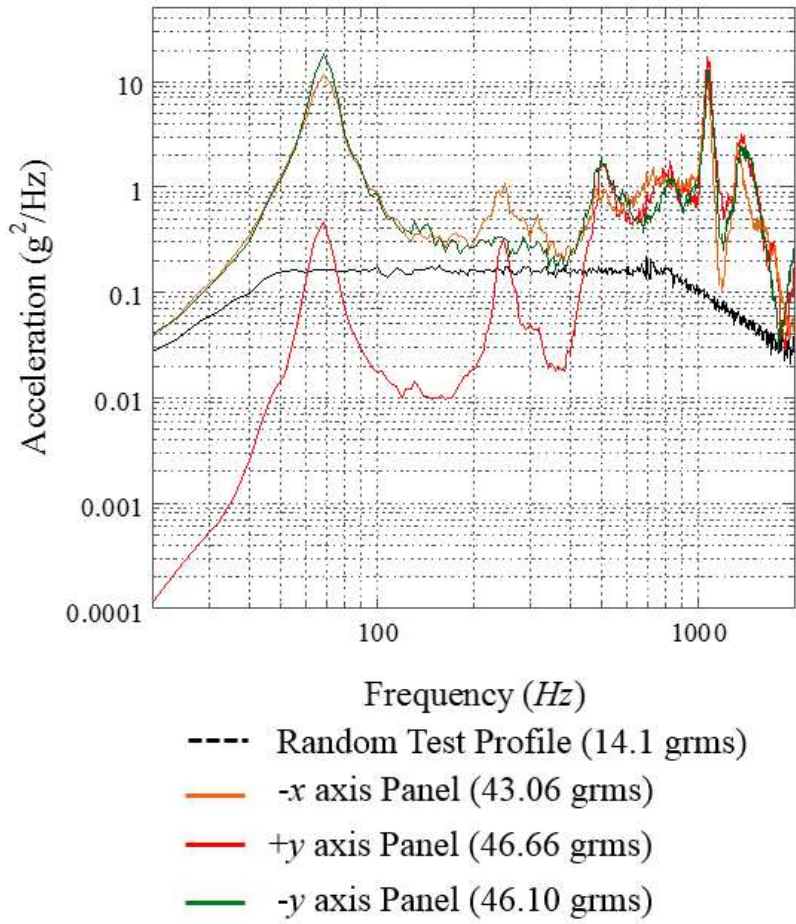
Figure 28은 각 축에 대한 태양전지판의 랜덤 진동시험의 결과를 나타낸다. 랜덤 진동시험은 전술한 구속분리장치 모듈에 대한 응답 파악을 위해 20 ~ 2000 Hz의 주파수 범위 내에서 14.1 grms의 입력가속도를 2분 동안 가진하여 시험을 수행하였으며, 각 태양전지판에 대한 PSD (Power Spectrum Density) 응답과 굽힘거동 발생 시 최대 동적변위에 대하여 확인 가능하다.

x 축에 대한 시험결과, fx 태양전지판은 시험 도중 가속도 센서가 떨어짐으로써 가속도 응답을 획득하지 못했으며, $-x$, fy , $-y$ 태양전지판은 각 45.68 grms, 45.68 grms, 32.19 grms 가 도출됨을 확인하였다. 도출된 $-x$ 태양전지판의 랜덤 가속도 응답을 토대로 변위 값으로 환산한 후, Gaussian 분포의 3-sigma가 고려된 최대 동적변위에 대한 계산 결과는 약 2.12 mm로 확인된다. 상기 시험결과에 대하여 랜덤해석과 비교한 결과, 가속도 응답은 실제 시험결과와 다소 유사하였으나 태양전지판의 동적변위는 약 0.5 mm 낮게 나타남을 알 수 있다. 이는 해석상 탄성성질을 지닌 나일론 와이어에 대한 모델링을 RBE2 요소인 강체조건으로 가정하여 FEM을 구축하였기에 실제에 비해 높은 구속력이 작용된 것으로 판단된다. y 축에 대한 시험결과, $-x$, fy , $-y$ 태양전지판은 각 43.06 grms, 46.66 grms, 46.10 grms 의 응답이 나타났으며, fy , $-y$ 태양전지판의 굽힘 거동 시 예측되는 동적변위는 2.17 mm, 2.23 mm로 확인된다. 특히 동적변위는 y 축에서 가장 극심하게 발생하는데 $-y$ 태양전지판의 결과로부터 POD의 Dynamic Clearance를 계산한 결과, 협소한 수납공간을 갖는 6.5 mm의 상용 POD에도 2.67 mm 이상의 Dynamic Clearance가 확보됨을 알 수 있다. 큐브위성의 수직 방향으로 가진되는 z 축에 대한 시험결과, x , fy , $-y$ 태양전지판은 26.9 grms, 23.15 grms, 18.7 grms로 도출되었으며, 이에 대한 최대 동적 변위는 0.80 mm, 0.80 mm, 0.81 mm로 확인된다. x , y 축 시험과 비교하여 z 축 시험 시 상대적으로 진동 응답이 낮은 이유는 태양전지판 평면 방향으로 진동이 가진 되었기 때문에 비교적 가속도 응답과 변위가 낮게 나온 것으로 판단된다.

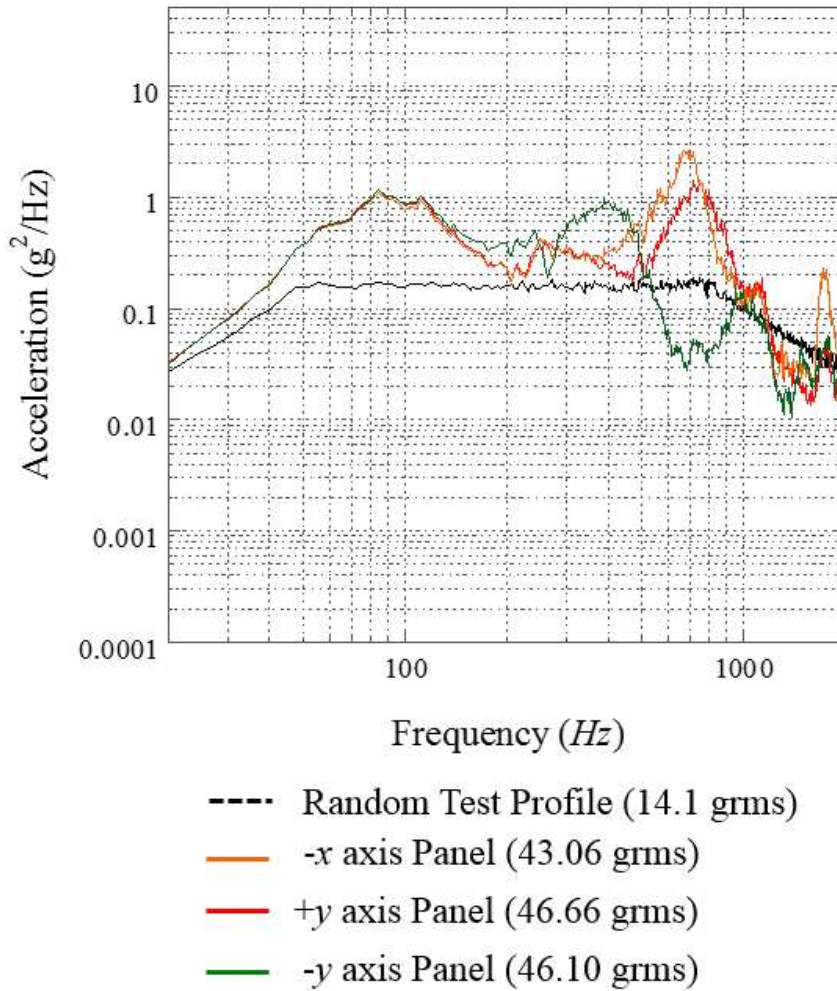


- Random Test Profile (14.1 grms)
- -x axis Panel (45.68 grms)
- +y axis Panel (45.68 grms)
- -y axis Panel (32.19 grms)

(a)



(b)



(c)

Fig. 28 Random Vibration Test Results ((a): x-axis, (b): y-axis, (c):z-axis)

제 5 절 LLSS 및 진동시험 결과

발사환경에서 상기 구속분리장치의 성공요구조건은 진동시험 전/후 LLSS 결과로부터 1차 고유진동수의 변화율이 5% 미만 이어야 하며, 육안검사 수행 시 구조물에 손상이 없고 진동시험 후 기능시험 수행 시 정상작동되어야 한다. 상기 시험에서는 정현파 및 랜덤시험 전/후로 LLSS를 수행하였으며, ESA (European Space Agency)의 ECSS Rule[27]에 준하여 네 개의 태양전지판 모두 동특성이 유지됨을 확인하였다. Table 6 ~ 8은 각 축에 대한 LLSS에 대한 결과로, 시험 요구조건인 1차 고유진동수가 5% 이내의 변화율이 나타남에 따라 진동환경에서 구속분리장치의 구조건전성이 확보됨을 알 수 있다. 또한, 육안검사로부터 구속분리장치를 포함한 태양전지판에 대한 손상여부를 확인하였으며, 진동환경에서 나일론선의 마찰로 인한 끊어짐 또는 풀림 등의 결함이 없음을 확인하였다. 최종적으로 진동시험 종료 후 구속분리장치의 분리기능시험을 수행하였으며, Fig. 29와 같이 전력인가 후 1.72초 이후에 네 개의 태양전지판 모두 정상적으로 전개됨을 확인하였다.

Table 6 x-axis Low Level Sine Sweep Results

<i>x-axis</i>		1 st Freq. (Hz)	Difference (%)
+x Panel	Before	73.05	-
	After	-	
-x Panel	Before	71.06	0.56
	After	70.66	
+y Panel	Before	72.84	0.56
	After	73.25	
-y Panel	Before	73.86	0.83
	After	74.47	

Table 7 y -axis Low Level Sine Sweep Results

y -axis		1 st Freq. (Hz)	Difference (%)
$\neq x$ Panel	Before	75.30	-
	After	-	
$-x$ Panel	Before	74.86	1.88
	After	73.45	
$\neq y$ Panel	Before	74.06	1.43
	After	73.00	
$-y$ Panel	Before	75.51	3.32
	After	73.00	

Table 8 z-axis Low Level Sine Sweep Results

<i>z-axis</i>		1 st Freq. (Hz)	Difference (%)
<i>tx</i> Panel	Before	260.56	-
	After	-	
<i>-x</i> Panel	Before	258.58	0.63
	After	256.96	
<i>ty</i> Panel	Before	273.84	1.78
	After	268.97	
<i>-y</i> Panel	Before	271.96	0.42
	After	273.09	

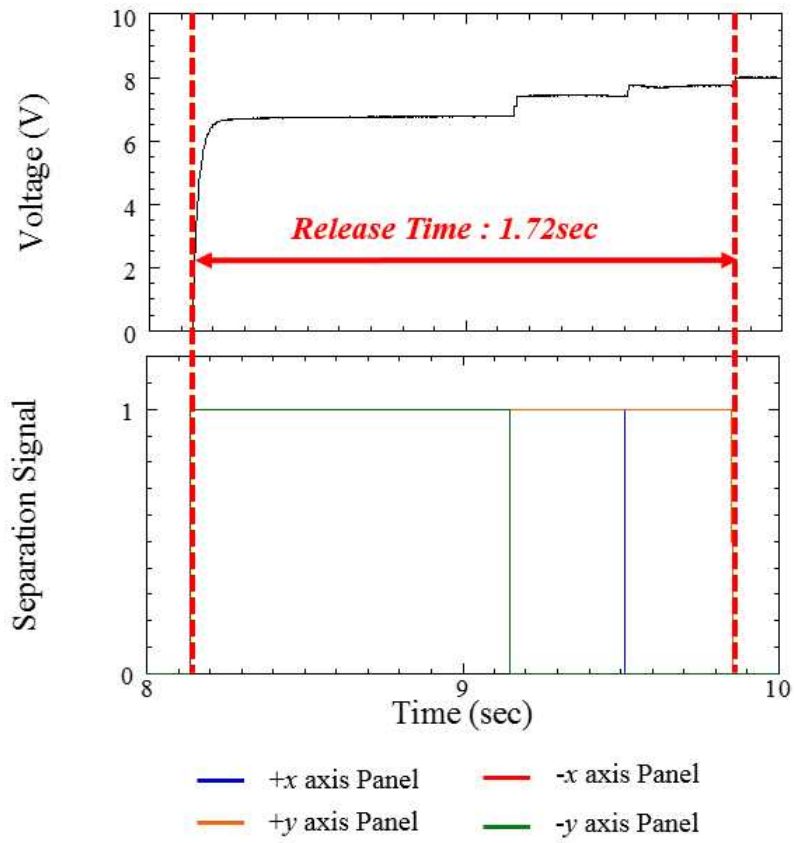


Fig. 29 Time Histories of Release Time of Mechanism after Launch Vibration tests

제 6 장 궤도환경 검증시험

제 1 절 궤도환경 시험 구성 및 절차

큐브위성은 고진공 및 극저온 등의 극한환경이 반복되는 가혹한 궤도환경에 노출되며, 이러한 환경으로 인해 위성체의 주요 부품의 기능장애가 초래되기도 한다[28]. 특히 궤도환경은 지상환경과 상이하기 때문에 지상에서 정상적으로 작동하더라도 궤도환경에서 예상치 못한 기능장애가 나타나므로 지상환경에서 우주환경시험을 통해 기능 및 작동상태에 대한 확인이 반드시 필요하다[29]. 본 연구에서는 상기 궤도환경에 대한 포고핀 구속분리장치의 정상작동여부를 검토하기 위해 Fig. 30과 같이 열진공 시험을 수행하였다.

열진공 시험은 한국천문연구원 (Korea Astronomy and Space Science Institute, KASI)에서 보유한 챔버를 사용하여 진행하였으며, 챔버 스펙은 직경 1200 mm, 깊이 1400 mm 크기의 10^{-5} Torr 이하의 진공도, $-70\text{ }^{\circ}\text{C} \sim 90\text{ }^{\circ}\text{C}$ 의 온도범위를 가진다. Table 9는 열진공 시험의 규격으로, 열진공 시험의 진공도는 10^{-5} Torr 조건이며, 시험 온도는 궤도 상 태양전지판의 구동온도[30]에서 온도마진을 포함하여 $-40\text{ }^{\circ}\text{C} \sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 의 온도조건에서 총 6 주기에 대한 열진공시험을 수행하였다. 또한, 열적 안정상태 (Thermal Stabilization)는 $1\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{hour}$, 등온시간 (Dwell Time)을 1시간으로 설정하였다. 온도 센서는 기 수행된 온도특성시험과 동일하게 포고핀 및 저항 PCB 부근과 더미 태양전지판에 부착하였으며, 온도 기준점 (Temperature Reference Point, TRP)은 α 태양전지판 중앙으로 설정하였다.

궤도 열환경에서 상기 구속분리장치의 구조건전성 확보를 목적으로 저항 상태에 대한 모니터링을 실시간으로 수행하고, 6 Cycle의 저온조건 ($-40\text{ }^{\circ}\text{C}$)에서 분리기능시험을 수행하기 위해 Fig. 31과 같이 시험을 구성하였다. 또한, 구속분리장치는 열적 안정화 구간에서만 작동하기 위해 열진공 시험 중의 온도 상/하강 구간에는 작동하지 않고, Hot/Cold Soak 구간에서 약 1분동안 작동하도록 설정하였다. 열진공 시험의 종료 후에는 구속분리장치의 육안검사를 수행하여 열진공시험 전/후로 분리기능시험을 통한 구속분리장치의 유효성을 확인하였다.

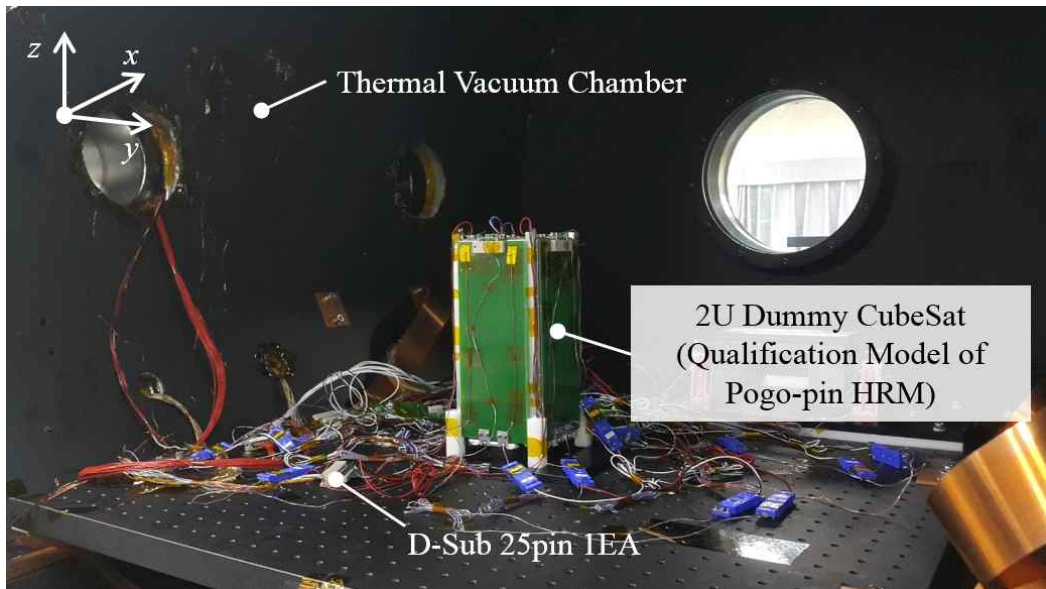


Fig. 30 Thermal Vacuum Test Set-up of the Pogo-pin HRM

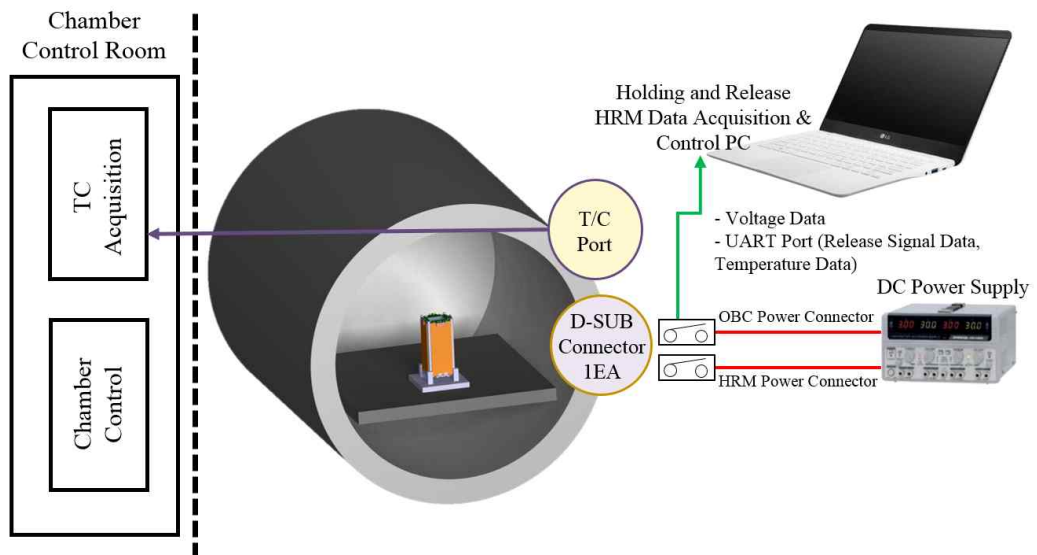


Fig. 31 Electrical Configuration of the Thermal Vacuum Test

Table 9 Specification for Thermal Vacuum Test

Specification	Value
Temperature (°C)	-30 ~60
Number of Cycles	6
Temperature Change Rate (°C/min)	< 5
Pressure (Torr)	10 ⁻⁵
Test Tolerance (°C)	±3
Thermal Stabilization (°C/hour)	1
Dwell Time (hour)	1 (including functional test time)

제 2 절 열진공시험 결과

Figure 32는 열진공 시험으로부터 획득한 TRP의 온도 프로파일 결과를 나타낸다. 열진공 챔버의 온도 제어에 따라 각 주기별로 온도가 안정화되는데 다소 차이가 발생하나, 구속분리장치는 Hot/Cold Soak 구간에서만 작동되기 때문에 시험규격을 모두 만족한 것으로 판단된다.

Figure 33은 열진공 시험동안 포고핀으로부터 측정된 저항의 수치를 나타낸다. 열진공 시험에서 저항에 대한 상태 모니터링은 Hot/Cold Soak 구간에서 약 1분 동안 측정되었으며, Cold 구간에서 약 0.7% 미만의 차이가 나타남을 알 수 있다. 하지만 저항에 대한 Tolerance가 1%임에 따라 열진공 시험동안 성능 저하는 발생하지 않은 것으로 판단된다. 상기 구속분리장치의 분리기능시험은 열진공 시험 중 마지막 Cold 구간에서 수행하였으며, 극저온 진공상태에서 Fig. 34과 같이 태양전지판이 성공적으로 전개가 이루어짐을 확인하였다.

Figure 35는 열진공 시험이 완료된 후 구속분리장치의 기능을 확인하기 위해 상온에서 수행된 분리기능시험 결과를 나타낸다. 상기 시험에 대한 비교를 위해 진동시험 전/후에 대한 분리기능시험도 동시에 나타내었다. 태양전지판의 분리시간은 진동시험 전/후에 각 13% 및 66%의 차이가 나타났지만, 2.86초 이내에 네 개의 태양전지판 모두 성공적으로 전개가 이루어짐을 확인하였다.

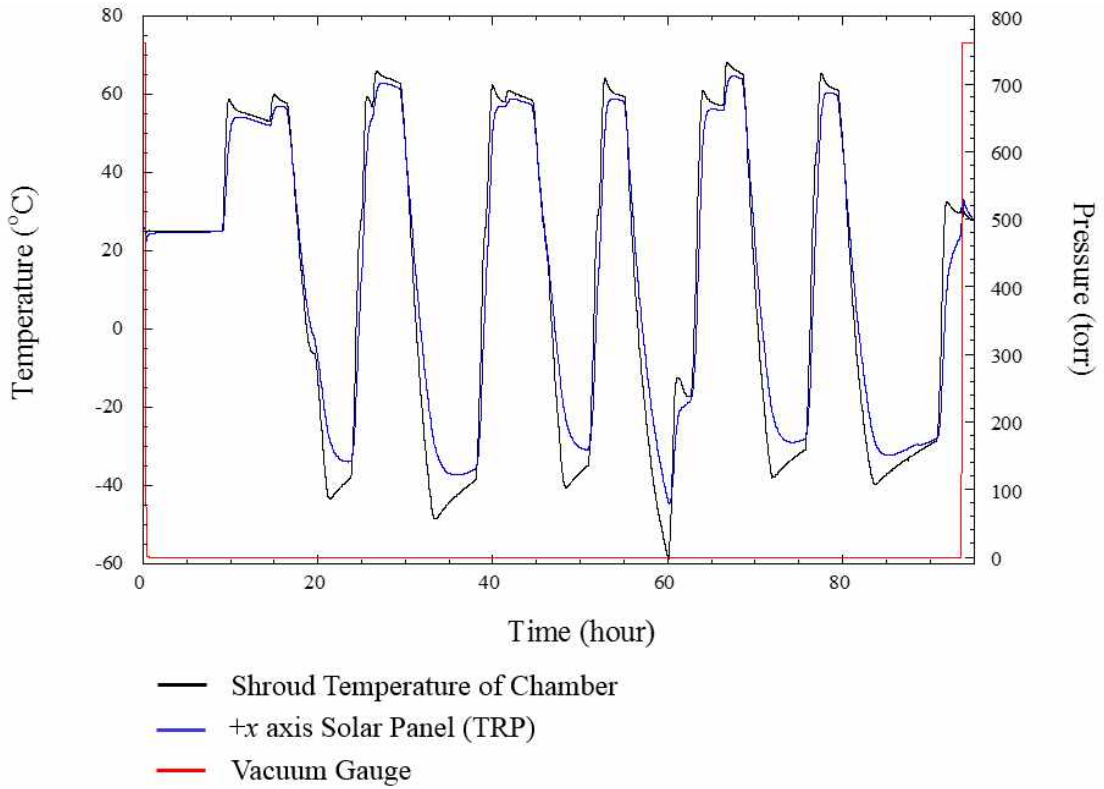


Fig. 32 Temperature Profile during Thermal Vacuum Test

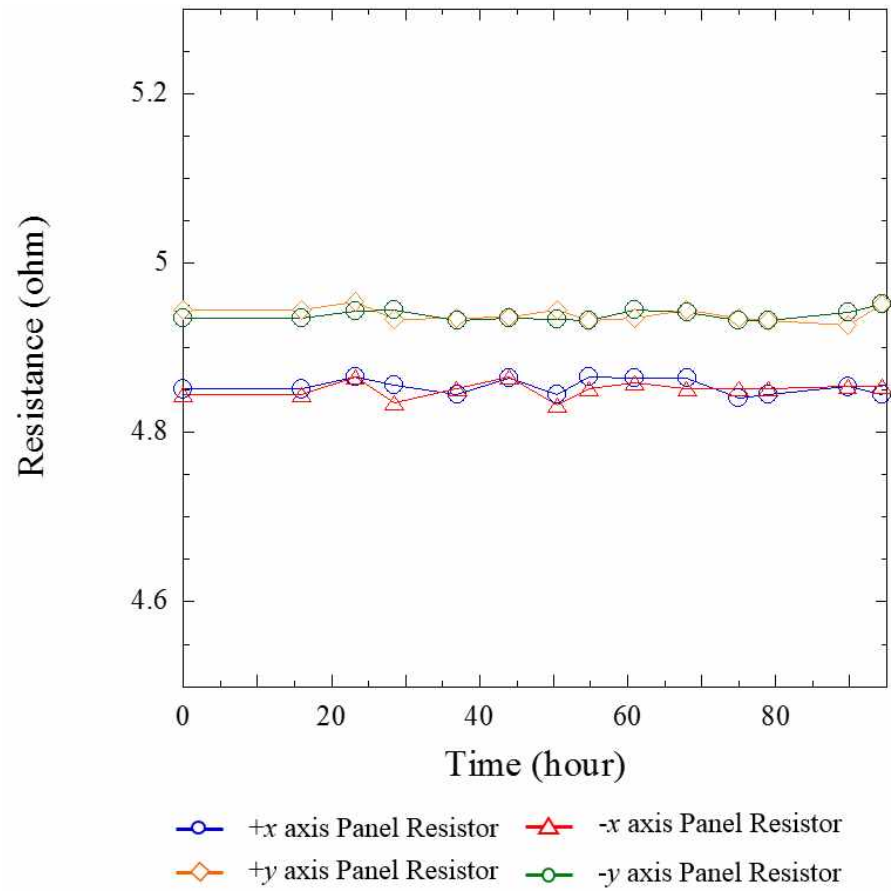


Fig. 33 Variation in Resistance Values of the Resistors during the Thermal Vacuum Test

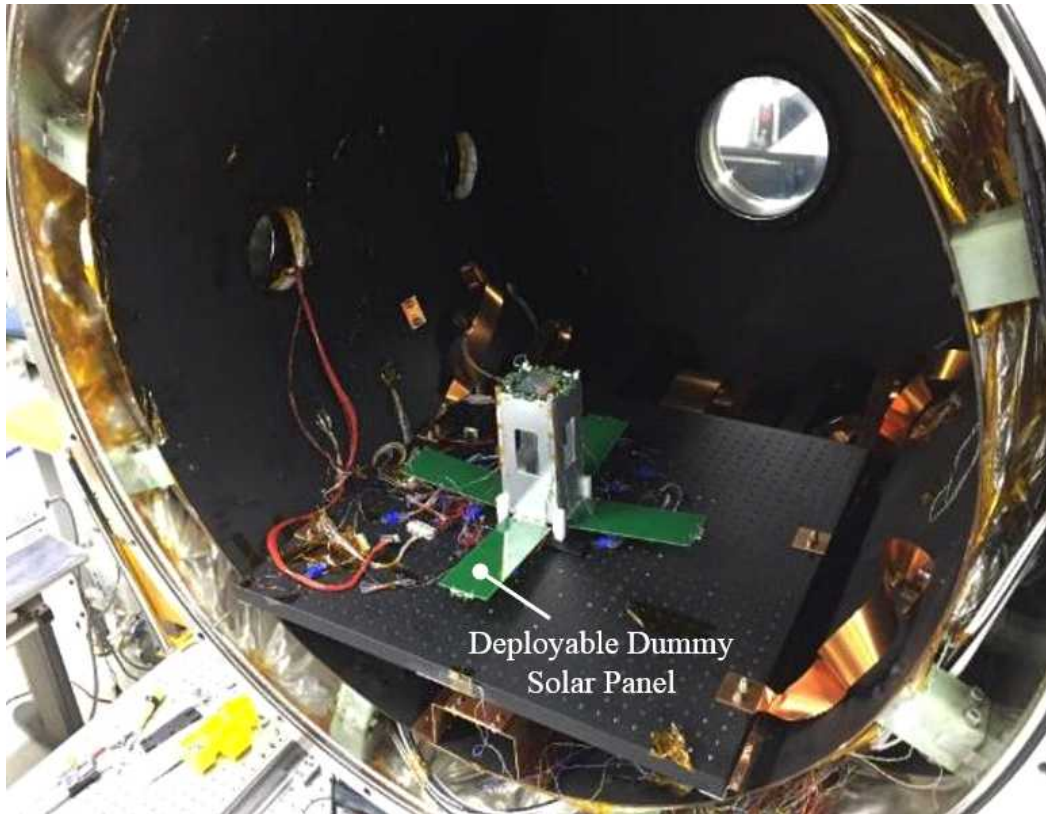


Fig. 34 Thermal Vacuum Test Setup After the Release Function Test of the Mechanism

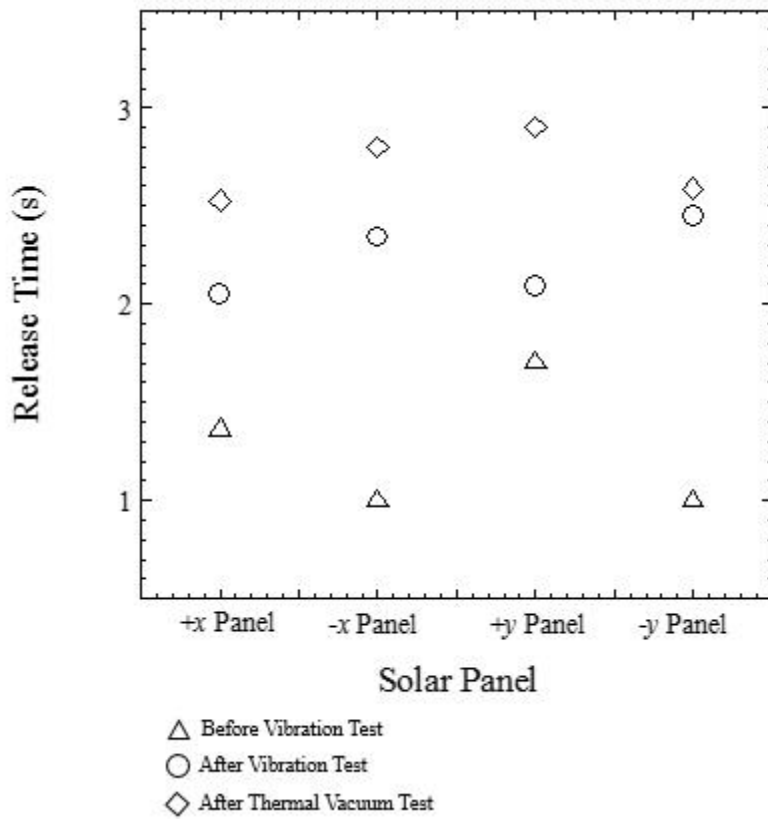
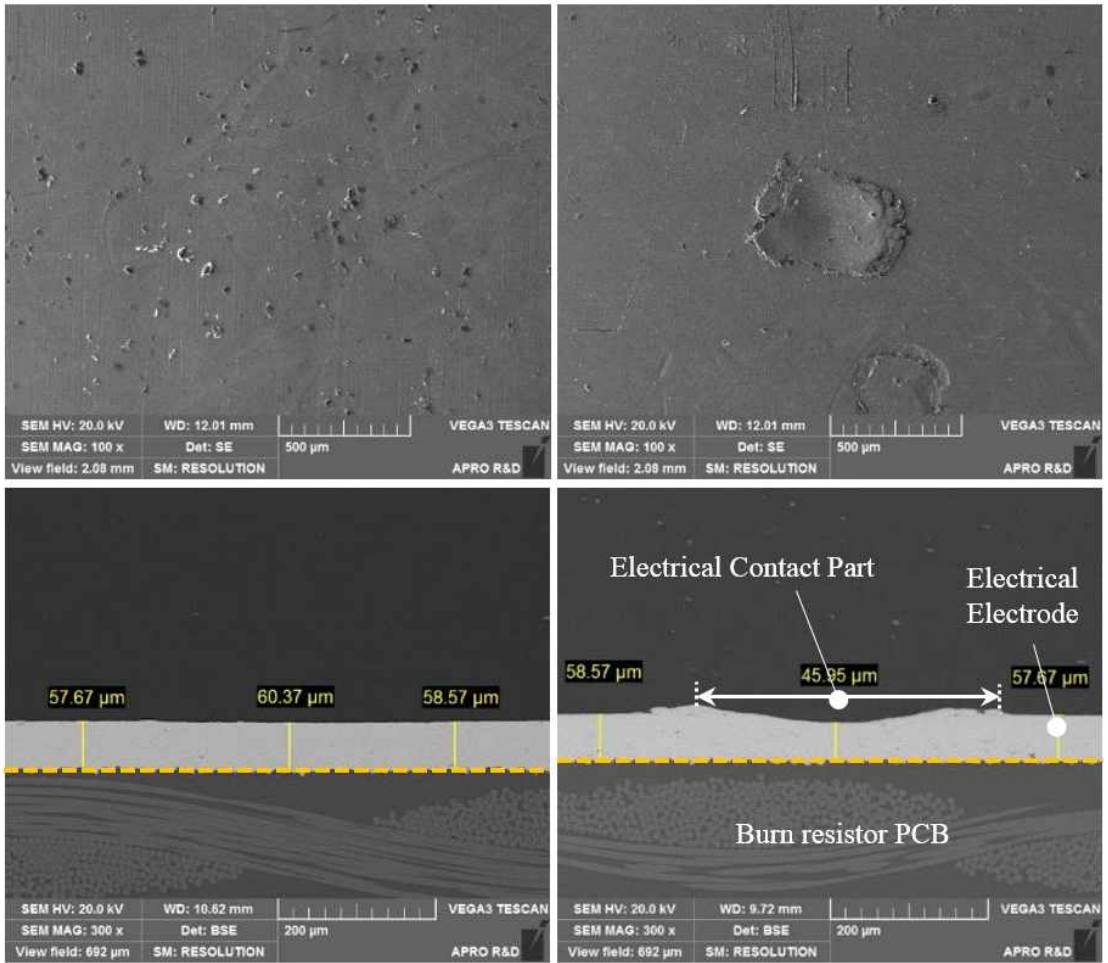


Fig. 35 Comparison of the release time of the mechanism measured before the vibration test, after the vibration test, and after the TV test

제 7 장 전자주사현미경 촬영

구속분리장치는 발사 및 궤도환경에서 나일론선에 의해 구속이 이루어지기 때문에 포고핀의 스프링은 Table 2에 제시된 바와 같이 Stroke 내에서 저항 PCB에 0.75 N의 초기 하중이 인가된다. 이로 인해 저항 PCB에 적용된 구리 전극이 손상될 수 있으며, 포고핀-저항 PCB 간 전기적인 접촉에 문제가 생길 가능성이 존재한다. 따라서 발사진동 및 열진공 시험 이후 저항 PCB의 구리 전극에 대한 균열을 관찰하기 위해 전자주사현미경 (Scanning Electron Microscope, SEM) 촬영을 수행하였다. 저항 PCB는 포고핀이 주로 맞닿는 PCB 단면부를 절삭하여 300배의 배율로 촬영하였으며, Fig. 36은 발사 및 열진공시험에 노출되기 전/후에 SEM 촬영을 통해 획득된 저항 PCB 절삭부의 단면형상을 나타낸다. 진동 및 열진공 시험 이후 저항 PCB 전극의 접촉부 두께는 $45.95\ \mu\text{m}$ 로 초기 두께 $60.37\ \mu\text{m}$ 에 비해 23.88 % 감소됨을 알 수 있다. 하지만 다소 구리 전극이 감소하더라도 발사 및 궤도환경에서의 구속분리장치가 분리기능시험을 수행하는 데 있어 문제없음을 확인하였다.



(a)

(b)

Fig. 36 SEM Microphotographs of the Electrical Electrodes of the Burn Resistor PCB ((a): Before Vibration and Thermal Vacuum Test, (b): After Vibration and Thermal Vacuum Test)

제 8 장 결 론

본 연구에서 제안한 포고핀 적용 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치는 기존 태양 전지판 구속분리장치에 적용되고 있는 나일론선 구속분리장치의 낮은 체결력, 횡/종방향 동시구속의 어려움, 신뢰도 저하의 문제점을 해결하기 위해 제안되었다. 전술한 포고핀을 적용한 태양전지판 구속분리장치는 세 개의 가이드핀을 나일론선으로 체결함으로써 높은 체결력, 횡/종방향 동시구속, 복수의 태양전지판의 동시 분리의 장점을 갖는다. 또한, 구속분리장치에 적용된 포고핀은 전력공급을 위한 전기 접속부, 전개 상태 스위치 및 분리 스프링으로 역할이 가능하다.

설계된 구속분리장치의 기능 검증을 목적으로 2U 규격의 더미 큐브위성을 적용하여 기능 모델을 제작하였으며, 인가전압 5 V와 8 V에 따른 분리기능시험, 나일론선 체결 횟수에 따른 분리기능시험, 반복시험, 다양한 온도조건에서의 분리기능시험을 수행하였다. 상기 분리기능시험을 통해 각 패널의 분리시간을 측정하였으며 이를 통해 분리 유무확인을 위한 스위치로 적용 가능함을 입증하였다. 동시에 전력인가부터 다수의 태양전지판이 분리되기까지 최대 5초의 분리시간이 소요됨을 확인하였다. 기능 검증이 완료된 구속분리장치의 발사환경에서의 구조건전성 및 정상작동여부를 확인하기 위해 발사환경시험을 수행하였다. 발사환경검증을 위한 인증규격의 정현파 및 랜덤진동시험에서 LLSS로부터 도출된 1차 고유진동수가 5% 이내로 도출됨에 따라 시험요구조건 및 구조건전성을 만족함을 확인하였다. 또한, 인증시험 온도범위에서의 열진공 시험에서는 구속분리장치가 정상 작동됨을 확인하였다.

【참 고 문 헌】

- 1) K. Woellert, P. Ehrenfreund, A. J. Ricco and H. Hertzfeld, "Cubesats: Cost-effective Science and Technology Platforms for Emerging and Developing Technology Platforms for Emerging and Developing Nations", *Advances in Space Research*, Vol. 47, No.4, 2011, pp. 663-684
- 2) Y. Xue, Y. Li, J. Guang, X. Zhang and J. Gue, "Small Satellite Remote Sensing and Applications – History, Current and Future," *International Journal of Remote Sensing*, Vol. 29, No. 15, 2008, pp. 4339-4372
- 3) S. H. Han, Y. J. Choi, D. H. Cho, W. S. Choi, H. C. Gong, H. D. Kim and G. H. Choi, "Analysis of Cubesat Development Status in Korea," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 11, 2017, pp. 975-988
- 4) T. Wekerle, J. B. Pessoa Filho, L. E. V. L. D. Costa and L. G. Trabasso, "Status and Trends of Smallsats and their Launch Vehicles-An up-to-date Review," *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 9, No. 3, 2017, pp. 269-286
- 5) R. E. Hodges, N. Chahat, D. J. Hoppe and J. D. Vacchione, "A Deployable High-Gain Antenna Bound for Mars: Developing a New Folded-panel Reflectarray for the First CubeSat Mission to Mars" *IEEE Antennas and Propagation Magazine*, Vol. 59, No.2, 2017, pp. 39-49
- 6) <https://www.planet.com/>
- 7) <https://spire.com/>
- 8) <https://www.spacex.com/>
- 9) <http://kswrc.kasi.re.kr/snipe/>
- 10) T. Konink and G. Kester, "Multipurpose Holddown and Release Mechanism (MHRM)", 13th European Space Mechanisms and Tribology Symposium.Paris:ESA, 2009, pp. 23-25
- 11) <http://www.tiniaerospace.com/>
- 12) <http://www.dynalloy.com/>
- 13) H. U. Oh and M. J. Lee, "Development of a non-explosive segmented nut-type

- holding and release mechanism for cube satellite applications,” Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 58, No. 1, 2015, pp. 1-6
- 14) A. Thurn, S. Huynh, S. Koss, P. Oppenheimer, S. Butcher, J. Schlater and P. Hagan, “A Nichrome Burn Wire Release Mechanism for CubeSats,” In The 41st Aerospace Mechanisms Symposium, Jet Propulsion Laboratory, 2012, pp. 479-488
 - 15) K. Nakaya, K. Konoue, H. Sawada, K. Ui, H. Okada, N. Miyashita, M. Iai, T. Utabe, N. Yamaguchi, M. Kashiwa, K. Omagari, I. Morita and S. Matunaga, “Tokyo Tech CubeSat: CUTE-I-Design & Development of Flight Model and Future Plan,” In 21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit, 2003, pp. 2003-2388
 - 16) W. Blackwell, G. Allen, C. Galbraith, T. Hancock, R. Leslie, I. Osaretin, L. Retherford, M. Scarito, C. Semisch, M. Shields, M. Silver, D. Toher, K. Wight, D. Miller, K. Cahot, and N. Erickson, “Nanosatellites for Earth Environmental Monitoring: The MicroMAS Project” , AIAA/USU Conference on Small Satellite, Logan, UT, 2012, pp. 206-209
 - 17) R. Rughani, R. Rogers, J. Allam, S. Narayanan, P. Patil, K. Clark and D. Barnhart, "Improved CubeSat Mission Reliability Using a Rigorous Top-Down Systems-Level Approach", In 70th Annual International Astronautical Congress, 2019, pp. 1-18
 - 18) <http://www.hanbittni.com/>
 - 19) <https://ect-cpg.com/>
 - 20) H. U. Oh, T. G. Kim, S. H. Han, and J. K. Lee, “Verification of MEMS Fabrication Process for the Application of MEMS Solid Propellant Thruster Arrays in Space through Launch and On-orbit Environment Tests” , Acta Astronautica, Vol. 131, 2017, pp.28-35
 - 21) S. J. Kang and H. U. Oh, “On-orbit thermal design and validation of 1 U standardized CubeSat of STEP cube lab,” International Journal of Aerospace Engineering, Vol. 2016, 2016, pp. 1-17
 - 22) <https://www.berkley-fishing.com/products/nanofil>

- 23) <https://gomspace.com/>
- 24) Structural Design Requirements and Factors of Safety for Spaceflight Hardware, NASA, 2011
- 25) <https://smap.jpl.nasa.gov/observatory/launch-vehicle/>
- 26) JEM Payload Accommodation Handbook -Vol. 8 - Small Satellite Deployment Interface Control Document, JAXA, 2015
- 27) European Cooperation for Space Standardization (ECSS-E-HB-32-26A), 2013.
- 28) S. W. Park, H. J. Seo, H. J. Cho and G. W. Moon, "The Industrial Trend of Cryogenic Valve for Space Simulator, Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 11, No. 1, 2013, pp. 75-82
- 29) S. H. Lee, H. J. Jo, H. J. Seo, G. W. Mun, and S. W. Choe, "다목적실용위성 2호 비행모델 열진공시험에 대한 고찰", In Proceedings of the Korean Vacuum Society Conference, 2005, pp. 173-173
- 30) W. Townsend and J. Salisbury, "The effect of coulomb friction and stiction on force control," IEEE International Conference on Robotics and Automation, 1987, pp. 883-889

【연구실적】

<해외논문>

1. T. Y. Park, **S. H. Kim**, H. Kim and H. U. Oh, "Experimental Investigation on the Feasibility of Using Spring-loaded Pogo Pin as a Holding and Release Mechanism for CubeSat's Deployable Solar Panels", International Journal of Aerospace Engineering, 2018, Vol. 2018, pp. 1-13
2. H. U. Oh, H. I. Kim, J. K. Kim, J. S. Choi and **S. H. Kim**, "Smartphone CanSat for Actualization of Real-time Streaming Video Calls Using Remote Screen Touch System with Shape Memory Alloy Actuator", Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2019, Vol. 62 No 5, pp. 256-264

<국내논문>

1. 김혜인, 김정기, 최재섭, **김수현**, 오현웅, "스마트폰 및 광역관측카메라 메커니즘 탑재 SCSSky 캔위성 시스템 개발", 한국항공우주학회지, 2017, Vol. 45 No. 2, pp. 154-162
2. **김수현**, 박재현, 김혜인, 배기성, 채봉건, 오현웅, "고기동 안정화 카메라 및 원격제어 셀프카메라를 적용한 캔위성 시스템 개발", 항공우주시스템공학회지, 2018, Vol. 12 No. 3, pp. 86-96
3. 채봉건, **김수현**, 김혜인, 오현웅, "에너지 하베스팅 시스템을 적용한 자가발전 P.P.T CanSat 시스템 개발", 한국항공우주학회지, 2018, Vol. 46 No. 4, pp. 315-323
4. **김수현**, 전영현, 김홍래, 오현웅, "포고핀을 활용한 극초소형 위성용 태양전지판 분리장치의 기능검증", 항공우주시스템공학회지, 2018, Vol. 12 No. 5, pp. 69-75
5. **김수현**, 김홍래, 오현웅, "점탄성 테이프를 적용한 6U 큐브위성용 고댐핑 적층형 태양전지판의 기본 특성 검증", 항공우주시스템공학회지, (Accepted)

<학회발표>

1. S. H. Kim and H. U. Oh, "Development of CanSat System with High Agility Camera System", Proceedings of Asian Joint Symposium on Aerospace Engineering (AJSAE), Gyeongju, Republic of Korea, 2018
2. 김수현, 김정기, 최재섭, 김혜인, 채봉건, 오현웅, “스마트폰 탑재 캔위성 및 광역 구동 카메라 메커니즘 개념설계”, 항공우주시스템공학회 2016 추계학술대회, 항공우주시스템공학회
3. 김혜인, 김정기, 최재섭, 김수현, 채봉건, 오현웅, “스마트폰 탑재 캔위성 SCSky Cansat 시스템 개념설계”, 한국항공우주학회 2016 추계학술대회, 한국항공우주학회
4. 김수현, 박재현, 김혜인, 오현웅, “캔위성을 이용한 고기동 안정화 카메라 및 무선 제어 셀프 카메라의 시스템설계”, 한국항공우주학회 2017 추계학술대회, 한국항공우주학회
5. 김수현, 박재현, 김혜인, 배기성, 오현웅, “고기동 안정화 카메라 탑재 캔위성 개발”, 항공우주시스템공학회 2018 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회
6. Bhattarai Shankar, 김수현, 고지성, 오현웅, "3U 큐브위성용 전개형 태양전지판 모듈의 구조 및 열해석", 항공우주시스템공학회 2019 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회
7. 김수현, 오현웅, "6U 초소형위성 STEP Cube Lab-II 구조설계", 항공우주시스템공학회 2019 추계학술대회, 항공우주시스템공학회
8. 김수현, 채봉건, 오현웅, "적층형 구조가 적용된 큐브위성용 PCB 기반 태양전지판의 기능검증", 한국항공우주학회 2020 추계학술대회, 한국항공우주학회
9. 김수현, 고지성, 오현웅, "6U 지구관측위성 STEP Cube Lab-II 포고핀 기반 구속분리장치 상세설계 및 전개시험", 항공우주시스템공학회 2020 추계학술대회, 항공우주시스템공학회

<특허>

1. 오현웅, 김수현, 박태용, 사공영보, 김홍래, “포고핀을 이용한 큐브위성용 전개구조물 분리장치”, 10-2084710, filed June 30, 2016, and issued February 27, 2020

2. 오현웅, 김수현, 박태용, 사공영보, 김흥래, “Solar Panel Deployment Mechanism for Cube Satellite Applications Using Pogo Pin (포고핀을 이용한 큐브위성용 전개구조물 분리장치)”, US2019/0367194, filed Dec 05, 2019

<수상>

1. 김수현, 김혜인, 박재현, 김정기, 최재섭, “스마트폰 탑재 캔위성을 이용한 영상통화 및 고각 구동 광역 스캔 카메라”, 2016 조선대학교 창의아이디어 구현 프로그램 대상
2. 김수현, 박재현, “HA+RC2S Cansat 개발팀”, 2017 캔위성 경연대회 최우수상 (미래창조과학부장관상)
3. 김수현, 김혜인, 박귀중, 문청현, 최정민, “캔위성을 이용한 동흡진기 고기동 안정화 카메라 및 무선 제어 셀프카메라 검증”, 2017 조선대학교 창의아이디어 구현 프로그램 금상
4. 김수현, 김혜인, “포고핀을 적용한 큐브위성용 태양전지판 분리장치의 기능검증”, 2018 제 6회 한국항공우주학회 학부생 논문경진대회 최우수상
5. 김수현, 오현웅, “Development of CanSat System with High Agility Camera System”, 2018 AJSAE (Asian Joint Symposium On Aerospace Engineering 2018) Best Paper
6. 김수현 “2018년도 KSAS-KAI 장학생”
7. 신석진, 김수현, 김혜인, 이현우, 한영섭, 오현웅, “드론의 장거리 정찰지역 효율적 투입을 위한 유도탄 활용 운용개념 연구” 2019 조선대학교 캡스톤디자인 경진대회 장려상