creative commons

COMMONS DEED

저작자표시 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.
- 이차적 저작물을 작성할 수 있습니다.
- 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:

저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.

- 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

dCollection

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

[UCI]I804:24011-200000265979

2017년 2월

석사학위 논문

단일장치로 발사환경구속 및 결함안전기능이 가능한 전개수납형 교정 메커니즘에 관한 연구

조선대학교 대학원

항공우주공학과

이 명 재

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

단일장치로 발사환경구속 및 결함안전기능이 가능한 전개수납형 교정 메커니즘에 관한 연구

A Study on Deploy/Stow-type Calibration Mechanism with Dual-function of Launch Locking and Fail-Safe

2017년 2월 24일

조선대학교 대학원

항공우주공학과

이 명 재

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

단일장치로 발사환경구속 및 결함안전기능이 가능한 전개수납형 교정 메커니즘에 관한 연구

지도교수 오 현 웅

이 논문을 공학 석사학위 신청 논문으로 제출함

2016년 10월

조선대학교 대학원

항공우주공학과

이 명 재

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

이명재의 석사학위논문을 인준함

위원장 조선대학교 교 수 김 태 규 (인)

위 원 조선대학교 교 수 김 재 수 (인)

위 원 조선대학교 교 수 오 현 웅 (인)

2016년 11월

조선대학교 대학원

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

목 차

LIST OF FIGURES ····· iii

LIST OF TABLES ····· v

ABSTRACT ····· vi

제 1 장 서 론 ····· 1

제 2 장 단일장치로 발사환경구속 및 결함안전기능이 가능한 교정 메커니즘 ····· 7

제 1 절 운용 개념 및 설계 주안점 ····· 7

제 2 절 형상기억합금 스프링 ····· 9

제 3 절 메커니즘 구성 및 작동원리 ····· 15

제 4 절 메커니즘 설계 및 제작 ····· 21

제 3 장 교정 메커니즘 기능 검증시험 ····· 31

제 1 절 전개 및 수납 모드 기능시험 ····· 32

제 2 절 결함 안전 모드 기능시험 ····· 41

제 4 장 교정 메커니즘 발사환경 검증시험 ····· 44

제 1 절 시험 구성 및 절차 ····· 46

제 2 절 충격 시험 ····· 53

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 준정적 진동 시험 59
제 4 절 랜덤 진동 시험 65
제 5 절 시험 결과 70

제 5 장 결 론 79

【참고 문헌】 80

【연구 실적】 83

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF FIGURES

Fig. 1 Tilt Mirror Mechanism ····· 3
Fig. 2 Operation Mode of the Tilt Mirror Mechanism [(a) Calibration Mode, (b) Imaging Mode] ····· 4
Fig. 3 MIRO Calibration Switch Mechanism ····· 5
Fig. 4 Operation Mode of the Calibration Mechanism [(a) Launch & Non-calibration Mode, (b) Calibration Mode, (c) Emergency Mode] ····· 7
Fig. 5 SMA Deformation by Temperature ····· 9
Fig. 6 SMA Hysteresis by Temperature ····· 10
Fig. 7 Composition of the SMA Spring ····· 11
Fig. 8 Composition of the SMA Spring Actuator ····· 12
Fig. 9 Composition of the Calibration Mechanism ····· 16
Fig. 10 Operating Principle of the Calibration Mechanism [(a) Launch Phase, (b) Launch Locking Release & Stow/Deploy Phase, (c) Fail-safe Phase] ····· 19
Fig. 11 Configuration of Applied Stepping Motor ····· 22
Fig. 12 Configuration of the Constant Force Spring ····· 23
Fig. 13 Configuration of Applied Bearing [(a) Angular Contact Bearing, (b) Radial Bearing] ····· 25
Fig. 14 Configuration of Status Switch ····· 26
Fig. 15 Engineering Model of the Calibration Mechanism [(a) Front View, (b) Side View, (c) Rear View] ····· 28
Fig. 16 Configuration of the Function Test Set-up ····· 30
Fig. 17 Stow Mode of the Calibration Mechanism [(a) Front View, (b) Side View] ····· 33
Fig. 18 Deploy Mode of the Calibration Mechanism [(a) Front View, (b) Side View] ····· 35
Fig. 19 Fail-safe Mode of the Calibration Mechanism [(a) Front View, (b)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Side View] ····· 37
Fig. 20 Time Profiles of Function Test ····· 38
Fig. 21 Test Result for Angle Measurement during Normal Mode Operation [(a) Deploy Angle, (b) Stow Angle] ····· 39
Fig. 22 Time Profiles of Fail-Safe Function Test ····· 41
Fig. 23 Launch Vehicle Flight Scenario ····· 44
Fig. 24 Ranges of Mechanical Vibration and Design Environments ····· 44
Fig. 25 Launch Environment Verification Test Procedure ····· 46
Fig. 26 Configuration of the Shaker ····· 47
Fig. 27 Configuration of the Shock Testing Machine ····· 48
Fig. 28 Configuration of the Vibration Test Set-up ····· 51
Fig. 29 Shock Test Set-up [(a) x-axis, (b) y-axis] ····· 55
Fig. 30 Shock Test Results [(a) x-axis (b) y-axis] ····· 57
Fig. 31 Typical Mass Acceleration Curve ····· 59
Fig. 32 Sine-Burst Test Results [(a) z-axis, (b) x-axis, (c) y-axis] ····· 63
Fig. 33 Random Vibration Test Results [(a) z-axis, (b) x-axis, (c) y-axis] ··68
Fig. 34 Frequency Responses of the Calibration Mechanism under z-axis [(a) Motor Structure Top, (b) Bearing Bracket Side] ·····70
Fig. 35 Frequency Responses of the Calibration Mechanism under x-axis [(a) Motor Structure Top, (b) Bearing Bracket Side] ·····71
Fig. 36 Frequency Responses of the Calibration Mechanism under y-axis [(a) Motor Structure Top, (b) Bearing Bracket Side] ·····72
Fig. 37 Calibration Mechanism Function Test [(a) Deploy Mode, (b) Stow Mode] ·····74
Fig. 38 Test Results for Angle Measurement during Normal Mode Operation [(a) Deploy Angle, (b) Stow Angle] ·····75
Fig. 39 Calibration Mechanism Fail-Safe Function Test [(a) Before Fail-Safe, (b) After Fail-Safe] ·····76

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF TABLES

Table 1 Specification of the SMA Spring ····· 13
Table 2 Torque Budget of the Calibration Mechanism ····· 21
Table 3 Specification of the Stepping Motor ····· 22
Table 4 Specification of the Constant Force Spring ····· 23
Table 5 Applied Condition of the Bearing Load ····· 24
Table 6 Static Load of the Applied Bearing ····· 24
Table 7 Specification of the Applied Bearing ····· 25
Table 8 Specification of the Status Switch ····· 26
Table 9 Specification of the Calibration Mechanism ····· 29
Table 10 Fail-Safe Function Test Results Summary ····· 42
Table 11 Specification of Shaker ····· 49
Table 12 Specification of Shock Testing Machine ····· 50
Table 13 Shock Test Specification ····· 53
Table 14 Sine-Burst Test Specification ····· 60
Table 15 Random Vibration Test Specification ····· 65
Table 16 Vibration Test Results Summary ····· 73
Table 17 Fail-Safe Function Test Results in Vibration Test ····· 77

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

ABSTRACT

A Study on Deploy/Stow-type Calibration Mechanism with Dual-function of Launch Locking and Fail-Safe

Lee Myeong-Jae
Advisor : Prof. Oh Hyun-Ung, Ph. D.
Department of Aerospace Engineering
Graduate School of Chosun University

Tilting calibration mechanism has been widely used for on-board calibration of a spaceborne imaging sensor. The main objective of the mechanism is to reflect a radiance temperature from the reference black body to the image sensor to correct a non-uniformity output characteristics of the sensor. For this, the calibration mechanism is periodically deployed to view the black-body during calibration, and stowed after calibration to avoid field of view interference with the main optical path. However, when the calibration mechanism is unintentionally stopped at a certain position on the main optical path due to motor failure or other problems, it is not possible to perform the main mission of imaging acquisition any more. Therefore, it is required to implement fail-safe function on the mechanism under the emergency state such that the stopped mechanism is intentionally removed from the main optical path by actuating the separation device such as pinpuller or frangibolt-type actuators. In addition, structural safety of mechanical driving part of the mechanism under harsh launch environment can be guaranteed by applying launch lock device. The usage of multi-separation devices for implementing fail-safe function and mechanical constraint on the driving part of the mechanism mightincrease the system complexity and development costs of the

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

calibration mechanism.

To overcome aforementioned drawbacks, we newly proposed a new application of shape memory alloy (SMA) spring actuator to calibration mechanism that provides dual-function of implementing mechanical constraints on driving part of the mechanism and fail-safe function under launch and emergency states, respectively, instead of using conventional separation devices. This is great feature of the mechanism design proposed in this study. In this paper, the operation concept of mechanism, design, and functional test results of the mechanism have been introduced. The functional test results demonstrate that the design approach proposed in this study is feasible for realizing the design goal of the on-board calibration mechanism. In addition, the structural safety and operational functionality of the mechanism under launch environments have been successfully demonstrated through a vibration test.

Key Word : On-board Calibration Mechanism, Fail-Safe, Launch Locking, Shape Memory Alloy

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 장 서 론

적외선 센서 등과 같은 위성용 영상 센서는 궤도운용에 따른 시간경과 및 작동/비작동 반복에 기인한 센서의 비균일 출력특성이 발생한다. 따라서, 영상센서의 장시간 안정성 확보 및 고품질 영상 획득을 목적으로 탑재 교정 시스템을 이용한 주기적인 보정이 요구된다.[1-2] 상기의 영상센서 출력 특성 교정을 위해 균일한 온도 정보 제공이 가능한 흑체(Blackbody)[3-5]가 일반적으로 보정 임무에 사용된다. 또한, 흑체의 균일한 온도 정보를 영상센서로 제공하기 위하여, 반사경을 탑재한 교정 메커니즘[6-7]이 사용된다. 교정 메커니즘의 주요 임무는 보정 임무 수행 시 전개(Deploy)되어 영상센서로 흑체를 지향하여 보정임무를 수행하고, 보정 임무 종료 시 수납(Stow)되어 주광 경로(Main Optical Path)를 확보하여 영상 촬영 임무 수행이 가능하도록 하는 것이다. 하지만, 교정 메커니즘이 교정 임무 수행 도중에 모터 불능 등의 문제 발생으로 인하여 영상 촬영을 위한 주광경로를 차단하게 되면, 관측 위성의 주요 임무인 영상 촬영을 수행할 수 없게 된다. 따라서, 상기와 같은 임무 불가 상황에 대처하기 위하여 교정 메커니즘은 주광경로를 차단하고 있는 메커니즘을 강제적으로 수납할 수 있는 결함안전 기능이 필수적으로 요구된다. 교정 메커니즘은 일반적으로 영상센서의 흑체로의 지향성 확보를 위하여 교정용 반사경 등이 장착되는 구동 구조체, 구동 구조체의 전개/수납을 위한 스텝 모터와 같은 구동 장치, 위치정보 획득을 위한 센서 또는 스위치, 구동장치의 결함발생으로 인한 주광경로 차단 방지를 목적으로 결함안전 기능이 포함된 설계가 이루어진다.

결함안전 기능이 포함된 교정 메커니즘의 설계의 대표적인 예로서, Oh et al.[6]은 Fig. 1과 같이 형상기억합금(Smart Material Alloy, SMA) Frangibolt-type 액추에이터를 적용하여 결함안전 기능을 구현한 교정 메커니즘을 제안하였다. 본 메커니즘은 Fig. 2와 같이 교정 임무 수행 시에는 모터의 구동력으로 반사경을 전개하여 두 개의 상이한 온도정보를 갖는 교정용 타켓을 지향하고, 교정 임무 종료와 함께 반사경을 원위치로 수납시켜 주광경로를 확보하는 기능을 갖는다. 결함안전 기능을 위하여 반사경 구조체와 모터는 SMA 액추에이터로 결합되어 구동되며, 모터가 불능상태로 주광경로를 차단하게 되면, SMA 액추에이터를 작동시켜 반사경 구조체과 모터의 결합을 해제시킨다. 결합이 해제된 반사경 구조체는 회전 방향에 대한 구속이 해제된 상태로 존재하며, 상기의 반사경 구조체의 강제 수납을 목적으로 적용된 정하중 스프링의 복원력

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

을 이용하여 결함안전 기능을 구현한다. 이와 유사하게, Suchman et al.[7]은 Pinpuller를 이용하여, Fig. 3의 결함안전기능을 구현한 MIRO 교정 메커니즘을 제안하였다. 전개/수납을 위한 모터의 구동력은 반사경 구조체와 결합된 Pinpuller를 통하여 전달되며, 결함안전기능 구현시 Pinpuller를 작동시켜 반사경과의 결합을 해제하고, 적용된 스프링으로 반사경을 강제 수납시킨다. 아울러, 교정 메커니즘은 반사경 등이 장착되는 구동 구조체를 포함하고 있어, 발사환경에서의 구조건전성 확보가 필수적으로 요구된다. 이를 위해, Fig. 1의 교정 메커니즘은 별도의 비폭발식 구속분리장치를 적용하여 구동부에 발사환경에서의 구속력을 부가하였다. 기존 메커니즘의 경우, 교정 임무 수행을 위한 전개/수납 기능을 포함하여, 발사환경 구조건전성 확보, 결함안전 기능 등 구현이 가능하여 기본적인 교정 메커니즘 요구조건을 충족하고 있다. 하지만 각 기능마다 별도의 장치가 적용되고 있어 시스템 복잡화의 문제점이 존재한다. 아울러, 기능 구현을 위해 적용된 Pinpuller 및 SMA 구속분리장치의 경우, TiNi Aerospace사[8]의 상용 제품들이 적용되고 있어 개발 비용이 증가하는 단점이 존재한다.

본 연구에서는 기존 교정 메커니즘의 시스템 복잡화 및 개발 비용 증가 등의 문제점을 극복하기 위하여 형상기억합금(Shape Memory Alloy, SMA) 스프링 특성에 주목하였다. 형상기억합금으로 제작된 스프링의 경우, 형상기억효과에 기인하여 편방향으로의 복원력 및 변위가 발생된다. 이러한 특성을 이용하여, 일반 압축 스프링과 결합시 액추에이터로 구성이 가능하다. 상기 액추에이터는 SMA 스프링에 상변화 온도 인가 유무에 따라 구동되며, 압축 스프링 및 SMA 스프링 각각의 복원력 지배조건에 따라 양방향 구동이 가능하다.[9-10] 따라서, 교정 메커니즘의 요구 기능 구현을 목적으로 SMA 스프링 액추에이터를 적용한 교정 메커니즘 설계를 수행하였으며, 단일장치로 발사환경에서 기계적 구동부의 구조건전성 확보, 궤도상에서는 영상센서 보정을 위한 전개/수납 및 결함안전 기능이 가능한 교정 메커니즘을 제안하였다. 아울러, 제안된 교정 메커니즘의 기능 모델(Engineering Model)을 제작하여 기능 검증시험을 수행하였으며, 설계의 의도대로 정상 작동함을 입증하였다. 끝으로, 본 연구에서 제안한 교정 메커니즘의 발사환경에서의 구조건전성 및 정상 기능 여부를 확인하기 위하여, 발사환경 검증시험을 실시하였다. 발사환경 검증시험은 충격 시험, 준정적 진동시험, 랜덤 시험을 실시하였다. 아울러, 각 시험 전/후 메커니즘 기능시험을 실시하여 본 메커니즘의 설계 유효성을 입증하였다.

본 논문의 구성으로는 1장에서는 교정 메커니즘의 제안 배경을 설명하였다.

제 2 장에서는 본 연구에서 제안한 교정 메커니즘의 운용 개념 및 설계의 주안점을

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

비롯하여, 구성 및 구동 원리, 설계 및 제작 결과를 소개한다.

제 3 장에서는 교정 메커니즘의 기능시험 구성 및 결과를 서술하였다.

제 4 장에서는 교정 메커니즘의 발사 진동 환경에 대한 소개 및 시험 구성, 교정 메커니즘의 충격, 준정적 진동, 랜덤 진동 시험 결과를 서술하였다.

제 5 장에서는 결론, 참고문헌 및 연구실적을 정리하였다.

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

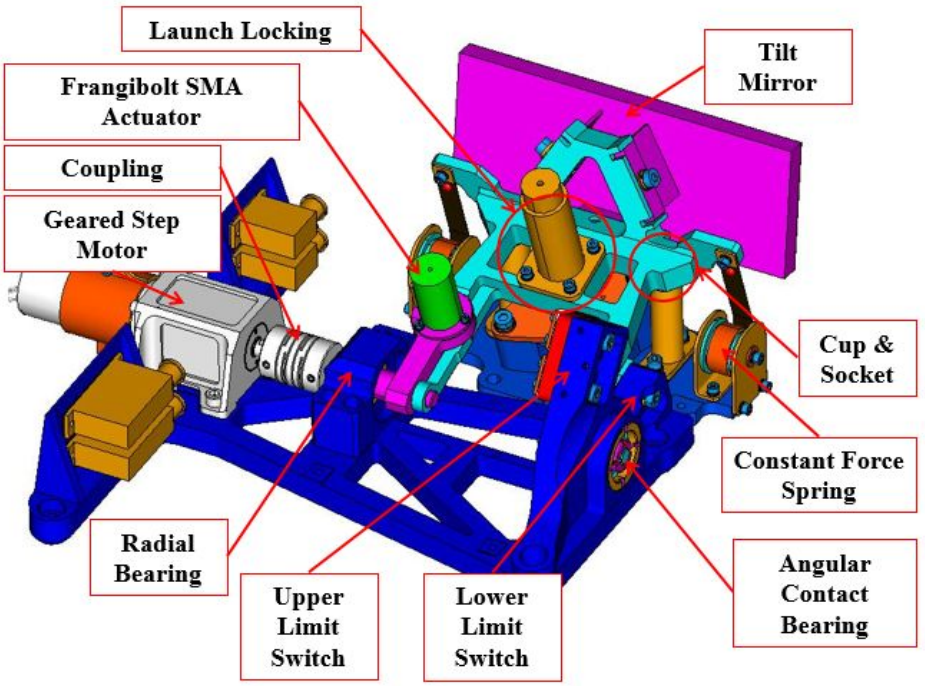
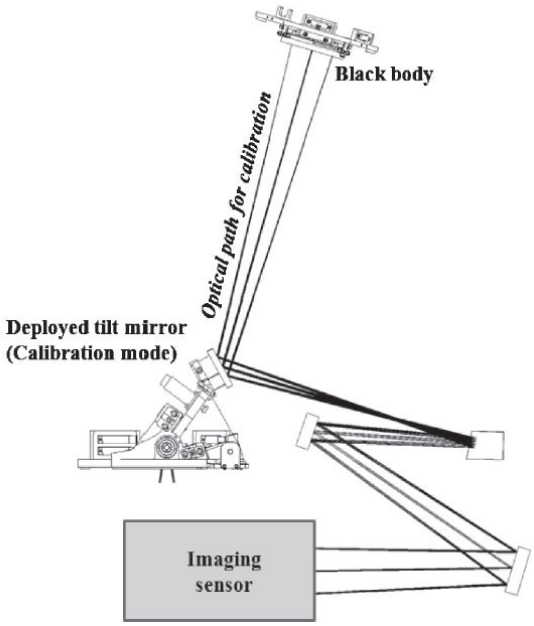


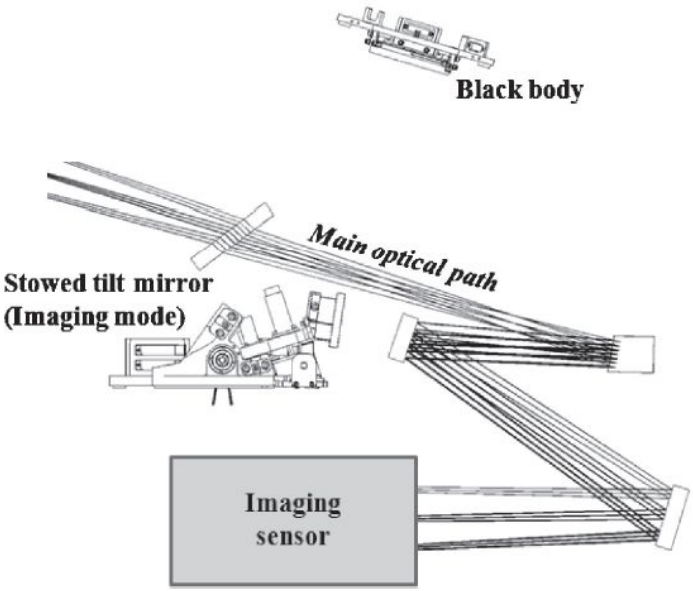
Fig. 1 Tilt Mirror Mechanism [6]

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)



(b)

Fig. 2 Operation Mode of the Tilt Mirror Mechanism [(a) Calibration Mode, (b) Imaging Mode] [6]

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

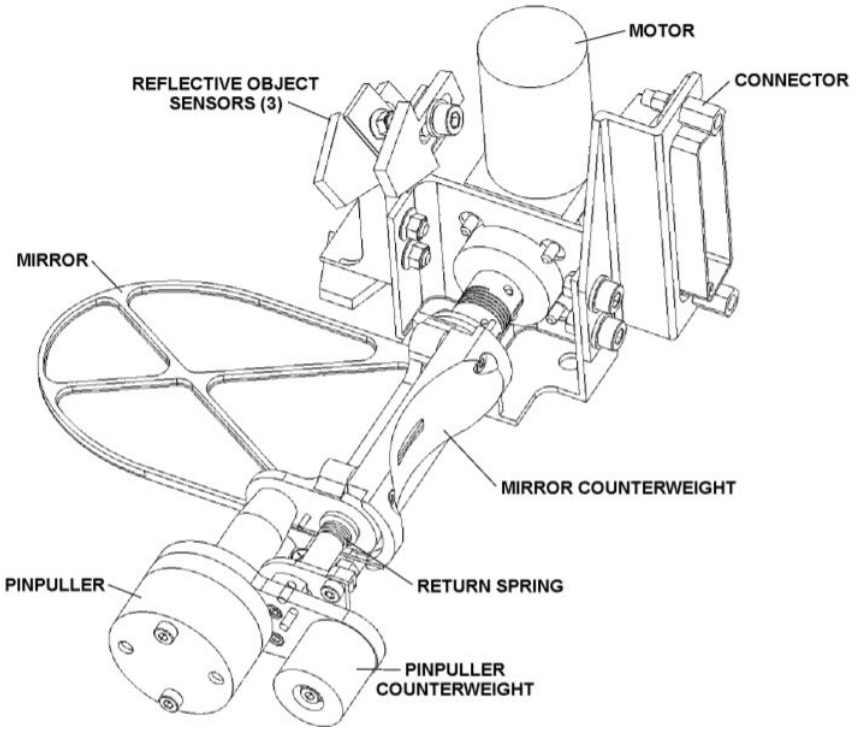


Fig. 3 MIRO Calibration Switch Mechanism [7]

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 장 단일 장치로 발사환경구속 및 결함안전 기능이 가능한 교정 메커니즘

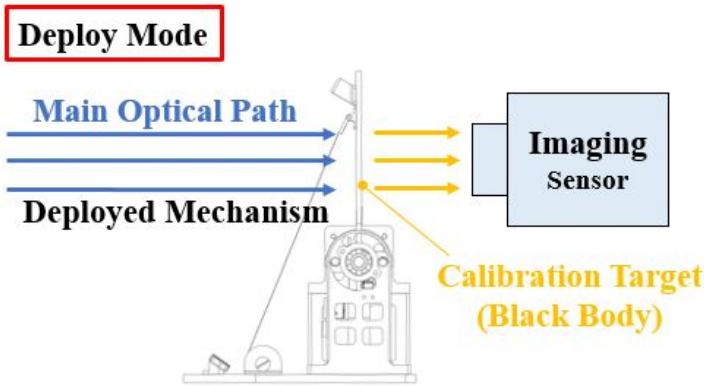
제 1 절 운용 개념 및 설계의 주안점

Figure 4는 탑재교정장치가 적용된 영상시스템 운용 모드별 개념을 나타내고 있다. 탑재교정장치는 교정 메커니즘에 흑체를 탑재한 단일 시스템으로 구성되며, 전개 모드(Deploy Mode), 수납 모드(Stow Mode), 결함안전 모드(Fail-Safe Mode)로 구분되어 임무를 수행한다. Fig. 4 (a)의 전개 모드는 교정 메커니즘을 전개시켜 영상 센서에 흑체의 균일한 온도 정보를 제공하여 보정 임무를 수행한다. 교정 임무 종료 시, 교정 메커니즘은 Fig. 4 (b)와 같이 수납하여 영상센서로의 주광경로를 확보하며 영상 촬영의 임무를 수행한다. Fig. 4 (c)의 결함안전 모드는 교정 임무 수행 중 또는 종료 후 모터 결함 발생 등으로 인하여 교정 메커니즘이 영상센서의 주광경로를 차단할 경우 사용되며, 주광경로 확보를 위하여 전개된 교정 메커니즘을 강제적으로 수납시킨다.

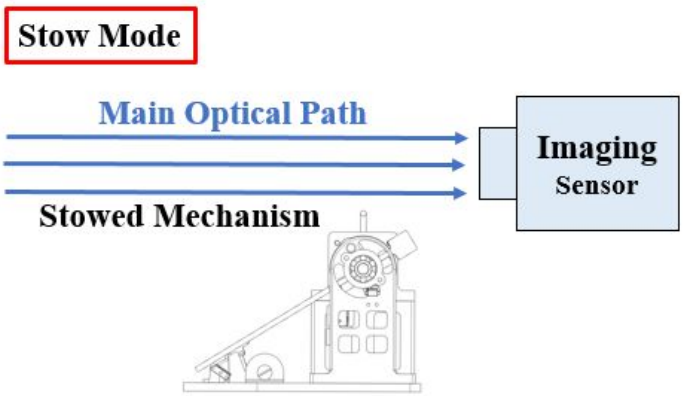
상기의 운용 모드 구현을 위하여, 교정 메커니즘의 설계에는 영상센서 보정 임무 수행을 목적으로 전개 및 수납이 포함되어야 한다. 또한, 모터 구동 불능 등과 같은 비상 상태의 해결을 목적으로 결함안전 기능이 설계에 포함되어야 한다. 추가적으로, 전개 및 수납 기능을 지니는 교정 메커니즘은 기계적 구동부가 포함되기 때문에 발사환경에서의 구조 건전성이 확보되어야 한다. 종래의 연구에서는 기계 구동부에 비폭발식 구속분리장치[8]를 적용하여, 발사환경에서의 기계적 구동부의 구조 건전성을 확보하는 설계가 이루어진다. 하지만 본 논문에서 제안하고자 하는 교정 메커니즘의 설계 주안점은 추가적인 구속분리장치를 사용하지 않고, 단일장치로 발사환경에서 메커니즘 기계적 구동부의 구조 건전성 확보 및 비상 상태에서 결함 안전 기능 구현이 가능한 설계를 목표로 한다.

Collection @ chosun

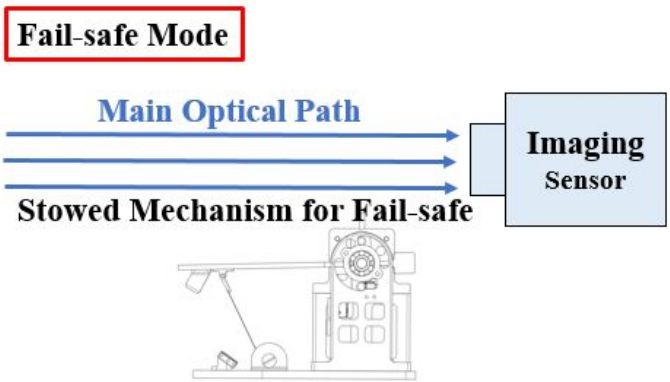
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)



(b)



(c)

Fig. 4 Operation Mode of the Calibration Mechanism

[(a) Deploy Mode, (b) Stow Mode, (c) Fail-Safe Mode]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 형상기억합금 스프링

형상기억합금(Shape Memory Alloy, SMA)은 일반적인 금속이나 합금에서는 찾아볼 수 없는 형상기억효과(Shape Memory Effect)와 초탄성(Superelasticity)/의탄성(Pseudoelasticity) 거동을 보인다. 형상기억합금은 기능성 재료로서 사용가능성이 다양함에 따라 항공우주, 도시, 기계, 의료분야 등에서 이용되고 있다.[11]

형상기억효과는 낮은 온도(Martensite Start Temperature, M_s)에서 하중이 가해지면 쌍정(Twinned) 마르텐사이트로부터 역쌍정(Detwinned) 마르텐사이트로의 변태가 일어나며, 오스테나이트 종료 온도(Austenite Finish Temperature, A_f)이상으로 가열함으로써 원상으로 회복되는 특징을 갖는다.[12-14] Fig. 5, 6은 각각 SMA의 변형 및 복원에 따른 원자 구조와 온도에 대한 히스테리시스를 나타낸다. 형상기억효과의 특성을 지니는 형상기억합금은 우주용 액추에이터로의 응용이 주로 이루어진다. 그 대표적인 예로서, TiNi-Aerospace 사[8]는 폭발식 분리장치 적용으로 인한 고충격의 단점을 보완하기 위해 형상기억합금 비폭발식 저충격 구속분리장치 및 형상기억합금 와이어를 이용한 Pin Puller 방식의 비폭발식 분리장치를 개발하였으며, 현재 많은 상용위성에 적용되고 있다. Huang. et al [16]도 형상기억합금을 이용하여 위성 안테나 전개용 액추에이터를 제안하였으며, 국내에서도 Park et al.[17]이 태양 전지 패널을 위성으로부터 분리하기 위한 형상기억합금 비폭발식 구속분리장치를 제안하였다.

Figure 7은 형상기억합금으로 제작된 스프링을 나타내고 있다. 상기의 형상기억합금 스프링은 형상기억효과에 기인하여 편방향으로의 복원력 및 변위가 발생된다. 따라서, 이러한 특성을 활용한 편방향 액추에이터로 널리 사용되어진다. 아울러, Fig. 8과 같이 일반 압축 스프링과 결합시 액추에이터로 구성이 가능하다. 상기 액추에이터는 SMA 스프링에 상변화 온도 인가 유무에 따라 구동되며, 압축 스프링 및 SMA 스프링 각각의 복원력 지배조건에 따라 양방향 구동이 가능하다.[9-10] 본 연구에서는 교정 메커니즘의 발사환경에서의 회전방향에 대한 구속력 부가, 전개/수납 기능, 결함안전 기능의 요구 기능 구현을 목적으로 SMA 스프링을 적용한 설계를 수행하였다. 본 연구에서는 상용 SMA 스프링(SmartFlex Springs, SAES co.)을 사용하였으며, Table 1에 적용한 SMA 스프링의 재원을 나타낸다.[15]

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

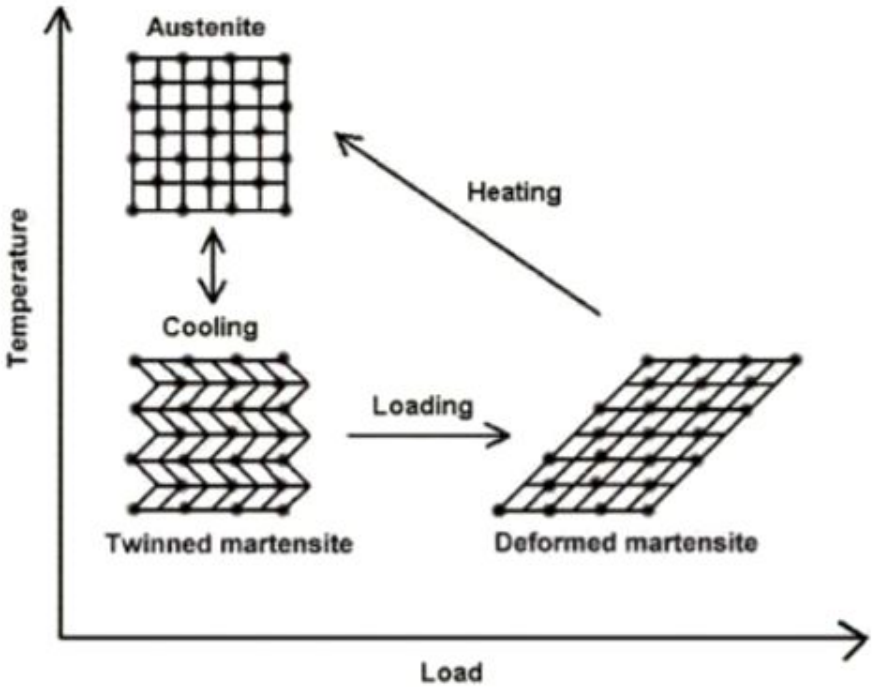


Fig. 5 SMA Deformation by Temperature [12]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

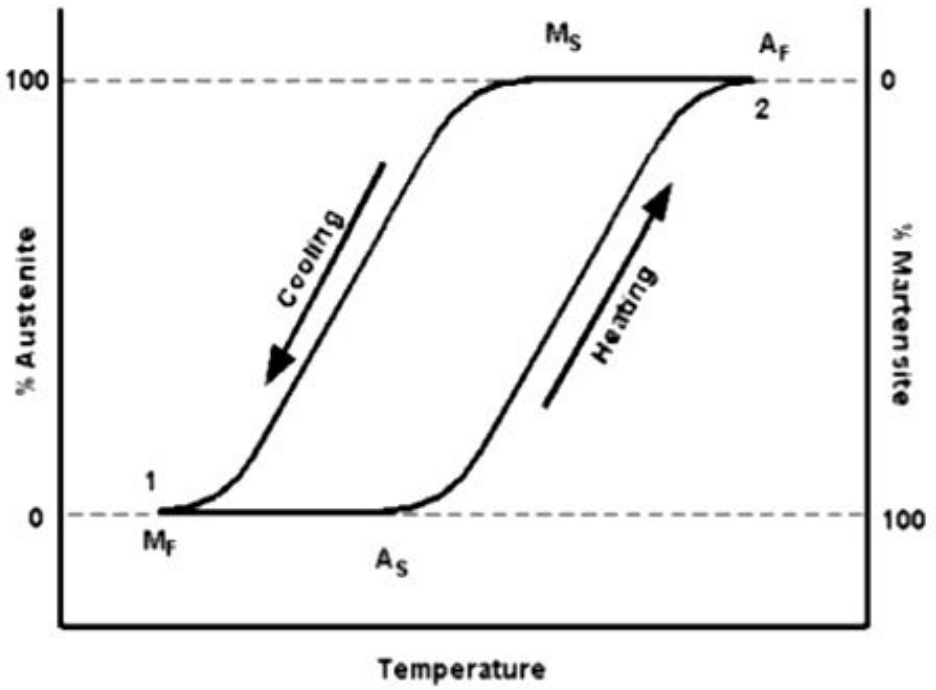


Fig. 6 SMA Hysteresis by Temperature [12]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 7 Configuration of the SMA Spring [15]

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

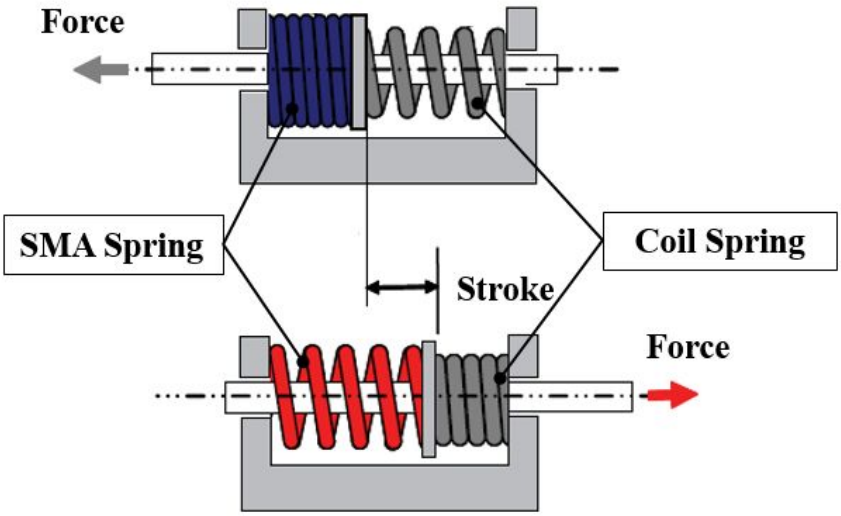


Fig. 8 Operation Principle of the SMA Spring Actuator [9]

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 1 Specification of the SMA Spring [15]

Spring Type	Compression
Wire Diameter	1.5 mm
Spring Diameter	10.3 mm
Free Length	26 mm
Typical Force	10-15 N
Typical Stroke	8-12 mm
Activation Temperature	95-100 °C

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 구성 및 작동 원리

Figure 9는 본 논문에서 제안한 단일장치로 발사환경 구속 및 결함안전기능이 가능한 전개수납형 교정 메커니즘을 나타낸다. 본 메커니즘은 구속 핀 구동을 위한 SMA 스프링 액추에이터가 포함되는 구동 구조체 모듈(Driving Structure Module), 구동 구조체 모듈에 회전력을 인가하는 액추에이터 모듈(Actuator Module), 교정 메커니즘 베이스 구조체 모듈(Base Structure Module)로 구성된다. 메커니즘의 구동 구조체 모듈은 상기에 설명한 구속 핀(Locking Pin) 구동을 위한 SMA 스프링 액추에이터(SMA Spring Actuator) (2EA)가 구속 핀 하우징(Locking Pin Housing)에 탑재된다. SMA 스프링 액추에이터는 구속 핀, SMA 스프링 및 코일 스프링으로 구성된다. 또한, 구속 핀 하우징에는 메커니즘 베이스 구조체 모듈의 베어링 브래킷(Bearing Bracket)에 맞물리는 회전 축(Rotation Shaft)이 포함된다. 또한 임무 목적에 맞도록 반사경, 흑체 등을 탑재할 수 있는 전개판(Deployment Plate), 구동 구조체 모듈의 메스 벨런싱을 위한 평형추(Counter Weight)가 포함된다. 액추에이터 모듈은 전개판을 구동시키기 위한 스테핑 모터(Stepping Motor), 모터의 회전력 전달을 위한 커플링(Coupling)을 비롯하여, 구속 핀 하우징 회전 축과 결합하고 구동 구조체 모듈과 스테핑 모터의 결합/해제가 가능하도록 하여 구속 핀 메커니즘을 구현하는 구속 핀 홀더 브래킷(Locking Pin Holder Bracket)으로 구성된다. 메커니즘 베이스 구조체 모듈은 메커니즘이 구성되는 베이스 프레임, 액추에이터 모듈의 회전방향 가이드 역할을 수행하는 베어링 브래킷(Bearing Bracket)이 포함된다. 베어링 브래킷은 발사환경에서 구속 핀으로 구속력 부가가 가능한 구속 홀 및 결함안전 기능 시 구속 핀을 수납 가능한 수납 홀이 포함된다. 아울러, 스테핑 모터가 체결되는 모터 마운팅 브래킷(Stepping Motor Mounting Bracket)과 각 임무 모드별 상태 신호 획득을 위한 스위치(Mission Mode Status Switch)로 구성된다.

본 교정 메커니즘은 발사 단계(Launch Phase), 구속 해제 및 수납/전개 단계(Launch Locking Release & Stow/Deploy Phase), 결함안전 단계(Fail-safe Phase)로 구분되며, Fig. 10에 각 단계별 메커니즘 구현원리에 대한 형상을 나타내었다. Fig. 10 (a)는 발사 단계 형상을 나타내고 있으며, 구동 구조체 모듈은 수납 형태로 배치된다. 발사환경에서의 구속력 부가를 위하여 구속 핀이 압축 스프링의 복원력을 인가받아 구속 핀 홀더 브래킷의 평면부에 지지되며, 베어링 브래킷에 배치된 구속 홀과 결합된다. 상기 조건에서 메커니즘은 회전 방향에 대한 구속력 부가가 가능하다. 발사

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

단계 신호는 메커니즘 구조체에 배치된 수납 상태 스위치(Stow Status Switch, SSSW)를 통하여 획득한다.

Figure 10 (b)는 메커니즘 구속 해제 및 수납/전개 단계를 나타낸다. 구속 핀 홀더 브래킷은 스테핑 모터와 커플링으로 연결되어 모터의 구동력을 인가받을 수 있어, 모터의 구동 방향으로 함께 회전이 가능하다. 교정 메커니즘의 회전 방향 구속 해제 임무 수행 시, 메커니즘 전개 방향으로 모터를 구동시켜 구속 핀 홀더 브래킷 홀(Hole)과 구속 핀을 결합시킨다. 구속 핀은 코일 스프링의 복원력으로 구속 핀 홀더 브래킷 홀과 결속되며, 이와 동시에 베어링 브래킷의 구속 홀과 구속 핀의 결속은 해제된다. 회전 방향의 구속이 해제된 메커니즘은 전개/수납 임무 수행이 가능하게 된다. 따라서, 교정 임무 수행 단계에는 전개 상태로 전환하며, 교정 임무 종료시 다시 수납 상태로 전환한다. 아울러, 메커니즘의 전개/수납 상태 신호는 메커니즘 구조체에 배치된 전개 상태 스위치(Deploy Status Switch, DSSW) 및 수납 상태 스위치(SSSW)를 통하여 각각 획득한다.

Figure 10 (c)는 모터 불능과 같은 상황에서 메커니즘 전개판이 주광경로를 차단하였을 경우 돌입되는 결함안전 단계 형상을 나타낸다. 결함안전 단계에서는 주광경로를 차단한 전개판을 강제 수납하는 것이 목적이며, 이를 위하여 모터와 결합된 구동 구조체 모듈을 강제적으로 결속 해제해야한다. 본 메커니즘의 경우, 모터와 구동 구조체 모듈의 결속은 구속 핀으로 이루어졌으며 결함안전 기능 구현을 목적으로 적용된 SMA 스프링의 복원력을 이용하여 이를 해제시킨다. Fig. 10 (c)와 같이 SMA 스프링에 전력을 인가하게 되면 구속 핀이 구속 핀 홀더 브래킷과 해제 가능한 방향으로 전개되며, 구속 핀은 베어링 브래킷에 배치된 결함안전 홀로 수납된다. 해제된 구동 구조체 모듈은 전개 판 하부에 배치된 정하중 스프링의 복원력에 의하여 강제 수납된다. 아울러, 베어링 브래킷에 배치된 결함안전 상태 스위치(Fail-safe Status Switch, FSSW)로 수납 신호를 획득한다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

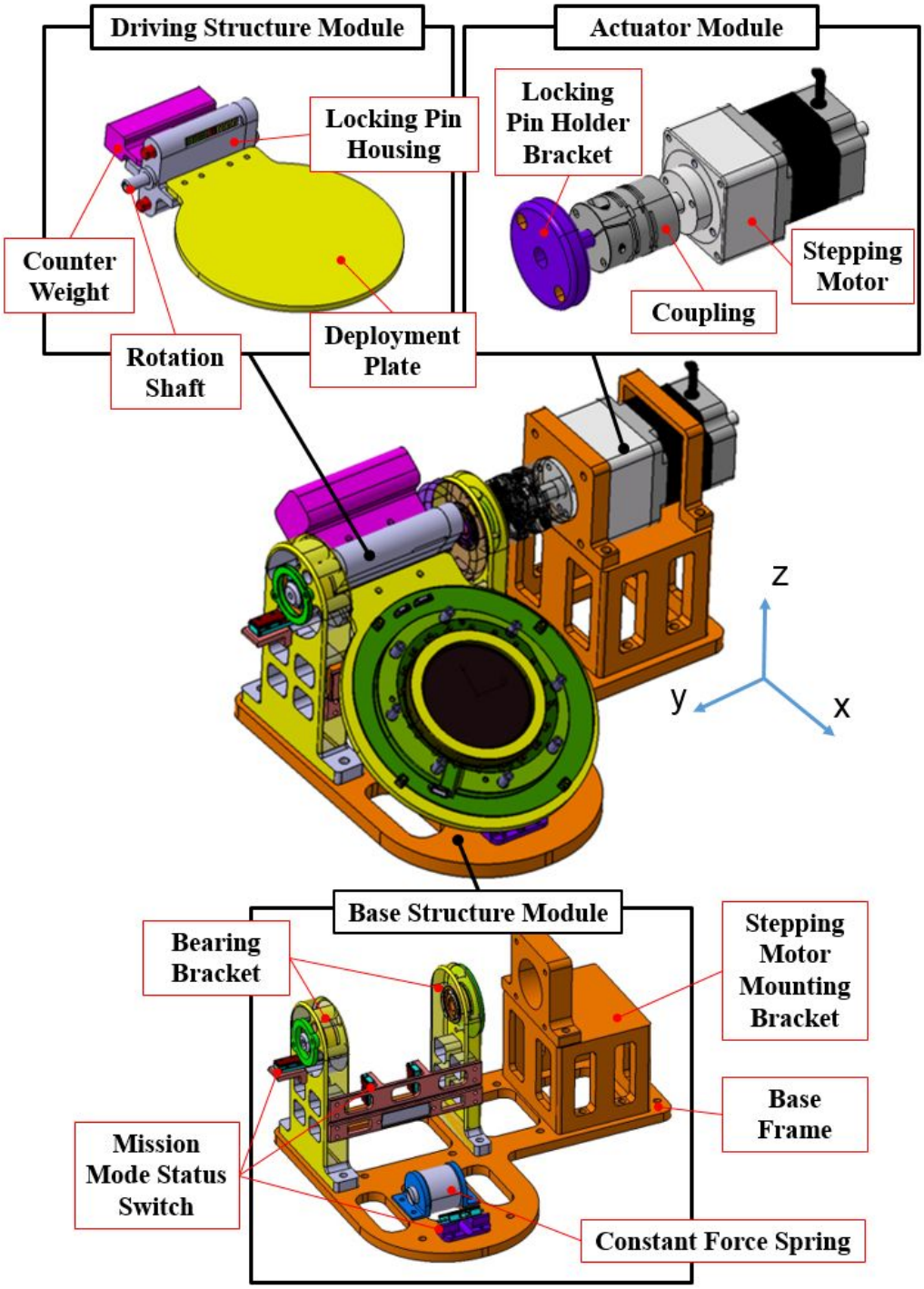
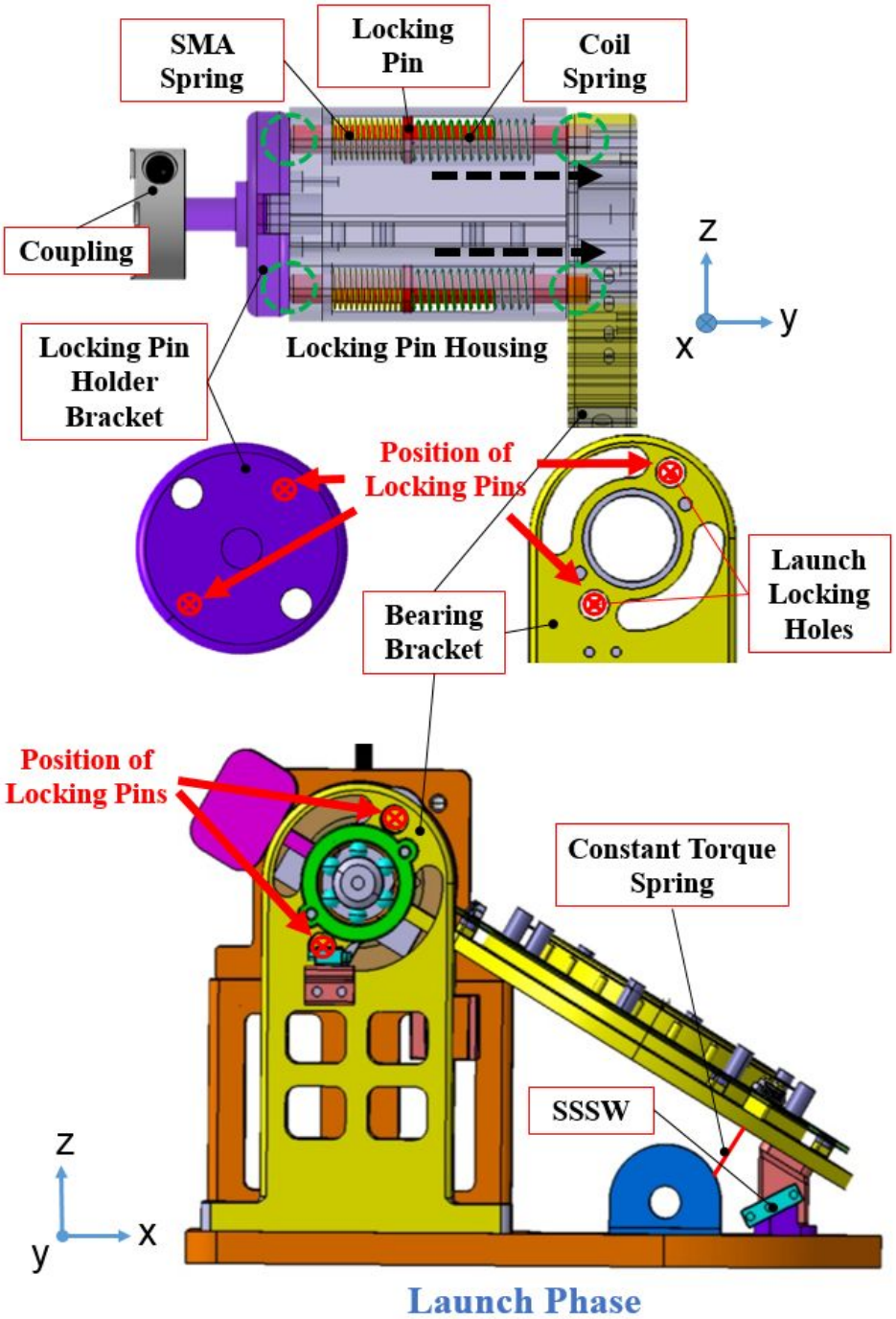


Fig. 9 Composition of the Calibration Mechanism

Collection @ chosun

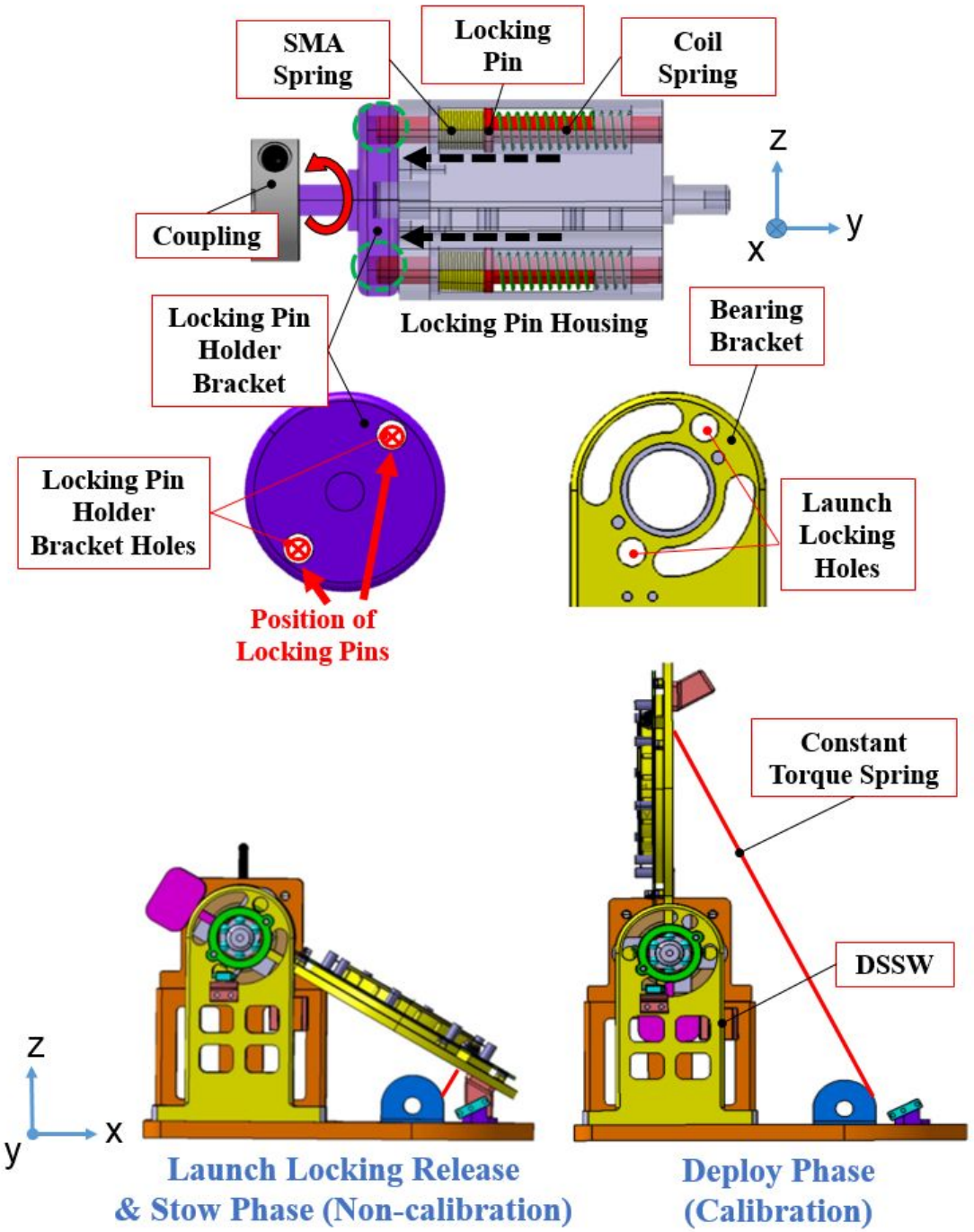
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

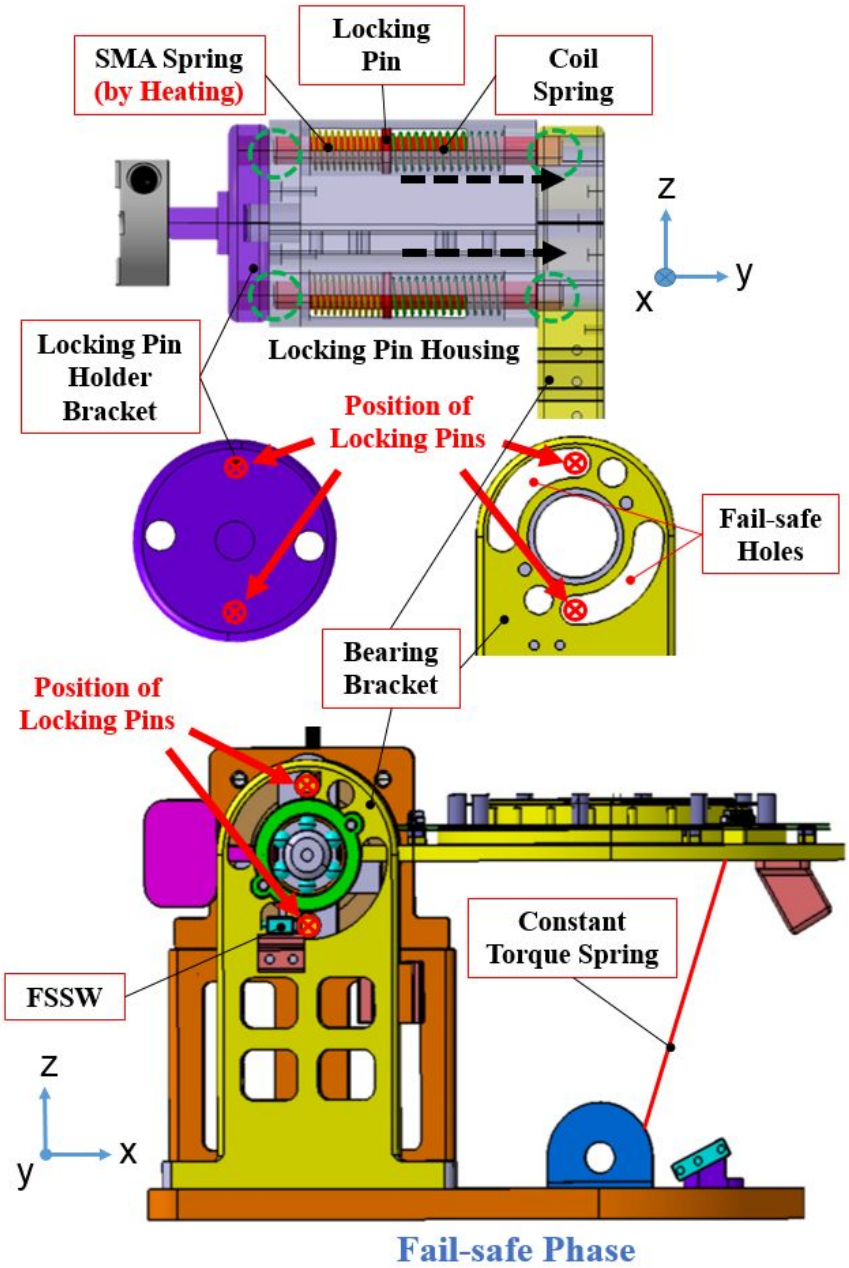
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(c)

Fig. 10 Operating Principle of the Calibration Mechanism [(a) Launch Phase, (b) Launch Locking Release & Stow/Deploy Phase, (c) Fail-safe Phase]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 절 교정 메커니즘 설계 및 제작

제안된 교정 메커니즘은 상기의 구성과 구동 원리로 이루어지며, ECSS Rules[18]를 적용하여 토크 버짓 분석을 통한 메커니즘의 기능 모델 설계를 진행하였다. 구동 모터 선정을 위한 토크 버짓은 식 (1)와 같이 나타내어지며, 이를 통하여 스테핑 모터(Autonics co., A40K-M566(W)-G7.2, 5.0Nm)[19]을 선정하였으며, $T_{L/S}$는 영상/교정 모드 스위치 구동 토크값, $T_{bearing}$은 교정 메커니즘에 적용된 볼 베어링 토크값 그리고 T_{CFS}는 결함안전기능 구현을 위한 정하중 스프링 토크값을 의미한다. T_{CFS}은 식 (2)와 같이 SMA 스프링 액추에이터의 구속 핀과 구속 핀 홀더의 분리 직후 상호 간의 마찰 토크값을 포함하여 선정하였으며, 토크 버짓 분석 결과를 Table 2에 정리하였다. 선정된 스테핑 모터 및 정하중 스프링의 형상 및 제원을 Fig. 11, 12와 Table 3, 4에 각각 나타내었다.

$$T_{motor} = 2(1.2T_{L/S} + 1.2T_{CFS} + 3T_{bearing}) \qquad (1)$$

$$T_{CFS} = T_{L/S} + T_{R.friction} + T_{bearing} \qquad (2)$$

교정 메커니즘에 적용된 베어링은 메커니즘의 디자인 로드인 40g, 메커니즘의 전개 임무를 수행할 기계적 구동부의 무게(약 1.5kg)를 고려하여 도출된 하중 (588N)에 2배의 마진을 고려하여 NTN사의 베어링을 선정하였다. 이에 대한 내용을 Table 5, 6에 정리하였다. Fig. 13과 Table 7에 선정 베어링 형상 및 스펙을 정리하였다.[20] 아울러, 교정 메커니즘의 임무 모드별 전개 확인 신호 획득을 위한 스위치의 경우, 초소형 위성 등에 사용되어 위성 적용 헤리티지를 지니는 Honeywell 사의 마이크로 스위치(111SM2, Honeywell co.)를 선정하였으며, 이에 대한 형상과 스펙을 Fig. 14와 Table 8에 나타내었다.[21]

상기의 결과를 토대로 교정 메커니즘 기능 모델을 제작하였다. Fig. 15는 제작된 교정 메커니즘 기능 모델 형상을 나타내며, 메커니즘 구조체의 재질은 인공위성 구조체 제작에 일반적으로 적용되는 Al-6061을 선정하였다. 제작된 교정 메커니즘의 재원을 Table 9에 정리하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 2 Torque Budget of the Calibration Mechanism

Torque Quantities	Torque Values (Nm)	Remarks
$T_{L/S}$	0.0253	Limit Switch (SSSW/DSSW : 2EA, FSSW : 1EA)
T_{CFS}	0.7	Constant Force Spring : 1EA
$T_{bearing}$	0.042	Ball Bearing : 3EA
$T_{R.friction}$	0.4	Rotational Friction Torque
T_{motor}	2.05	Required Torque on the Motor

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 11 Configuration of Applied Stepping Motor [19]

Table 3 Specification of the Stepping Motor [19]

Maximum Allowable/Holding Torque	4 Nm
Rotor Inertia	280*10^7 kg*m^2
Rated Current	1.4 A/Phase
Basic Step Degree	0.1° / 0.05° (Full step/Half step)
Allowable Velocity [rpm]	0-250
Bach-Lash (min)	±20(0.33°)
Mass	1.3 kg

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 12 Configuration of the Constant Force Spring

Table 4 Specification of the Constant Force Spring

Type	CFS
Load (kgf)	1.0
Material	SUS301EH
Maximum Stroke	1,000
Spring Plate Thickness (mm)	0.2

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 5 Applied Condition of the Bearing Load

Driving Structure Module Assembly Mass	1.5 kg
Design Load	40 g

Table 6 Specification of the Applied Bearing

	Static Load Capacity	**Required Load**
Angular Contact Bearing	C_{axial} = 1582 N C_{radial} = 2740 N	> 1176 N
Radial Bearing	C_{radial} = 2390 N	

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

(a) (b)

Fig. 13 Configuration of Applied Bearing

[(a) Angular Contact Bearing, (b) Radial Bearing]

Table 7 Specification of the Applied Bearing

Name	Angular Contact Ball Bearing	Radial Ball Bearing
Internal Diameter (mm)	10	10
External Diameter (mm)	30	30
Width (mm)	9	9
Radius (mm)	0.6	0.6
Basic Dynamic Load Rating (N)	5,450	5,100
Basic Static Load Rating (N)	2,740	2,390
Mass (kg)	0.03	0.032

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

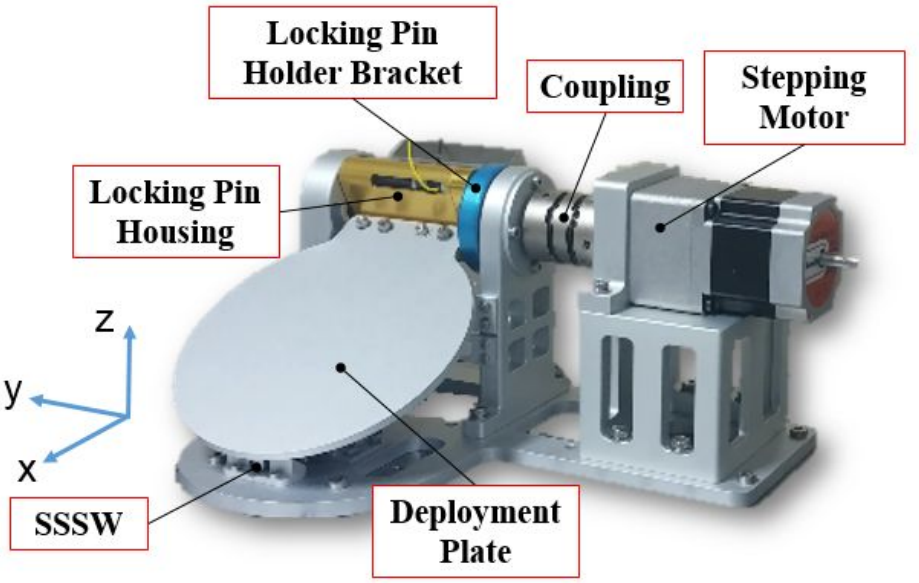
Fig. 14 Configuration of Status Switch

Table 8 Specification of the Status Switch

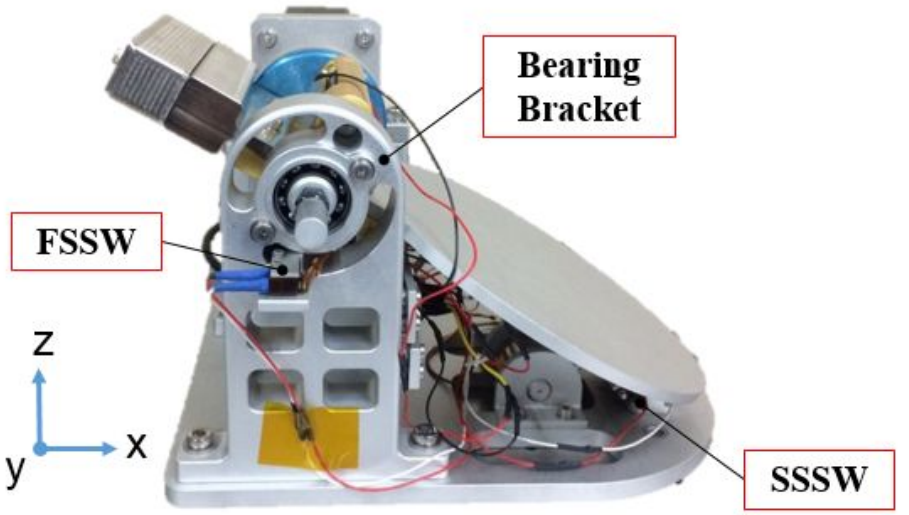
Name	HONEYWELL S&C - 111SM2
Weight	2.9g
Micro-switch Actuator	Roller Lever
Operating Force Max	1.95N
Contact Voltage AC Nom	250V
Contact Voltage DC Nom	30V
Contact Current Max	5A

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



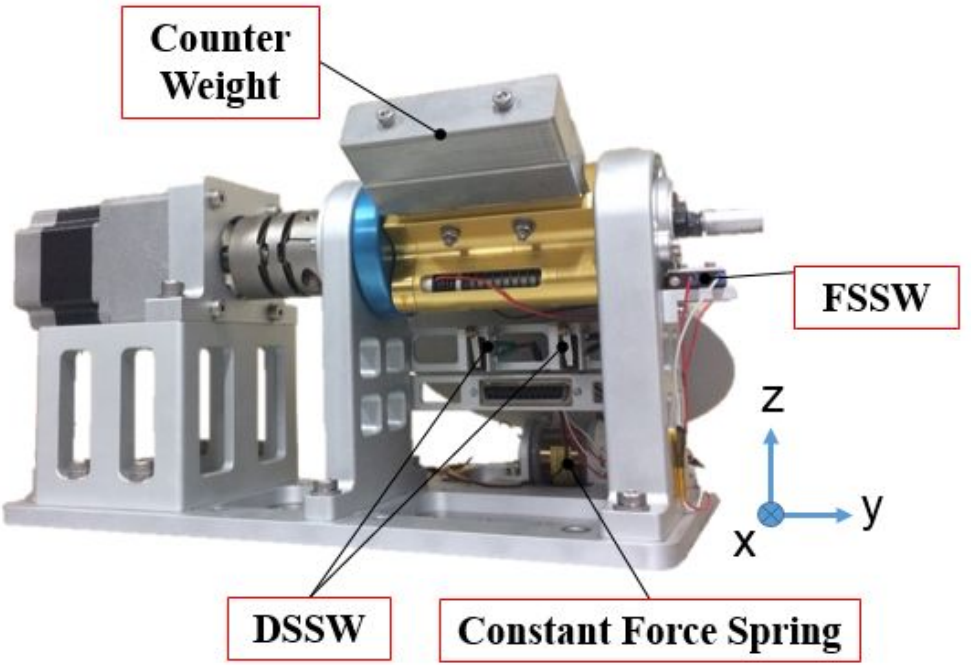
(a)



(b)

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(c)

Fig. 15 Engineering Model of the Calibration Mechanism
[(a) Front View, (b) Side View, (c) Rear View]

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 9 Specification of the Calibration Mechanism

Item	Specification
Mass	4.97 kg
Volume	308.5mm * 225mm * 152mm
Material	Al - 6061
Surface Treatment	Anodizing
Driving Principle	Stepping Motor
SMA Spring Input Power	25 W
Status Switch Input Voltage	3.3V

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 장 교정 메커니즘 기능 검증 시험

본 논문에서 제안한 우주용 교정 메커니즘의 기능 및 성능을 검증하기 위해 제작된 기능모델(Engineering Model)로 상온(27°C) 조건에서 기능시험을 수행하였다. Fig. 16은 교정 메커니즘 운용 모드별 기능시험을 위한 셋업 형상을 나타낸다. 기능 시험은 교정 메커니즘, 교정 메커니즘의 전개/수납 각도측정을 위한 엔코더, 결함안전 기능 수행을 위한 전원 공급 장치, 스테핑 모터 운영 컴퓨터, 데이터 획득을 위한 DAQ로 구성되어 수행되었다.

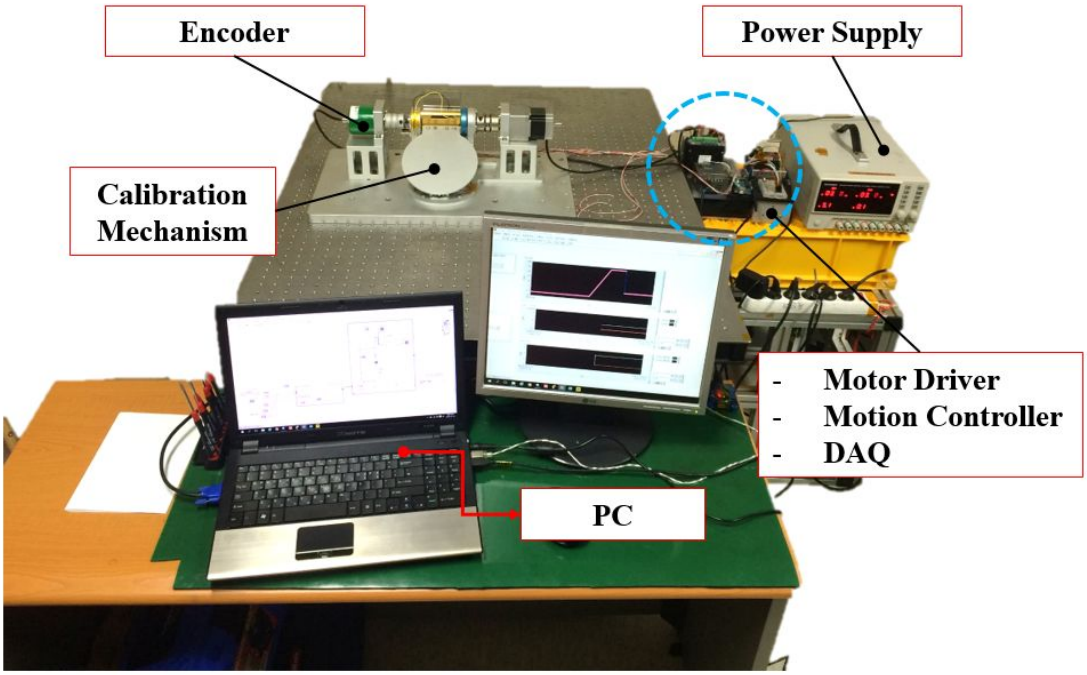


Fig. 16 Configuration of the Function Test Set-up

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

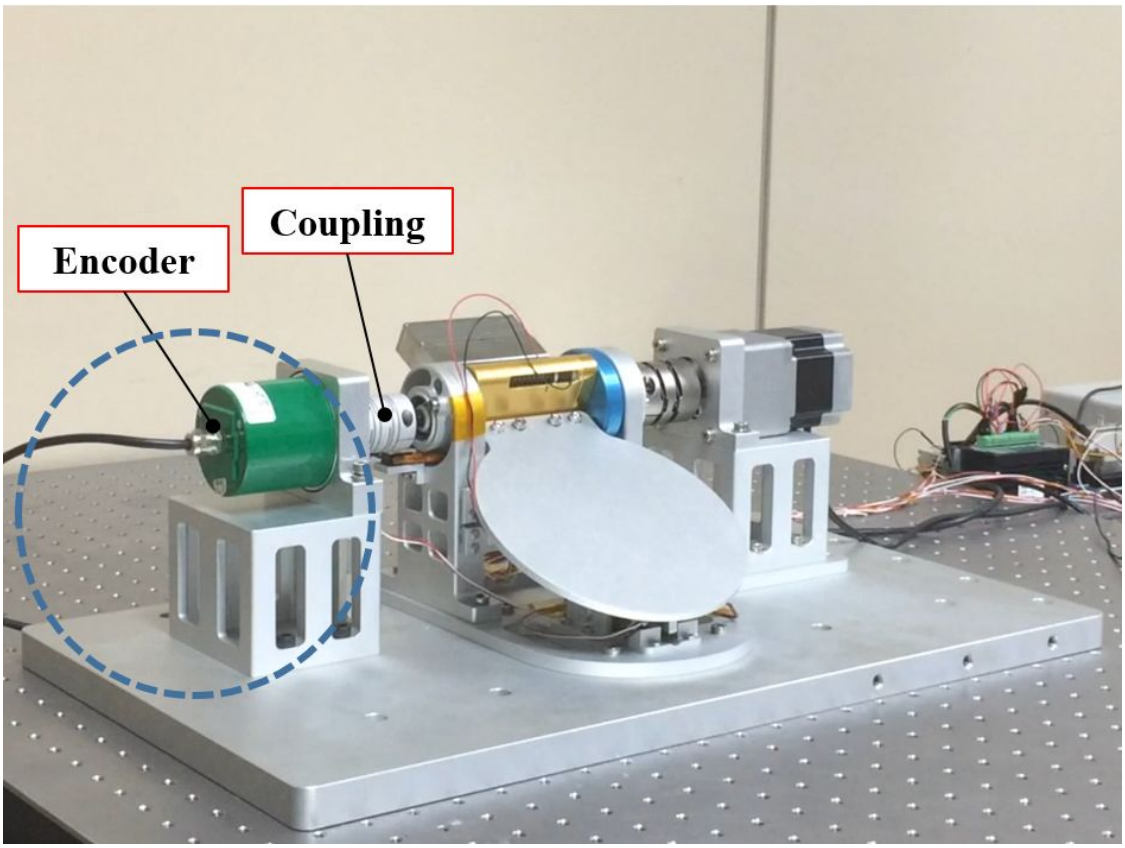
제 1 절 전개 및 수납 모드 기능시험

Figure 17, 18은 교정 메커니즘 기능 모델의 수납 모드(Stow Mode), 전개 모드(Deploy Mode) 기능시험 형상을 각각 나타내며, 수납 모드에서 구속 핀 해제 직후, 전개 모드와 수납 모드를 총 7cycle 반복 수행하여 기능 검증을 수행하였다.

Figure 20은 본 메커니즘의 발사 단계(Launch Phase)에서 모터가 구동되어 전개 및 수납 모드 임무 수행 시 획득한 기능 시험 데이터를 나타내고 있으며, 구동 구조체 모듈의 구동 각도, 모터 구동 방향에 따른 전압 신호, 수납 상태 확인 스위치(SSSW) 신호, 전개 상태 확인 스위치(DSSW) 신호를 획득하였다. 초기 발사 단계에서는 0°의 각도로 수납되며, 수납 상태 확인 스위치로부터 수납 신호를 획득하였다. 이후 전개 모드의 전개 방향인 반시계 방향(Counter Clock Wise, CCW)으로 모터 구동 시, 구속핀의 구속이 해제되어 구동 구조체가 전개되며, 전개 모드의 목표 각도(118±0.35°)에 도달하게 되면, 정지되어 전개 상태 확인 신호를 획득하였다. 최종적으로 수납 모드 수행시 수납 모드의 전개 방향인 시계 방향(Clock Wise, CW)으로 모터가 구동되어 주광경로 확보를 위한 수납 모드의 최소 수납 조건(< 35°) 및 최대 수납 조건(1.5±0.35°)에 만족하였으며, 수납 상태 확인 스위치로부터 정상 수납되었음을 확인하였다. 단, 수납 모드에서 측정되는 최대 수납 각도는 약 1.5°이며, 이는 모터 구동 정지가 수납상태 확인 스위치의 신호로 이루어져 발생된다. Fig. 21은 7cycle 반복 수행된 교정 메커니즘의 전개각 및 수납각 획득 결과를 나타내고 있다. Fig. 21 (a)의 전개각은 118±0.22°내에 위치하여, 교정 모드의 목표 각도(118±0.35°)에 만족함을 확인하였으며, Fig. 21 (b)의 수납각은 1.5±0.04°내에 위치하여, 비교정 모드의 목표 각도(1.5±0.35°)를 만족한다.

Collection @ chosun

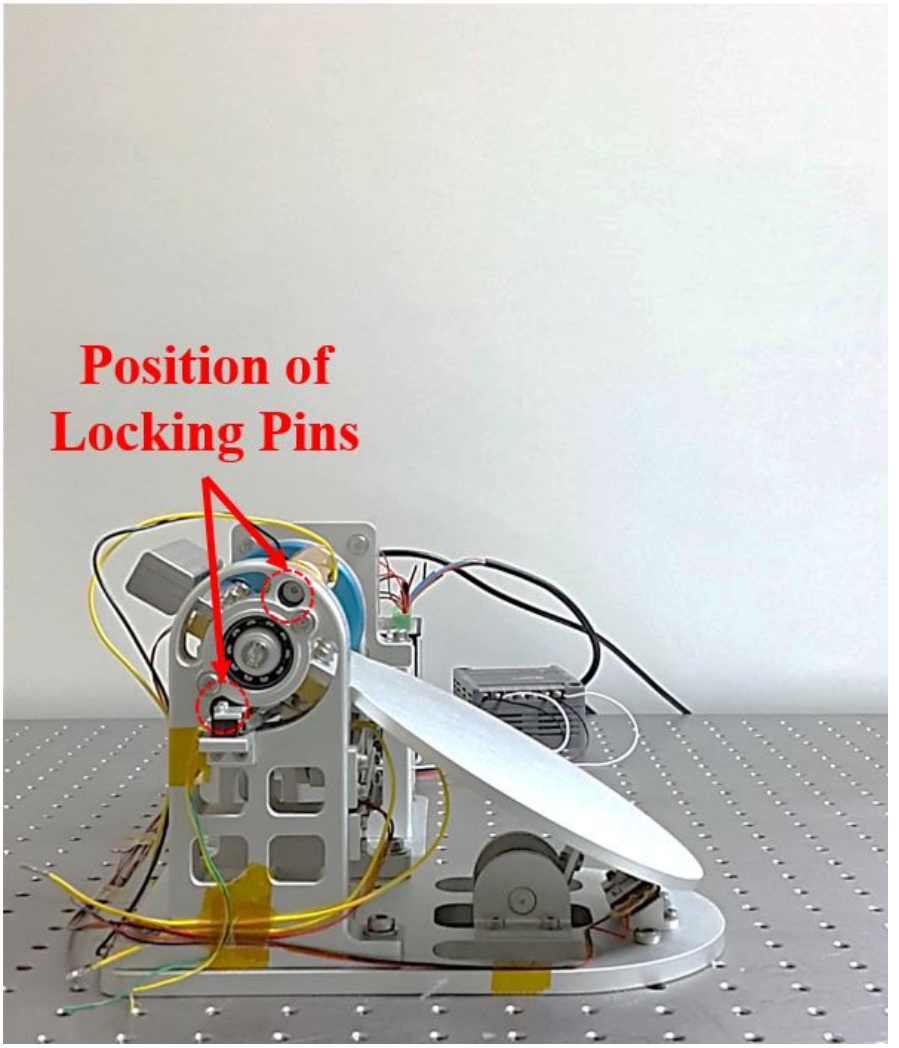
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



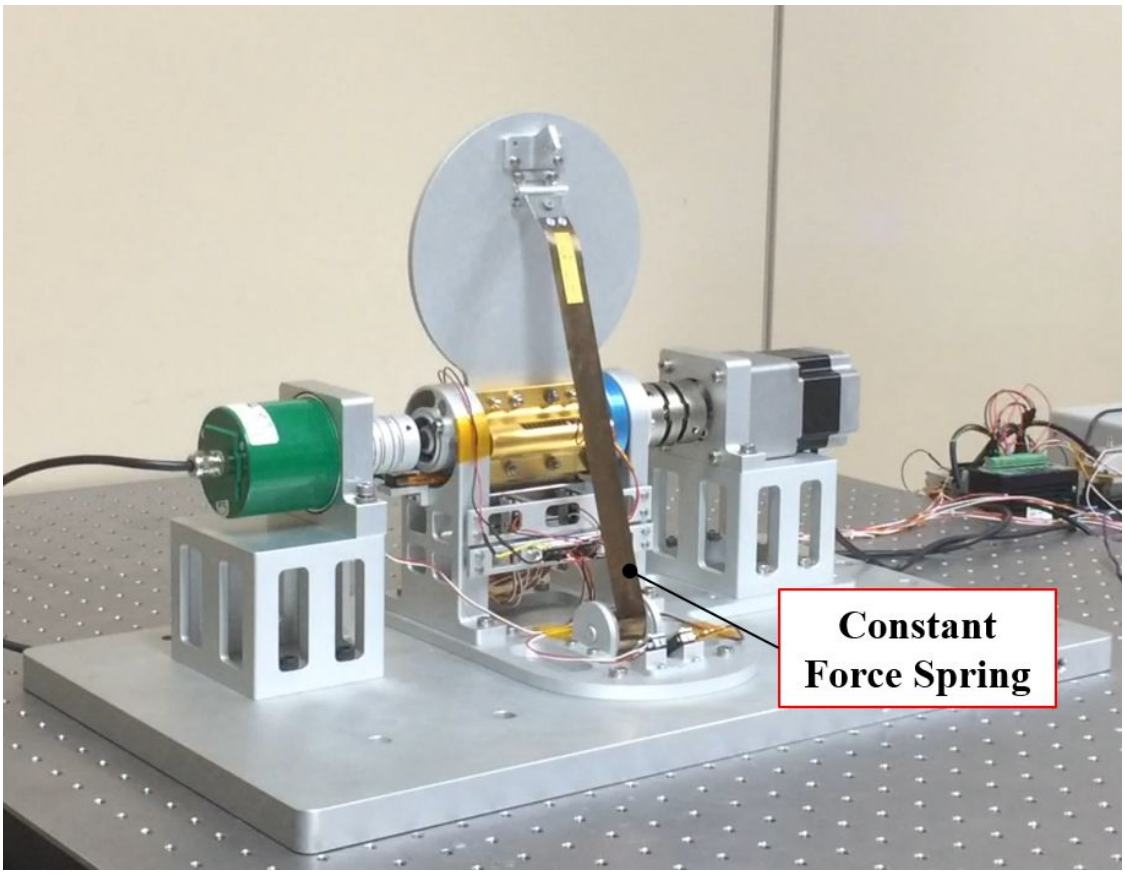
(b)

Fig. 17 Stow Mode of the Calibration Mechanism

[(a) Front View, (b) Side View]

Collection @ chosun

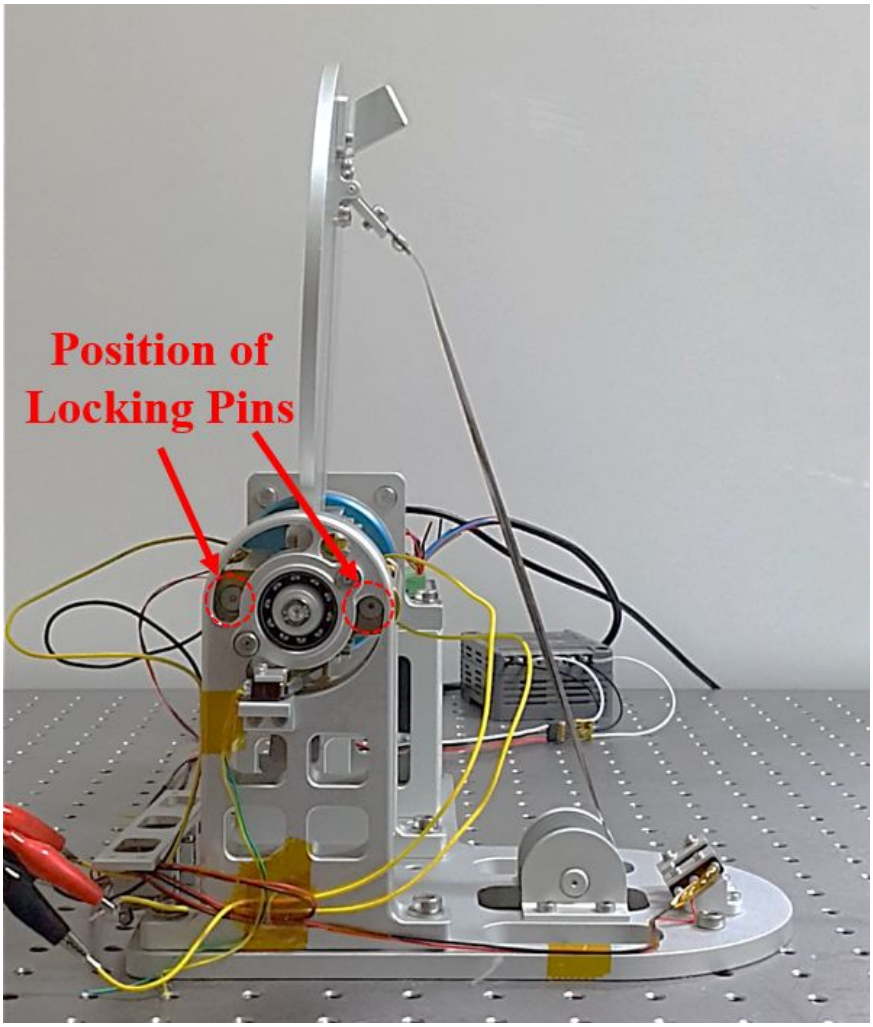
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



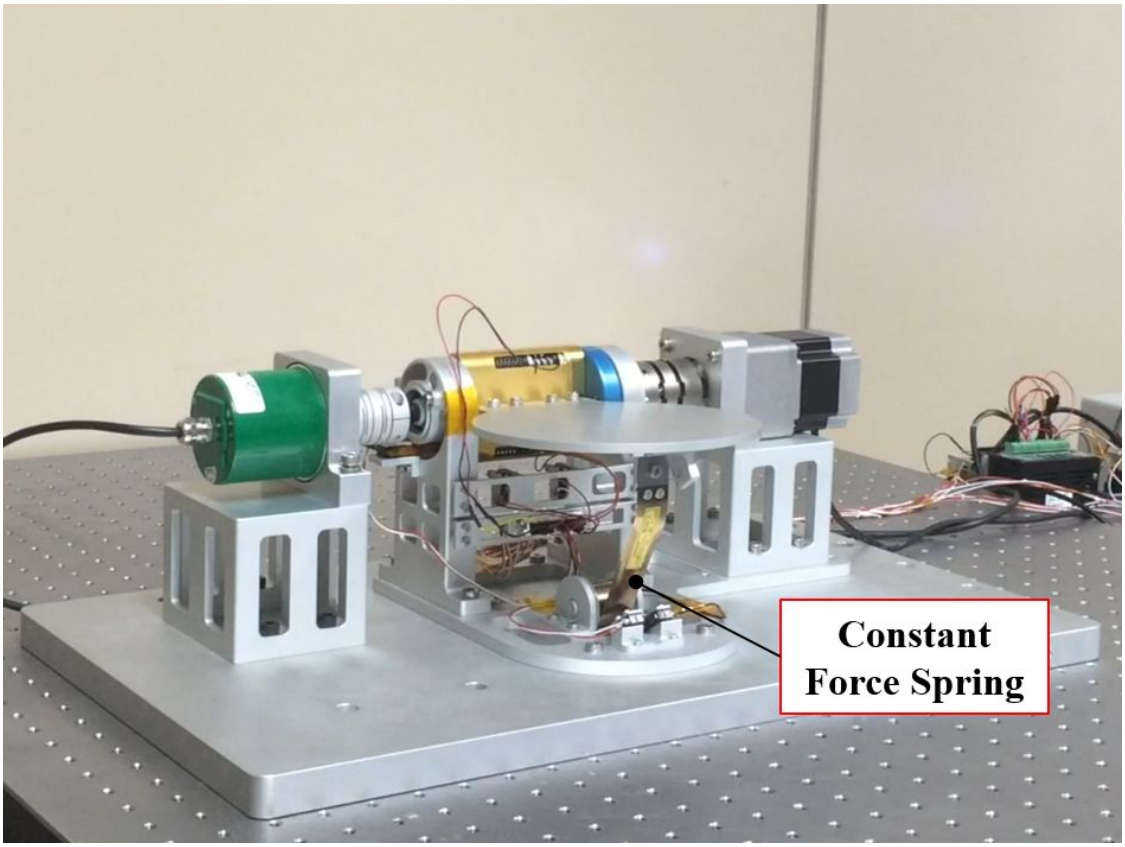
(b)

Fig. 18 Deploy Mode of the Calibration Mechanism

[(a) Front View, (b) Side View]

Collection @ chosun

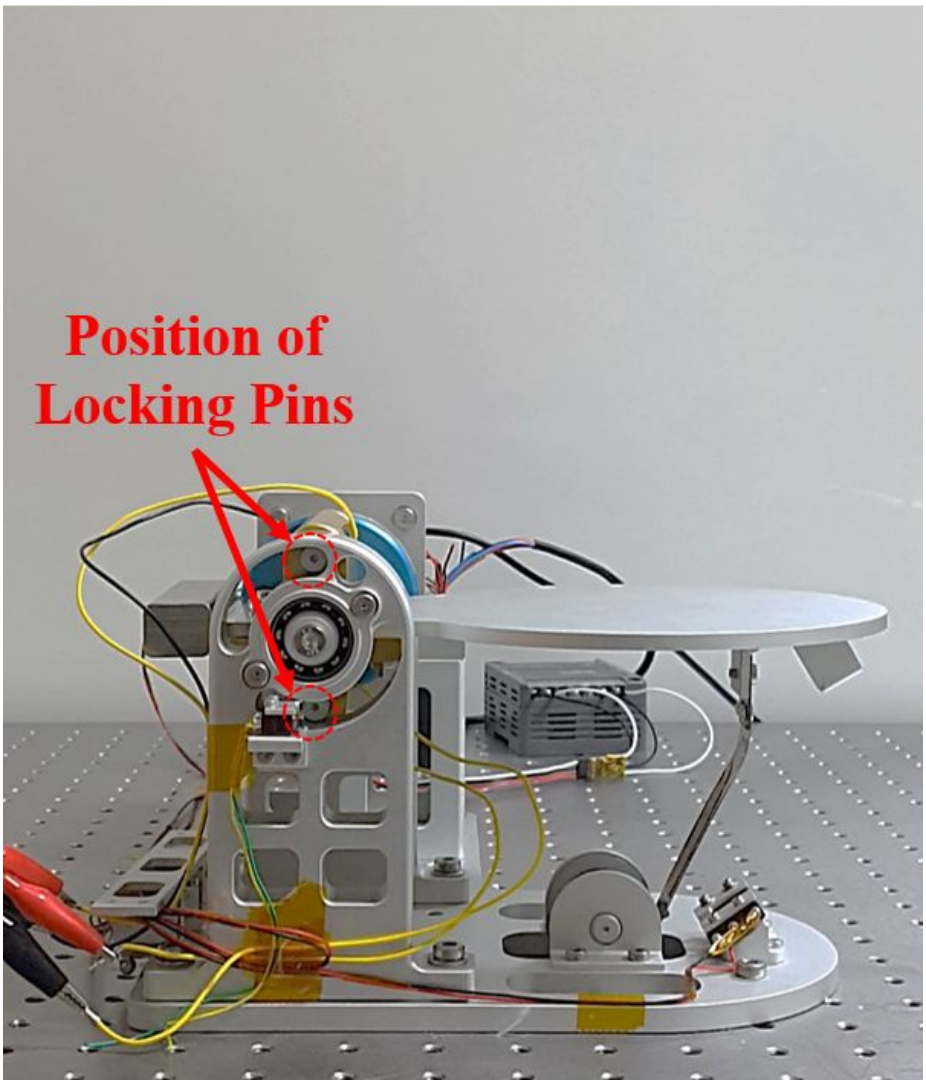
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Fig. 19 Fail-safe Mode of the Calibration Mechanism

[(a) Front View, (b) Side View]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

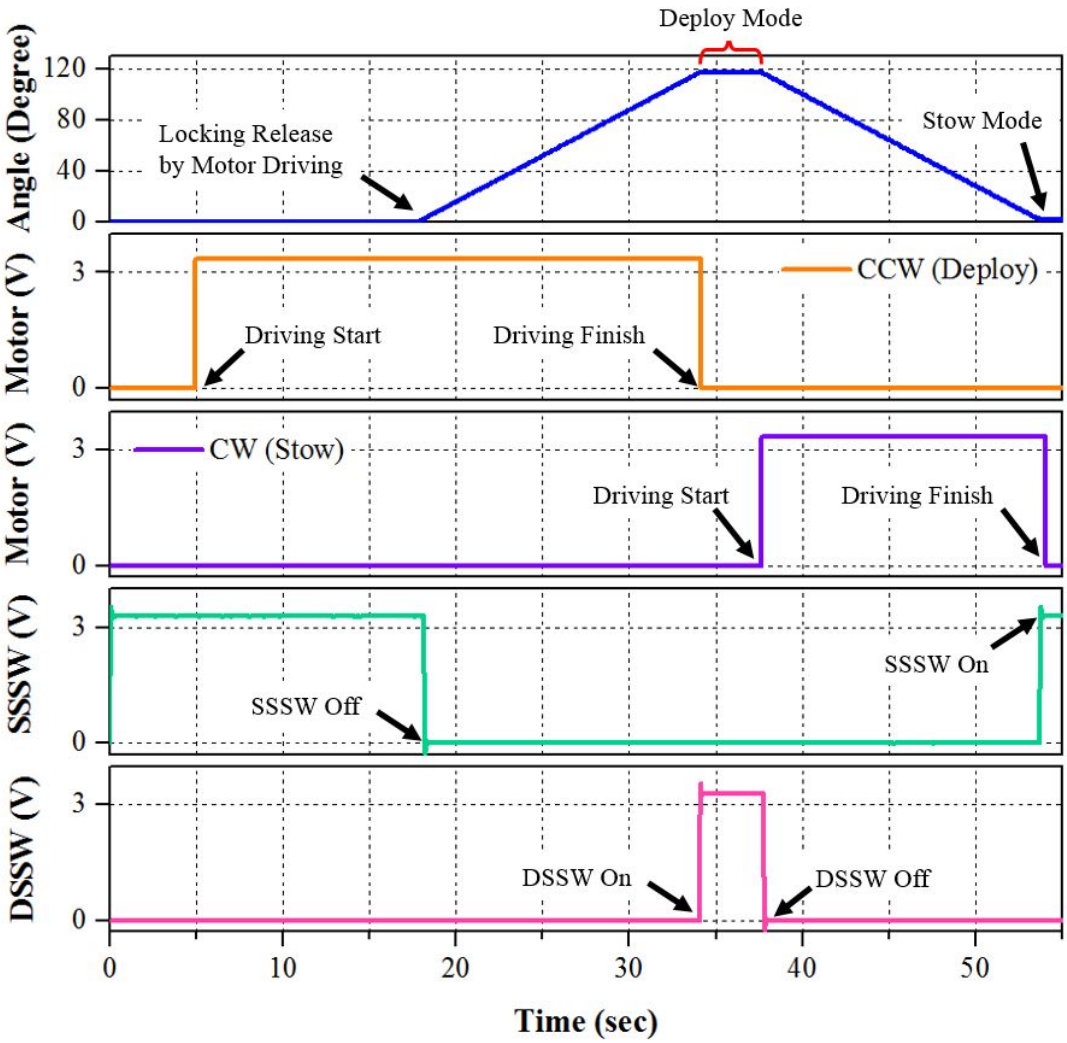
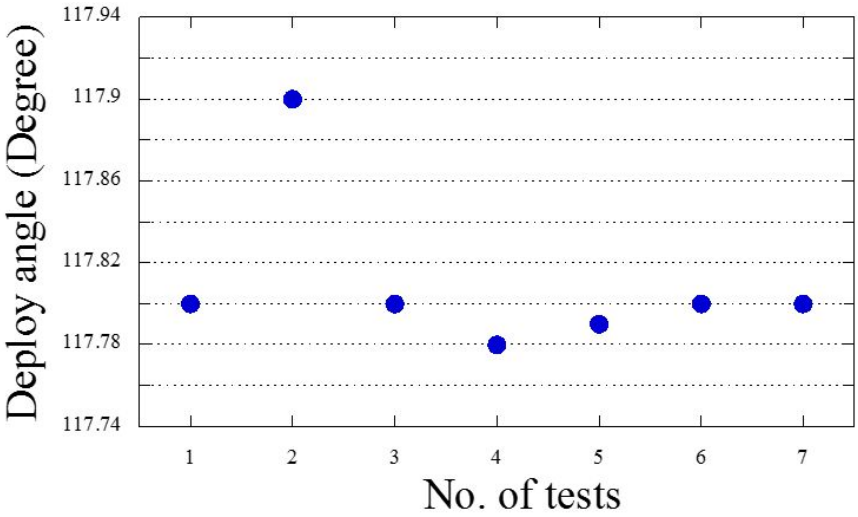


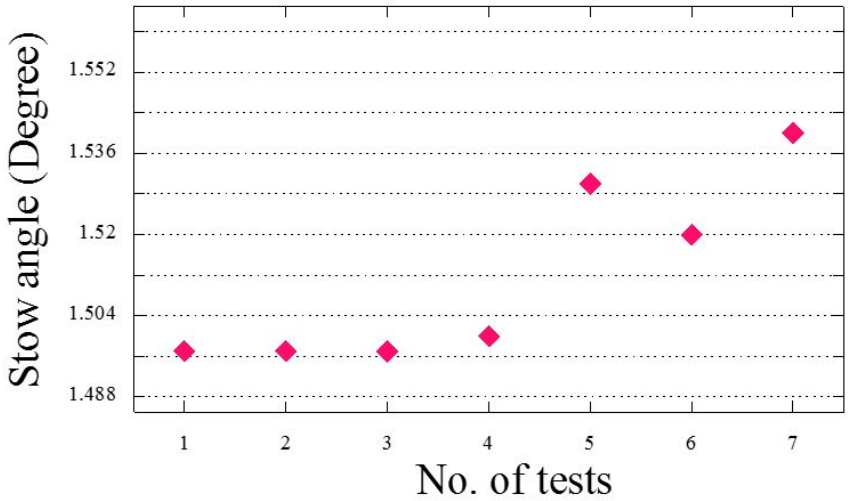
Fig. 20 Time Profiles of Function Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)



(b)

Fig. 21 Test Results for Angle Measurement during Normal Mode Operation [(a) Deploy Angle, (b) Stow Angle]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 결함 안전 모드 기능시험

Figure 19는 SMA 스프링의 복원력으로 모터 구동부와 결합 해제되어 정하중 스프링으로 강제 수납된 결함안전 모드 형상을 나타내며, 결함안전 모드 구현을 위한 SMA 스프링 액추에이터는 Table 1에 나타낸 SMA 스프링(SmartFlex Springs, SAES co.)과 코일 스프링(MISUMI Wire coil spring [M16, 10.8N, 0.5N/mm)을 적용하여 제작하였다. Fig. 22는 본 메커니즘의 결함 안전기능을 수행하는 결함안전 모드로부터 획득한 기능 시험 데이터를 나타내고 있으며, 구동 구조체 모듈의 구동 각도, SMA 스프링 전압 인가 신호, 결함안전 상태 스위치(FSSW) 신호를 획득하였다. 초기 수납 모드에서 전개 모드로 전개가 이루어진 후, 메커니즘의 모터가 불능 상태가 되었다고 가정하여 시험을 진행하였으며, SMA 스프링에 요구 전력(25 Watt)을 인가하여 결함 안전기능을 수행하였다. 전력 인가 후, 비상 상태 확인 스위치의 수납 신호를 획득하여 메커니즘 임무전개부가 강제 수납됨을 확인하였으며, 수납된 최종 각도는 31.4°로 주광경로 확보를 위한 수납 모드의 최소 수납 조건(< 35°)에 만족하였다. 결함안전 모드 기능시험은 총 3회 실시하여 정상 구현됨을 확인하였으며, 이에 대한 결과를 Table 10에 정리하였다. 시험 결과, 결함안전 기능 작동 시간은 최대 40초의 차이를 보이고 있다. 이는 SMA 스프링과 구속 핀 및 구속 핀 하우징의 접촉면적의 차이에 기인한 SMA 스프링 상변화 온도 도달까지의 시간 차이로 판단된다. 이로부터, 균일한 작동시간의 확보를 위하여 해당부분에 대한 추가적인 단열 설계의 필요성을 확인하였다.

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

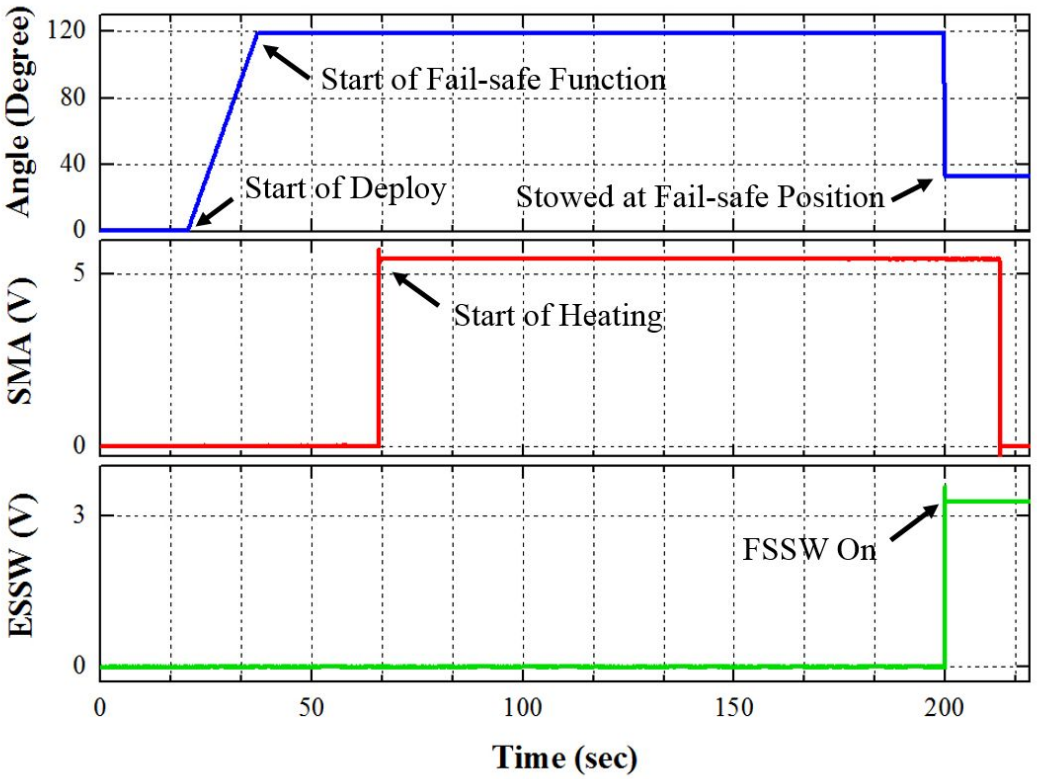


Fig. 22 Time Profiles of Fail-Safe Function Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 10 Fail-Safe Function Test Results Summary

Test No.	Release Time (sec)	FSSW	Stow Angle (Degree)	SMA Spring Input Power (Watt)
1	150	on	31.4	25
2	130	on	31.35	
3	190	on	31.3	

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 장 교정 메커니즘 발사환경 검증시험

우주 발사체는 Fig. 23과 같이 임무 수행을 위한 비행 중 여러 가지 이벤트 및 동적 환경을 경험하게 된다. 이륙(Liftoff), 엔진 연소 종료(Engine Cutoff), 단 분리(Stage Separation), 부스터 분리(Booster Separation), 상부 엔진 점화(Engine Ignition), 페어링 분리(Fairing Separation), 위성 분리(Payload Separation)와 같은 비행 이벤트(Flight Event)를 경험하게 된다. 이러한 이벤트 및 비행 환경에 의해 발생하는 동적 환경은 크게 3가지로 분류할 수 있다. 이륙직후부터 포고(Pogo), 플러터(Flutter) 및 주 엔진 연소 종료(Main Engine Cutoff)에 기인한 100Hz이하의 정현파 진동(Sinusoidal Vibration)가진 환경이 유발된다. 랜덤 진동(Random Vibration)은 발사체의 최대 동압구간에서 발생하는 음향하중 및 공력하중 등의 가진에 의해 주로 발생하며 발사체 구조물을 통하여 위성체와 발사체의 어댑터 구조로 전달된다. 랜덤 진동환경은 위성체 전장품의 구조건전성에 영향을 미친다. 아울러, 파이로 충격은(Pyro Shock) 화약을 이용한 단분리, 페어링 분리, 위성분리 등의 분리 이벤트에서 주로 발생한다. 발사체는 주로 높은 체결력과 축적된 우주 임무 적용 실적을 바탕으로 고신뢰도의 장점을 지니는 폭발식 구속분리장치를 이용하여 구속을 해제하거나 구조물을 절단하는 분리장치를 사용하게 되는데 이 때 화약의 폭발로 인해 구조적으로 매우 큰 천이 진동현상이 유발한다. 이러한 파이로 충격의 특성에 의해 발사체 또는 위성에 장착되는 전자장비 내부 소자의 오작동을 유발시켜 발사체 또는 위성의 임무 수행 실패까지 불러올 수 있다. 따라서, 위성개발단계에서 필수적으로 검증되어야 할 대상이다[22]. 발사 진동 환경에 대한 분류를 Fig. 24에 나타내었다.[23]

위성체의 발사환경시험은 인공위성이 발사체를 통해 궤도에 올려지는 순간의 환경에 대한 검증시험으로, 발사환경에 대하여 위성 구조체 및 탑재체의 구조건전성에 대해 평가하는 것을 목적으로 한다.[24]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

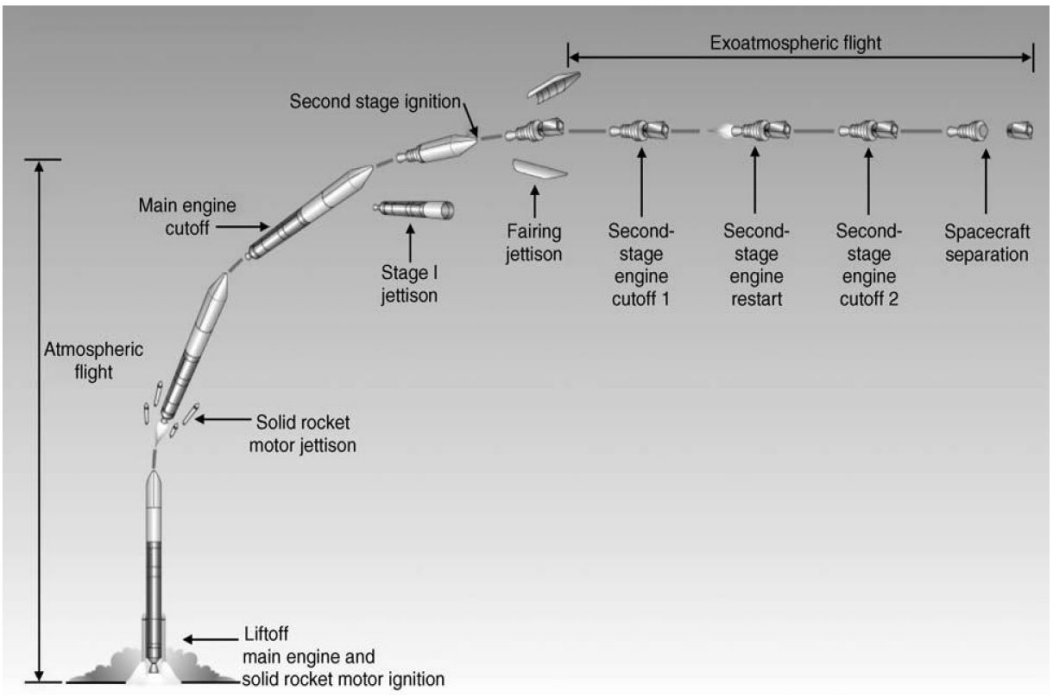


Fig. 23 Launch Vehicle Flight Scenario [22]

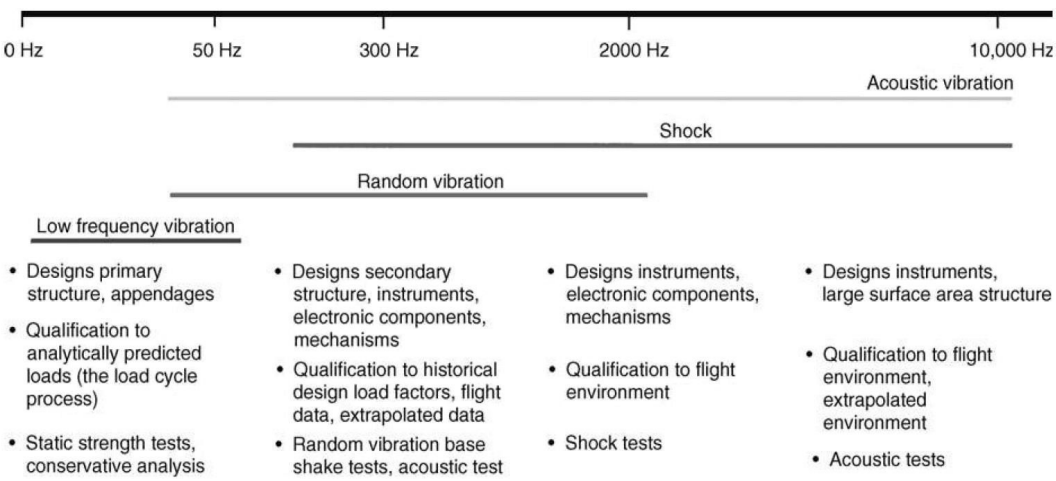


Fig. 24 Ranges of Mechanical Vibration and Design Environments [22]

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 절 시험 구성 및 절차

본 연구에서 제안한 교정 메커니즘의 발사환경에서의 구조건전성 검증을 목적으로 준정적 진동 시험 (Sine-Burst), 랜덤 진동 시험 및 충격시험으로 구성되며, KAIST 인공위성 연구센터의 도움을 받아 진행하였다. 발사환경 검증시험 성공 요구조건으로는 일반적으로 적용되는 기준인 1차 고유진동수의 변화율이 5% 미만 확보를 비롯하여, 육안검사 시 구조물 손상 유무, 진동 시험 후 기능시험 시 정상 작동할 것을 선정하였다. 따라서 1차 고유진동수와 진폭 비교를 위해 진동 시험 전/후 저수준 정현판 진동 시험(Low Level Sine Sweep)을 통해 상기의 성공 요구조건 충족 여부를 판단하고, 시험 후 육안검사 및 기능 시험을 실시하여 메커니즘에 대한 구조 건전성 및 설계 유효성을 검증하였다.[25] Fig. 25는 교정 메커니즘의 발사환경 검증시험 절차를 나타내고 있으며, 시험은 x, y축에 대한 충격 시험 및 각 축에 대한 준정적 진동 시험, 랜덤 진동 시험 순으로 진행된다.

Figure 26, 27에 본 발사환경 검증시험에 사용된 가진기(Shaker)와 충격시험기(Shock Testing Machine)의 형상을 나타내었다. Fig. 26의 가진기는 미국 Ling사의 제품(Model 1216VH Electrodynamic Shaker)이며, 이에 대한 재원을 Table 11에 나타낸다.[26] Fig. 27의 파이로 충격모사 시험 장치는 에어건 타입의 충격 시험기이며, 압축공기로 금속탄환을 공명판에 충돌시켜 파이로 충격을 모사하는 원리로 설계되었다. 본 충격 시험기는 최대 시험체 질량 200kg에 대해 3000g까지 충격을 시험할 수 있으며, 실제 인가 할 수 있는 충격은 시험체의 질량에 의해 결정된다.[27] 이에 대한 재원을 Table 12에 나타낸다. Fig. 28은 발사환경 진동 시험을 위한 가속도계 셋업 형상을 나타내며, 가진기의 제어 및 기준(Reference)을 위한 Ch. 1 가속도계, 교정 메커니즘 베어링 브래킷에 부착된 Ch. 2 가속도계, 모터 브래킷 상단부에 부착된 Ch. 3 가속도계로 구성된다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

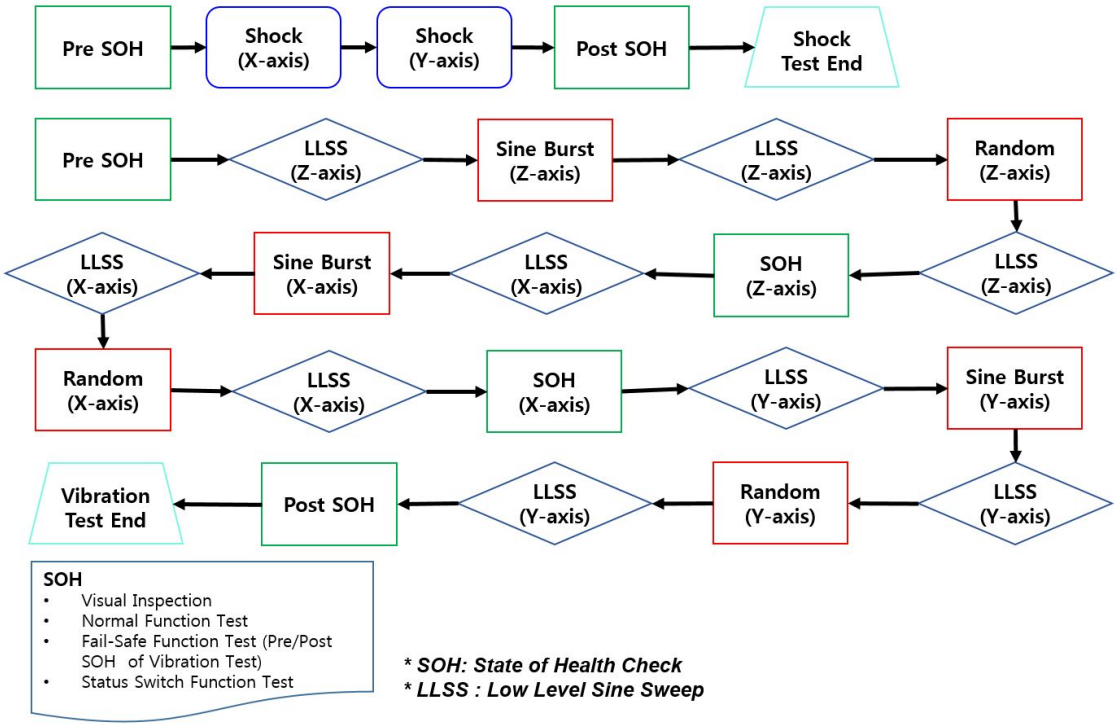


Fig. 25 Launch Environment Verification Test Procedure

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

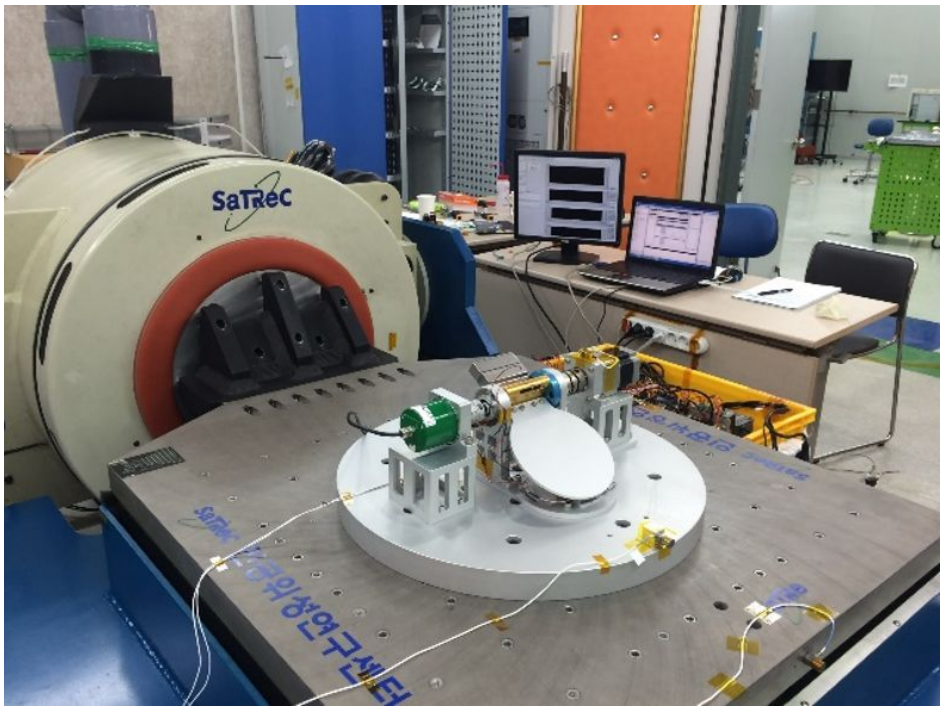


Fig. 26 Configuration of the Shaker [26]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 11 Specification of Shaker [26]

Item	Specification
Name	Model 1216VH Electronics Shaker
Force Rating	- 12,000 lbs. (53.4kN) peak sine - 12,000 lbs. (53.4kN) RMS random - 24,000 lbs. (106.8kN) Shock
Maximum Acceleration	100g sine vector
Displacement	- 1.5 in.p-p(38.1mm) continuous - 2.0 in.p-p(50.89mm) shock - 2.2 in.p-p(55.9mm) between mechanical limits
Maximum Velocity	70 IPS (1.78m/s) bare table as limited by Amplifier voltage
Frequency Range	5~3000 Hz
Fundamental Axial Resonance	2260 Hz (nominal)
Armature Weight	120 lbs. (54.4kg)
Armature Suspension	Half-loop metallic flexures
Axial Stiffness	440 lbs. per inch (77kN/m)
Vertical Load Support	1500 lbs. (680kg) standard
Armature Diameter	17.25 in. (438mm) with 16” bolt pattern
Cooling	Air-cooled by suction-type 20Hp blower; blower to shaker flexible air duct

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

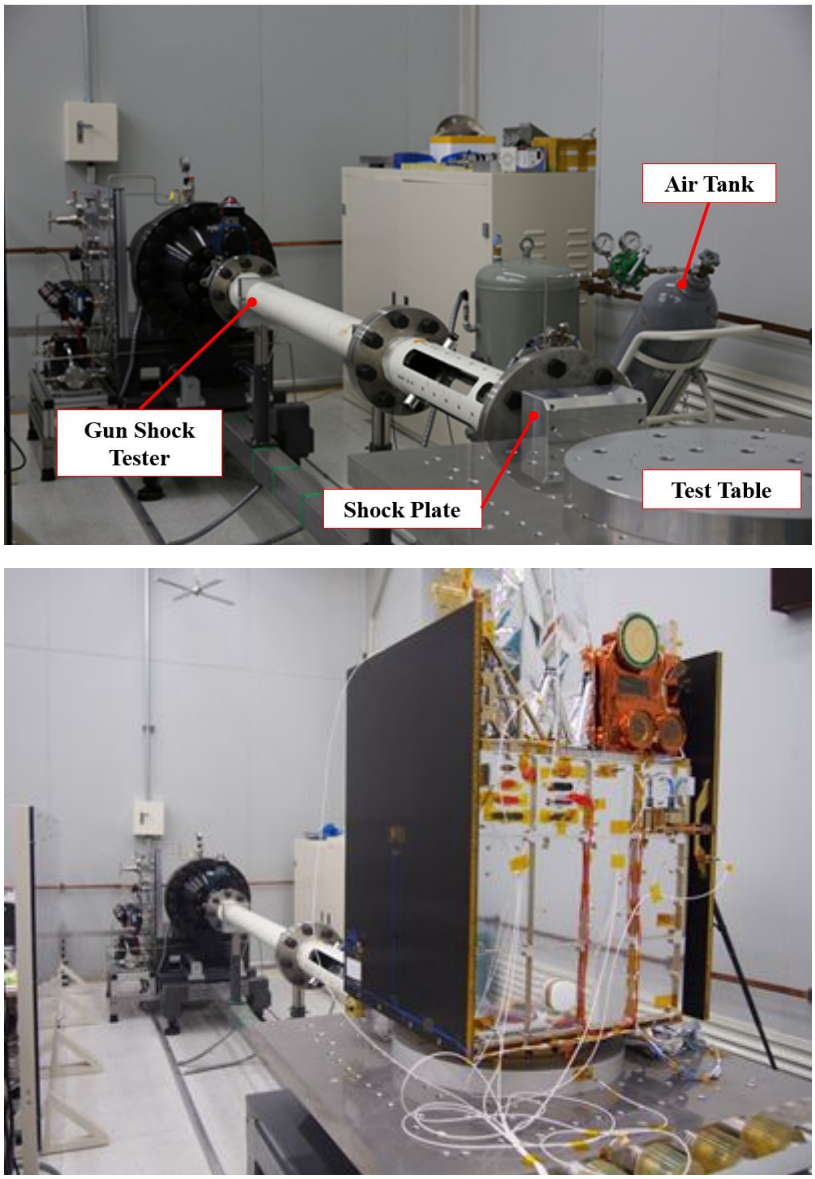


Fig. 27 Configuration of the Shock Testing Machine [27]

Collection @ chosun

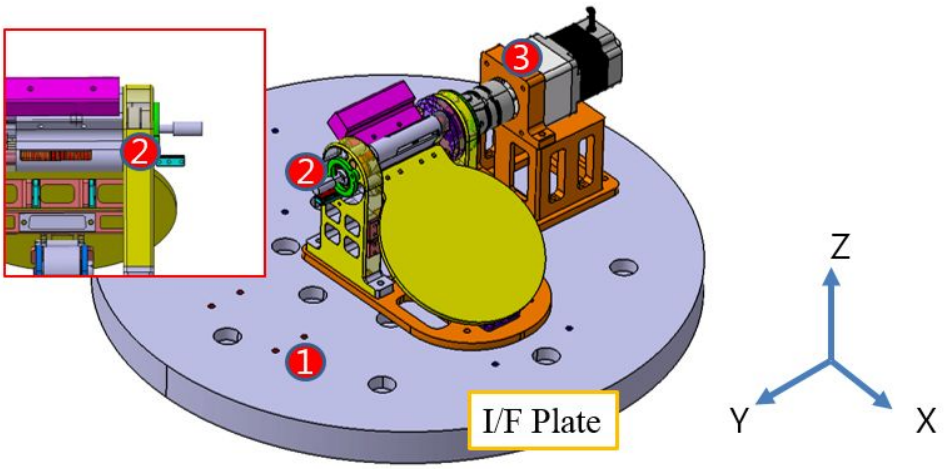
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 12 Specification of Shock Testing Machine [27]

Pneumatic [bar]		Max. 10
Barrel	**Length [m]**	1.7
	Diameter [mm]	88
Bullet	**Weight [kg]**	7.5
	Material	Steel (SS400)
Shock Plate Material		Steel (SS400)

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



Sensor No.	Position	Purpose
1	I/F Plate	The shaker control
2	Side of Bearing Bracket	Calibration Mechanism Response
3	Top of Motor Bracket	Motor Structure Response

Fig. 28 Configuration of the Vibration Test Set-up

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 충격 시험

발사체의 단 분리, 페어링(Fairing) 분리 및 위성 분리 등의 임무 수행을 목적으로 구속분리장치가 적용되고 있다. 일반적으로 높은 체결력과 축적된 우주 임무 적용 실적을 바탕으로 고신뢰도의 장점을 지니는 폭발식 구속분리장치[28]가 사용되고 있다. 폭발식 분리장치의 경우, 구조물을 고정하는 구속 핀을 화약의 폭발력으로 구동되는 핀 절단커터 방식이 적용됨에 따라 분리장치 작동시 높은 충격이 수반된다. 이러한 충격은 10~30msec 가량의 매우 짧은 시간에 발생하지만, 그 크기가 진동보다 상대적으로 크게 발생되어 위성체와 탑재체 등 주요임무장비에 손상을 가져올 위험성이 존재한다. 충격에 의한 임무장비 손상의 예로 주로 릴레이부 파단, 전자칩의 솔더링부 절단, 볼베어링의 접촉면 손상 그리고 광학장비 파단 등과 같이 분리장치 작동 시 수반되는 충격은 주로 취성 소재가 적용된 임무장비 손상의 원인으로 작용한다. 따라서, 실제 충격 환경시험으로부터 구조 건전성을 검증해야한다. 일반적으로 발사체의 충격 환경은 충격 응답 스펙트럼(Shock Response Spectrum, SRS)[29]으로 나타낸다. 충격 응답 스펙트럼은 100-10000Hz 사이에 1/6 옥타브 또는 그 이하의 간격별로 공진 주파수를 지닌 다수의 단일 자유도계에 충격 신호를 인가하여 발생되는 최대 충격 응답치로 나타낸다.[22]

Table 13은 충격시험 규격을 나타내며, 인증시험규격인 SRS(Shock Response Spectrum) Max. 1000g가 교정 메커니즘에 인가되도록 하기 위하여 Fig. 27의 충격시험장비를 이용하여 충격 시험을 실시하였다. 교정 메커니즘의 구조물에 가해지는 충격 가속도를 측정하기 위해 충격 가속도계를 Fig. 29와 같이 배치하였다. 시험은 교정 메커니즘의 x, y 축에 대해서 실시하였으며, Fig. 30은 충격시험으로부터 획득된 SRS 결과로, Matlab 프로그램을 이용하여 산출되었으며 이 때 주파수 간격은 1/6옥타브 밴드(Octave Band)로, Q값은 10을 적용하였다. 축별 인가된 하중의 경우 충격시험에 적용하는 허용범위 ± 6dB를 만족하도록 시험을 수행하였다.

dCollection @ chosun

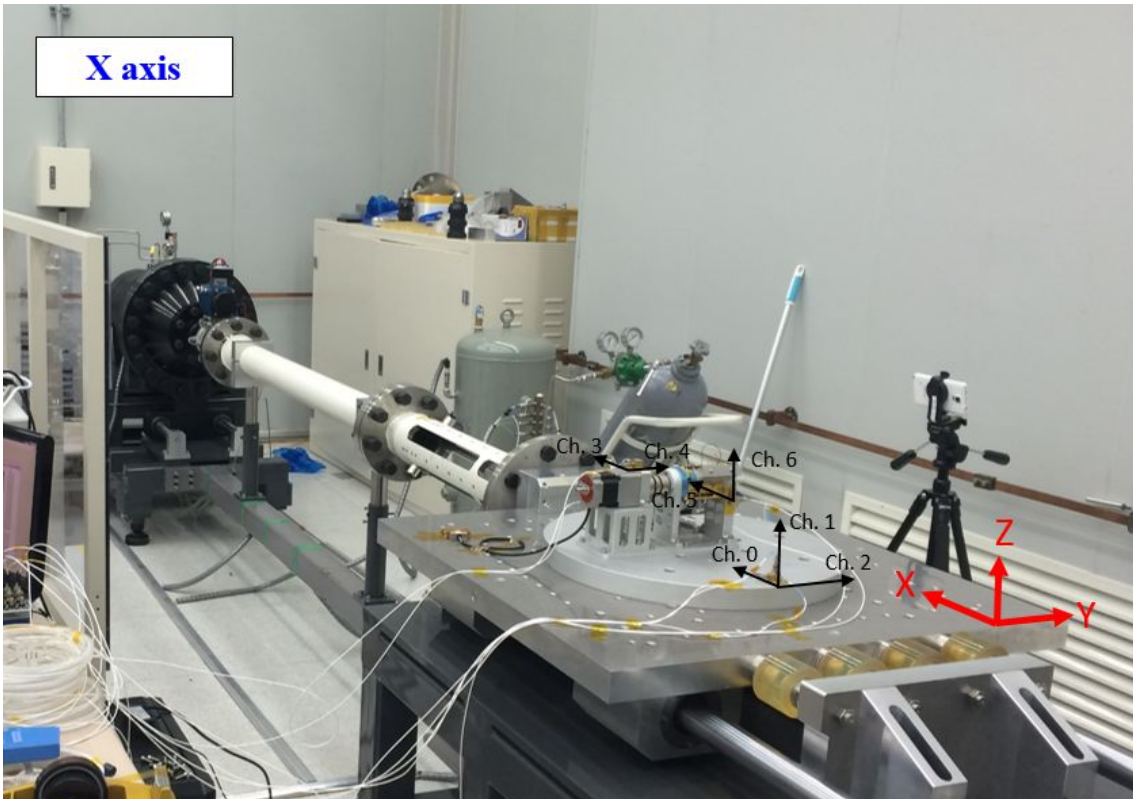
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 13 Shock Test Specification

Description	Frequency (Hz)	Acceleration (g)
Calibration Mechanism	100	20
	1500	1000
	10000	1000

Collection @ chosun

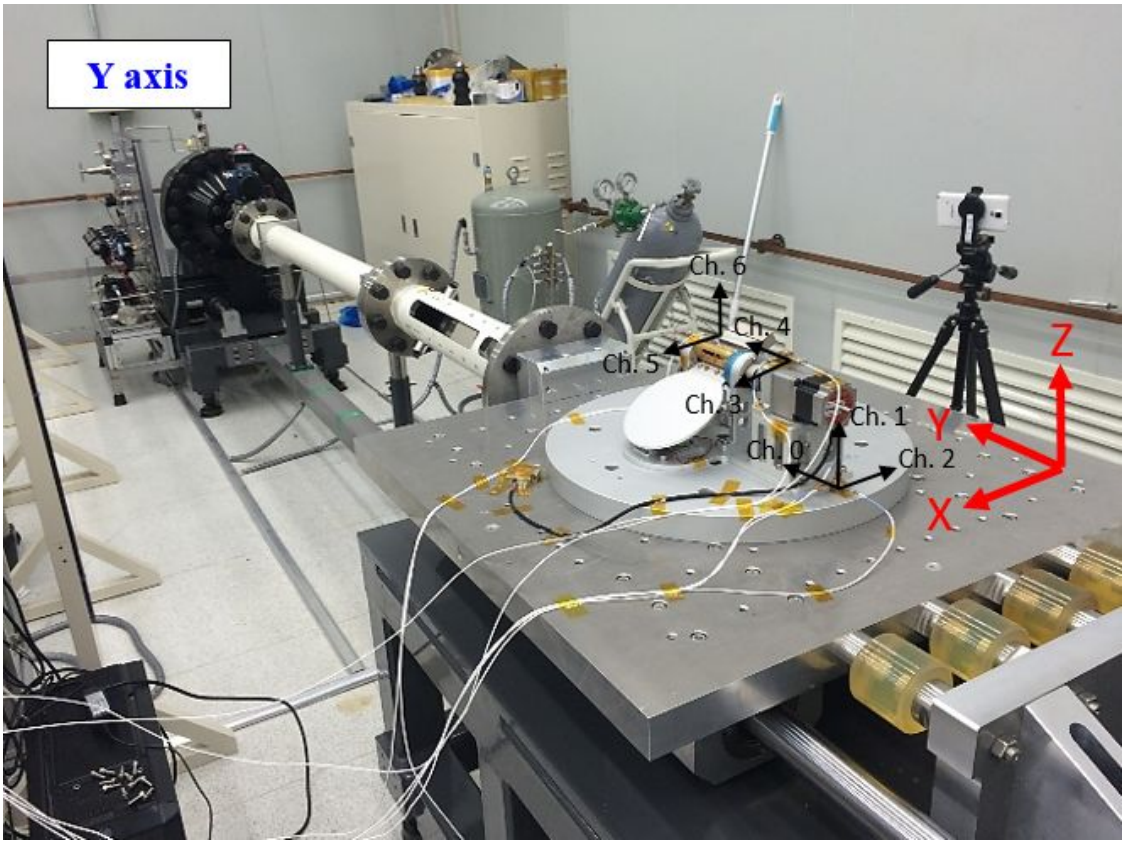
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



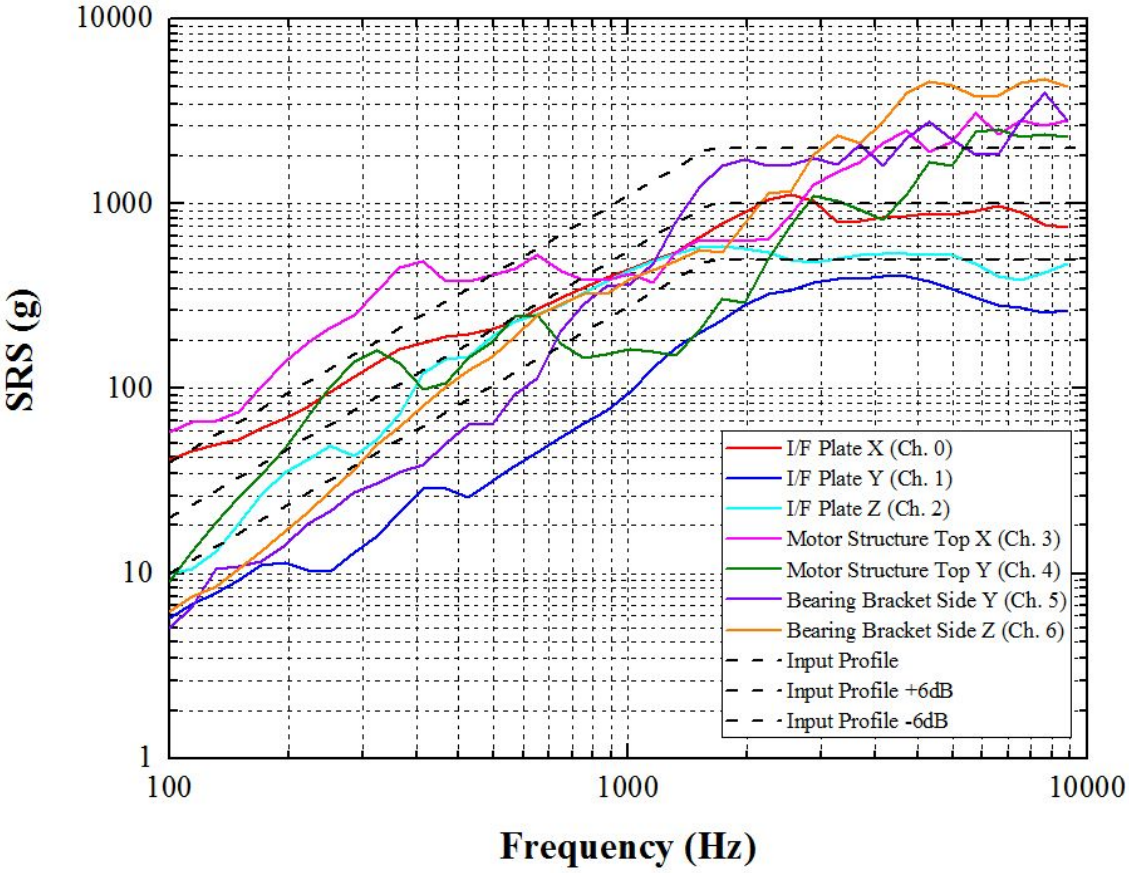
(b)

Fig. 29 Shock Test Set-up

[(a) x-axis, (b) y-axis]

Collection @ chosun

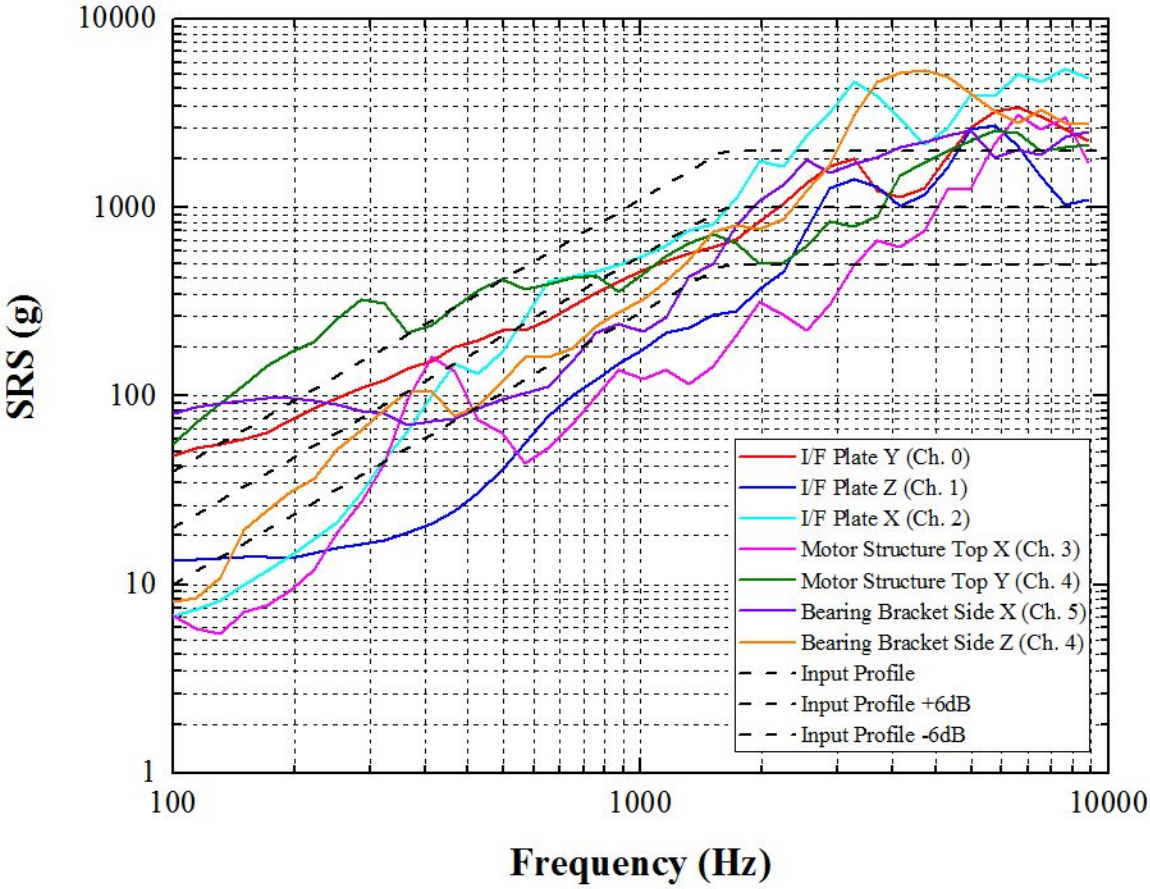
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Fig. 30 Shock Test Results ((a) x-axis (b) y-axis)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 준정적 진동시험

준정적 진동시험은 지상이동 및 발사체의 이륙과 가속 구간에서 위성체로 전달되는 최대 준정적 하중(The Maximum Quasi-static Loads, QSL)을 모사하기 위한 시험이다. 준정적 하중은 정적 하중(Steady-State Static Loads)과 저주파 정현 하중(Low Frequency Sinusoidal Loads)의 결합으로 위성체의 설계 하중(Design Load)을 의미하며, 위성 및 탑재체 설계 검증에 사용되어진다. 아울러, 준정적 하중은 일반적으로 위성체나 탑재체의 전체 메스에 대해 Fig. 31의 Mass Acceleration Curve로부터 도출한다. 준정적 진동시험 모사 방법은 Centrifuge 시험, Rig 시험, Sine-burst 시험, Sine-dwell 시험 등이 있다. GSFC (NASA)에서 개발한 Sine-burst 시험이 대부분의 위성에 사용되며, 입력신호를 정현파의 Tone-burst로 생성하는 방식으로 준정적 하중을 인가하여 Sine-burst 시험이라 불린다. 본 테스트는 Tone-burst 파형으로 기저 가진(base-driven excitation)을 수행하고, 위성 구조체 또는 탑재체의 구조 건전성을 파악하는 시험이다.[30]

설계 단계에서 Mass Acceleration Curve로부터 교정 메커니즘에 해당하는 설계 하중(40g)을 도출하였으며, 이를 토대로 Sine-Burst 시험을 수행하였다. 각 축에 대하여 40g 인가를 위해 7cycle의 Ramp up/down을 수행하였으며, Table 14에 시험 규격을 정리하였다. Figure 32는 각 축에 대한 시험 결과를 나타낸다. Fig. 32 (a)에 나타낸 z 축의 경우, 인가 하중에 대해서 정상적인 응답이 도출되고 있으나, x 축의 베어링 구조체와 y 축의 모터 구조체의 응답이 시프트 되는 것을 확인 할 수 있다. 이는 본 메커니즘이 회전 구동 방향인 z 축에 대해서는 구속 핀을 통한 지지가 이루어지고 있는 반면, x, y 축에 대해서는 구속 조건이 포함되지 않기 때문에 기본 구조 베이스와 부딪치는 현상으로부터 상기의 결과가 도출된 것으로 판단된다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

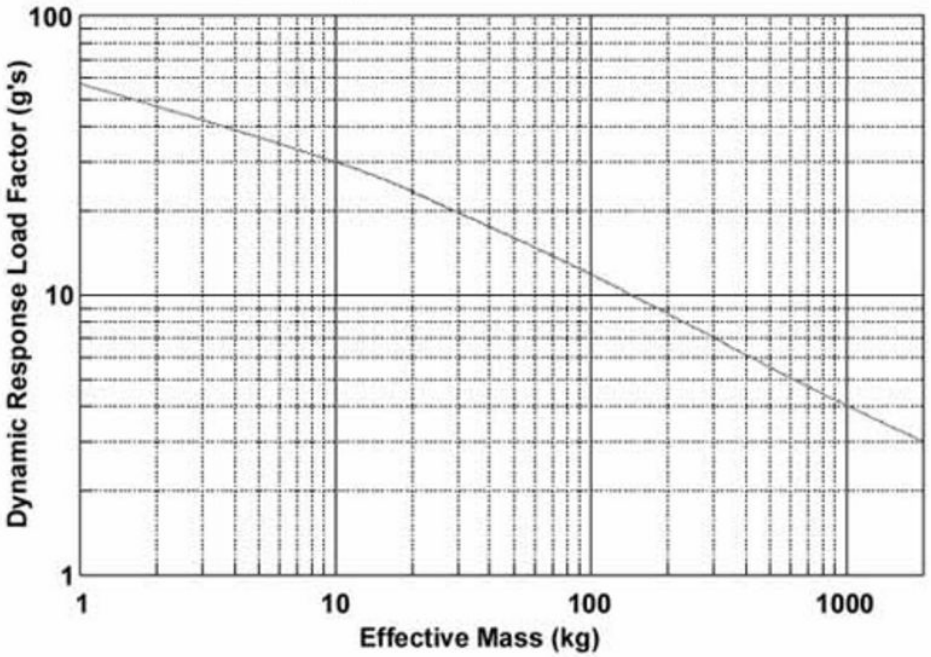


Fig. 31 Typical Mass Acceleration Curve [30]

dCollection @ chosun

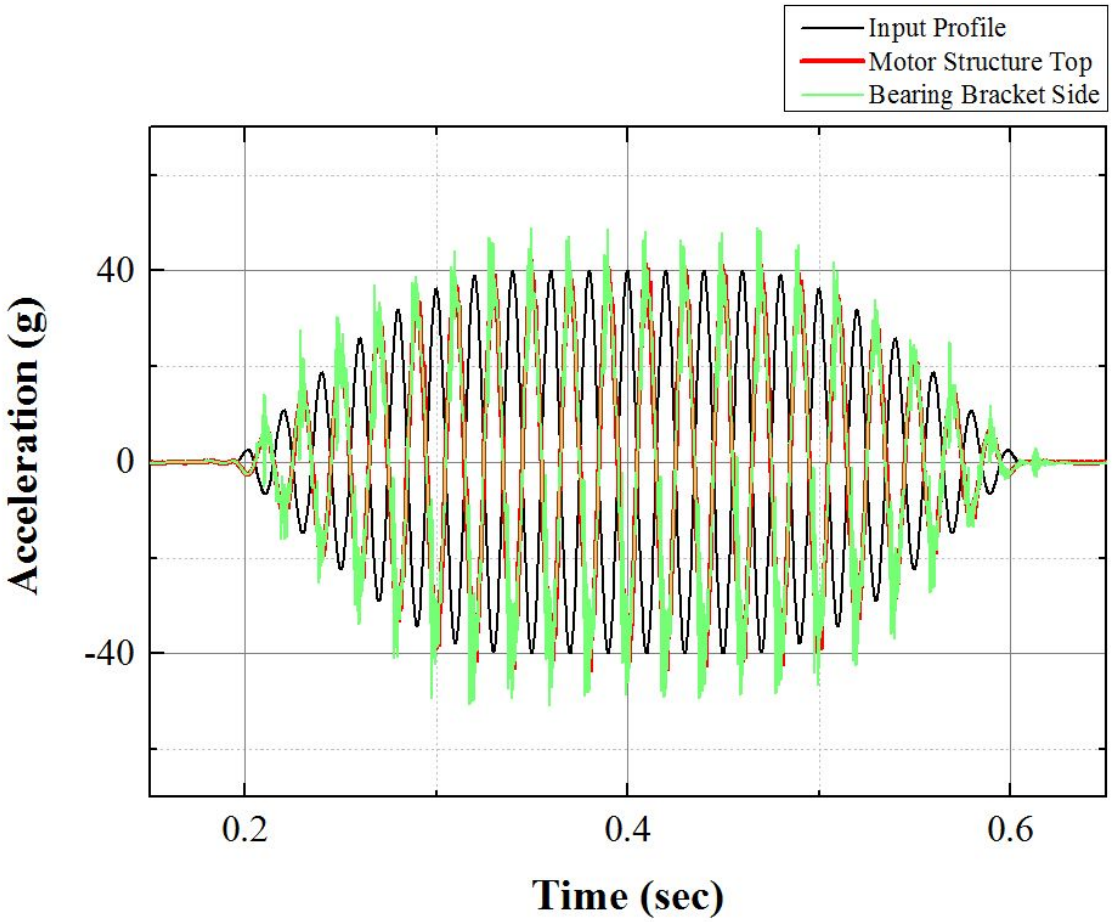
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 14 Sine-Burst Test Specification

Amplitude (g)	**Sweep**
40	Ramp up/down: 7 cycle Full level: 6 cycle

dCollection @ chosun

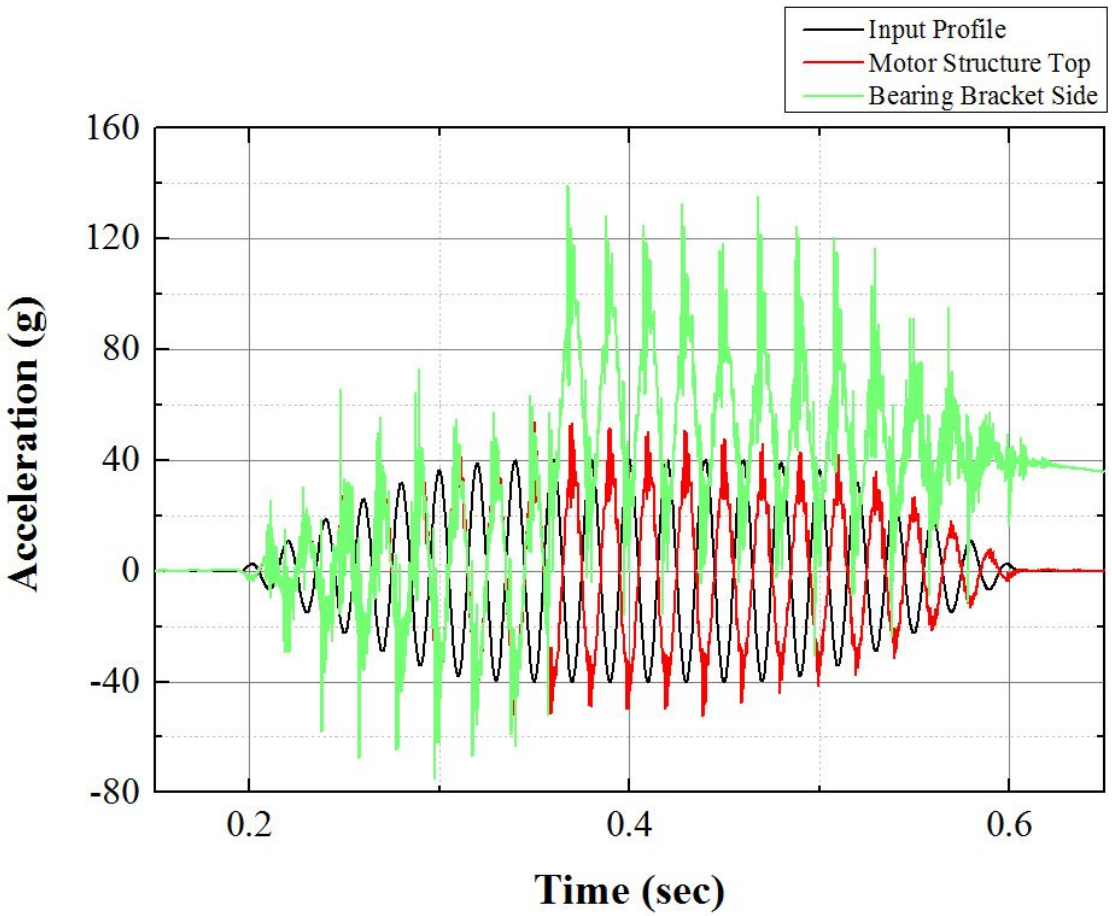
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

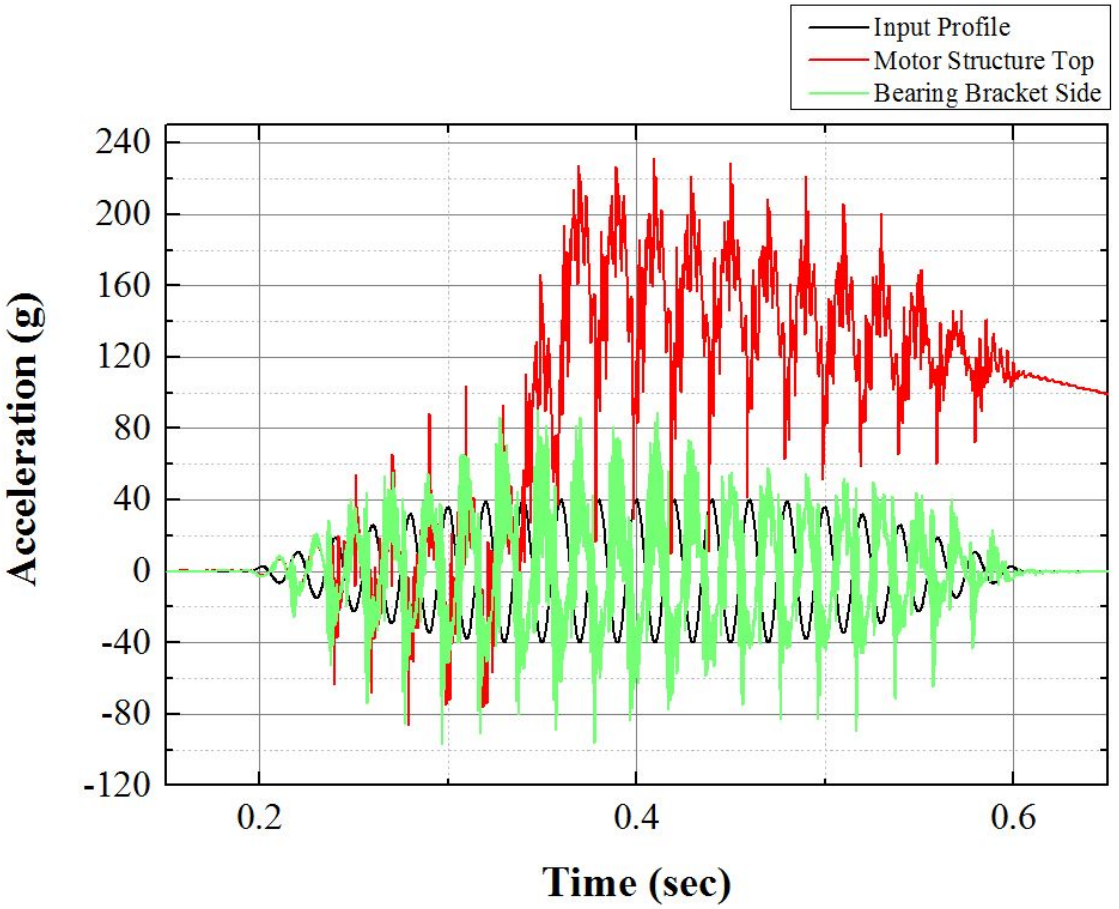
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(c)

Fig. 32 Sine-Burst Test Results ((a) z-axis, (b) x-axis, (c) y-axis)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 절 랜덤 진동 시험

랜덤 진동환경은 발사체 연소 시 발생하는 음압, 발사체의 분리 및 외부의 공력소음이 원인이 되어 발생된다. 따라서, 랜덤 진동시험은 위성의 고주파 진동과 고에너지음향장 및 소음에 대한 신뢰성 검증을 위한 시험이며, 발사과정에서 위성체에 유도된 진동환경에서 각 부품이 기계적/전기적으로 성능이 저하되지 않고 유지할 수 있는지를 확인하기 위한 목적을 지닌다. 랜덤 진동시험은 위성 개발 모델에 따라 인증 수준(Qualification Level) 또는 수락 수준(Acceptance Level)로 시험을 수행한다. 랜덤 진동시험은 시험 전/후에 저수준 정현파 진동시험을 실시하여 고유진동수를 도출하고, 랜덤 진동시험 전/후의 고유진동수 변화를 비교함으로써 구조체에 물리적 변화가 있는지를 분석한다. 일반적으로 랜덤 진동시험 전/후의 고유 진동수 변화값은 5%이내일 때 구조체 강성에 대한 변화가 없다고 판단한다. 본 교정 메커니즘의 랜덤 진동시험은 수락시험 규격인 12.44grms이며, 3축에 대하여 랜덤 진동시험을 수행하였으며, Table 15에 랜덤 진동시험의 규격을 나타내었다. Fig. 33은 랜덤 진동시험의 결과를 나타낸다.

dCollection @ chosun

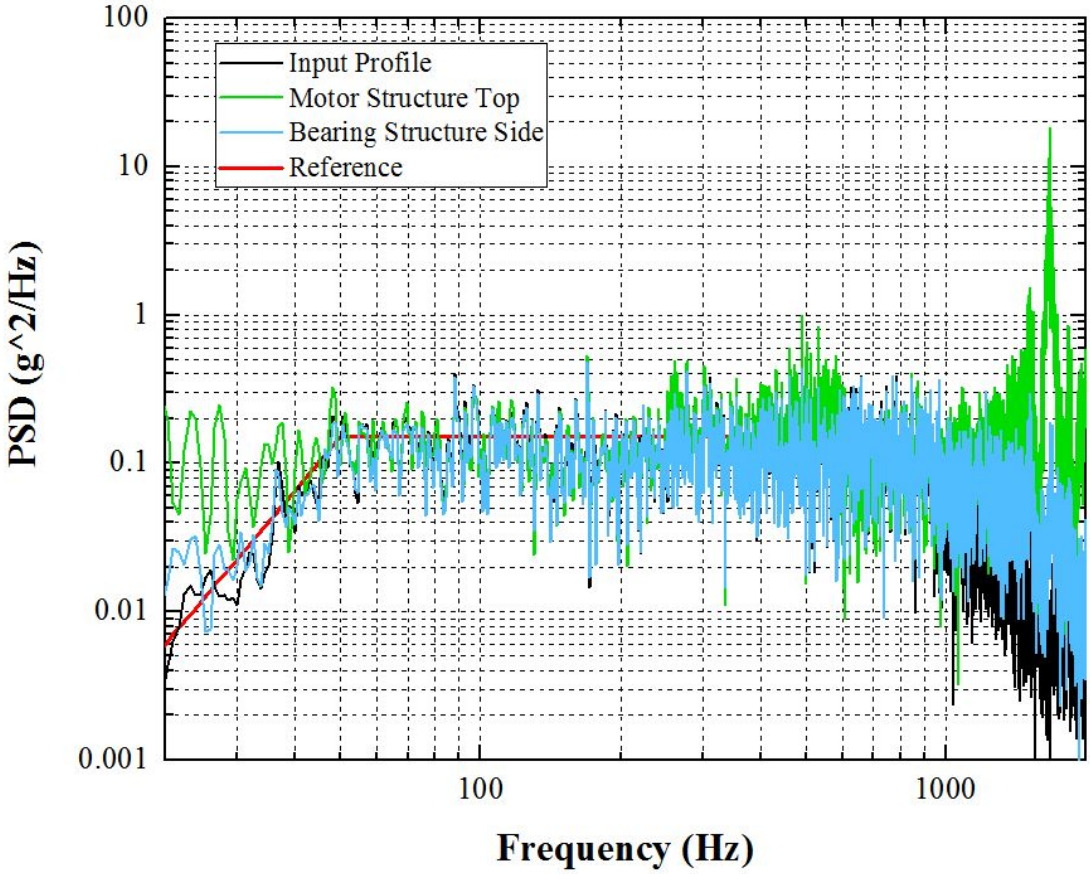
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 15 Random Vibration Test Specification

Frequency (Hz)	**PSD (g^2/Hz)**	**Overall Grms**	**Duration**
20	0.005	12.44	1 min
50	0.150		
800	0.150		
2000	0.005		

dCollection @ chosun

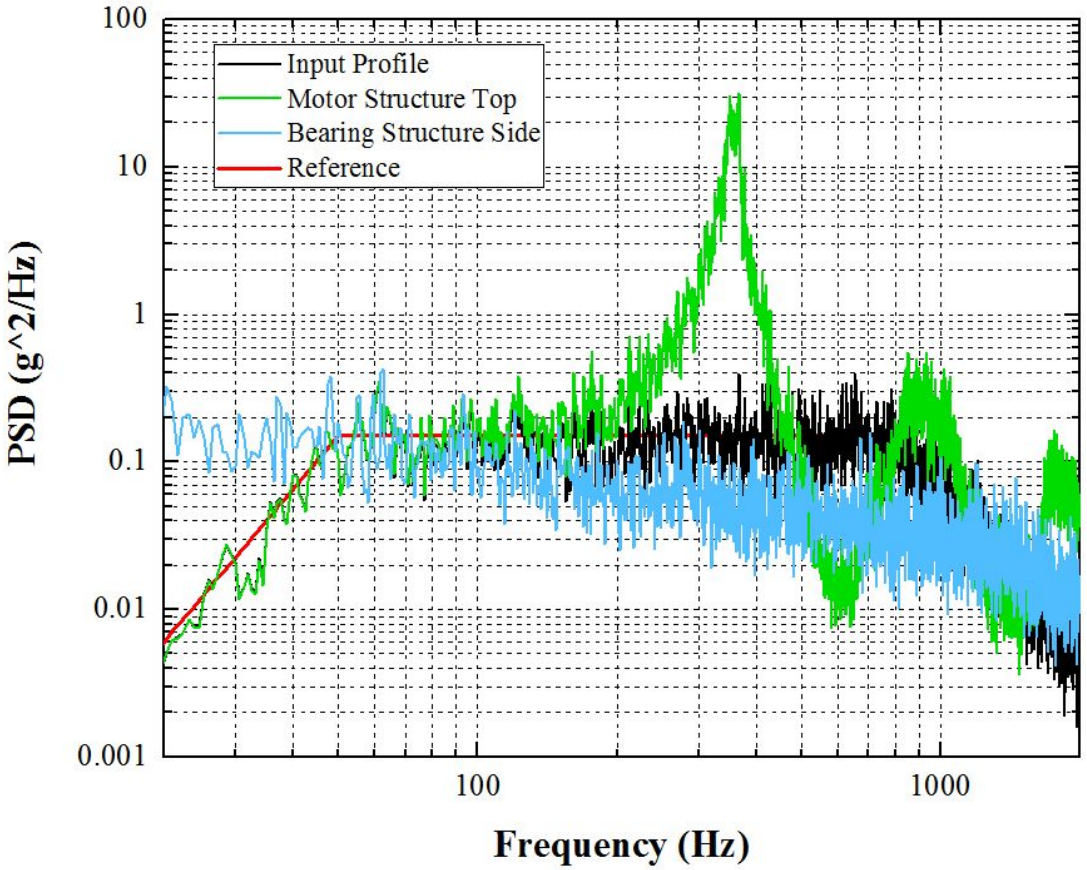
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

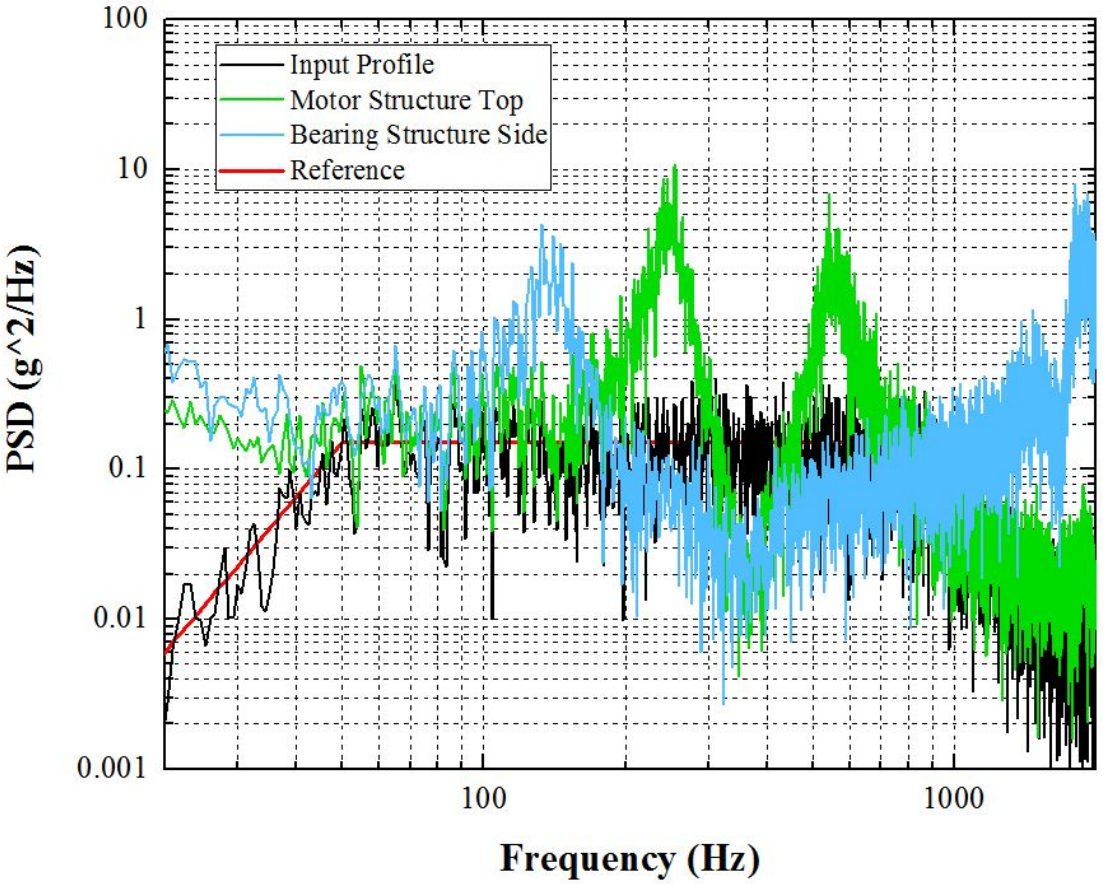
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(c)

Fig. 33 Random Vibration Test Results ((a) z-axis, (b) x-axis, (c) y-axis)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

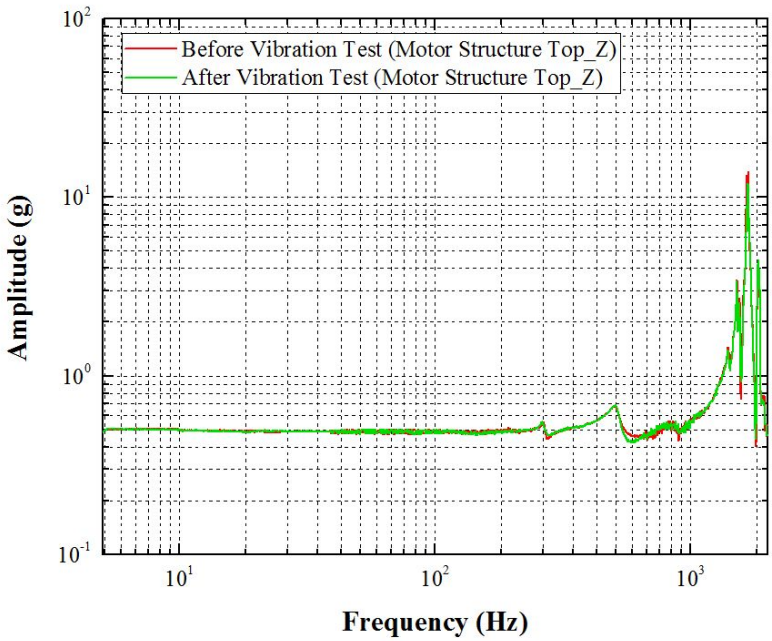
제 5 절 시험 결과

본 교정 메커니즘 발사환경 검증시험의 성공 요구조건은 1차 고유진동수의 변화율이 5% 미만 일 것, 육안검사 시 손상이 없을 것 그리고 진동 시험 후 기능시험 시 정상 작동할 것이다. 이를 위해 시험 절차에 나타낸 바와 같이 진동 시험 전/후 저수준 정현파 진동시험(Low Level Sine Sweep, LLSS)을 수행하였으며, 시험 단계마다 기능시험을 실시하여 설계의 유효성을 검증하였다. Fig. 34, 35, 36에 진동시험 전과 진동시험 최종 종료 후 도출된 각 축의 LLSS 시험 결과를 나타내었으며, 전체 결과를 Table 16에 정리하였다. 시험 결과, z 축에 대하여 1차 고유진동수 변화율이 5% 미만임을 확인하였으나, x 축 및 y축 결과에서 5% 이상의 변화율이 관찰됨을 확인하였다. 이는 준정적 시험 결과로부터 확인할 수 있듯, 본 메커니즘이 회전 구동 방향인 z 축에 대해서는 구속 핀을 통한 지지가 이루어지고 있는 반면, x, y 축에 대해서는 구속 조건이 포함되지 않기 때문에 상기의 결과가 도출된 것으로 판단된다.

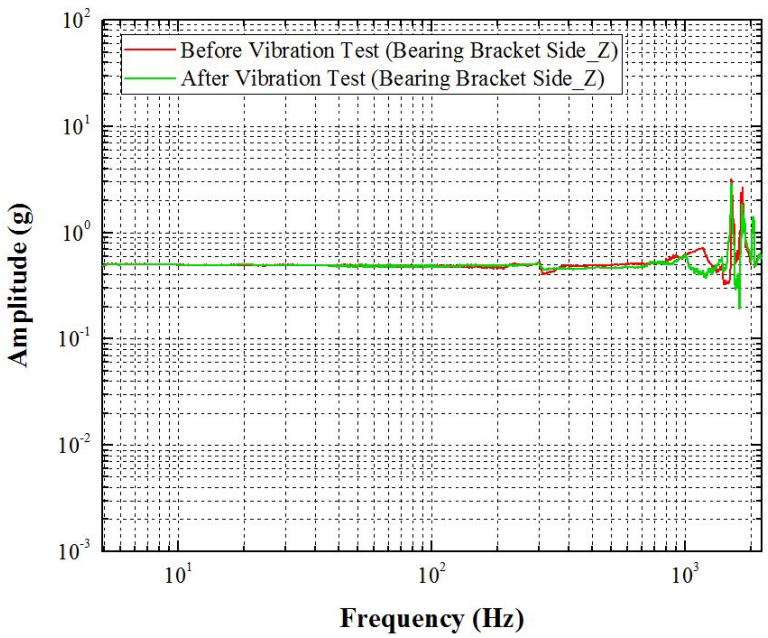
Figure 37 (a), (b)는 발사환경 진동시험 단계에서 수행한 교정 메커니즘의 수납 모드(Stow Mode), 전개 모드(Deploy Mode) 기능시험 형상을 각각 나타내며, 수납 모드에서 구속 핀 해제 직후, 전개 모드와 수납 모드를 총 7cycle 반복 수행하여 기능 검증을 수행하였다. Fig. 38은 7cycle 반복 수행된 교정 메커니즘의 전개각 및 수납각 획득 결과를 나타내고 있다. Fig. 38 (a)의 전개각은 118±0.22°내에 위치하여, 교정 모드의 목표 각도(118±0.35°)에 만족함을 확인하였으며, Fig. 38 (b)의 수납각은 1.5±0.04°내에 위치하여, 비교정 모드의 목표 각도(1.5±0.35°)를 만족한다. Fig. 39는 발사환경 진동시험 종료 후 수행한 결함 안전기능 시험 수행 형상을 나타내고 있으며, 구동부의 구동 각도, SMA 스프링을 전압 인가 신호, 결함안전 상태 확인 스위치(FSSW) 신호를 획득하였다. 초기 수납 모드에서 전개 모드로 전개가 이루어진 후, 메커니즘의 모터가 불능 상태가 되었다고 가정하여 시험을 진행하였으며, SMA 스프링에 요구 전력(25 Watt)을 인가하여 결함 안전기능을 수행하였다. 전력 인가 후, 결함안전 상태 확인 스위치의 수납 신호를 획득하여 메커니즘 임무전개부가 강제 수납됨을 확인하였으며, 수납된 최종 각도는 32.75°로 주광경로 확보를 위한 수납 모드의 최소 수납 조건(< 35°)에 만족하였다. 결함안전 모드 기능시험은 진동 시험 전/후 실시하여 정상 구현됨을 확인하였으며, 이에 대한 결과를 Table 17에 정리하였다. 상기 기능시험 결과로부터 본 메커니즘이 설계 의도대로 정상구현 가능함을 입증하였다.

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

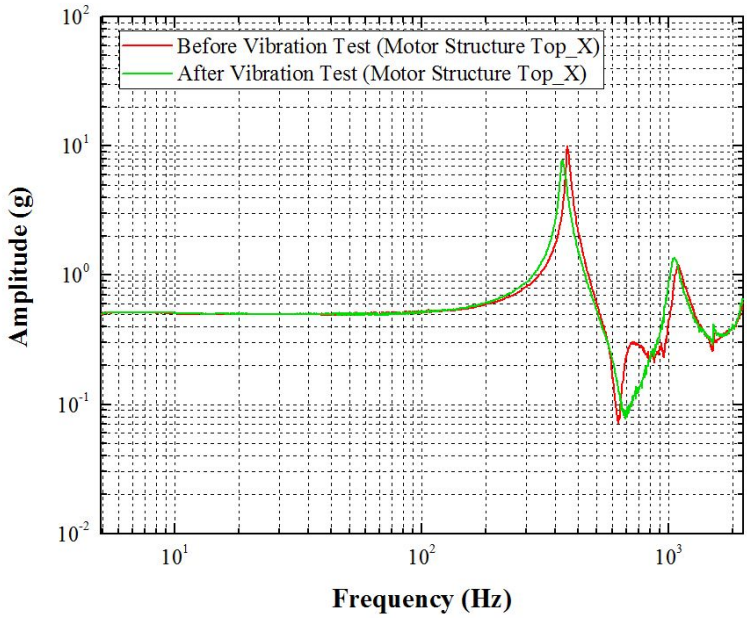


(b)

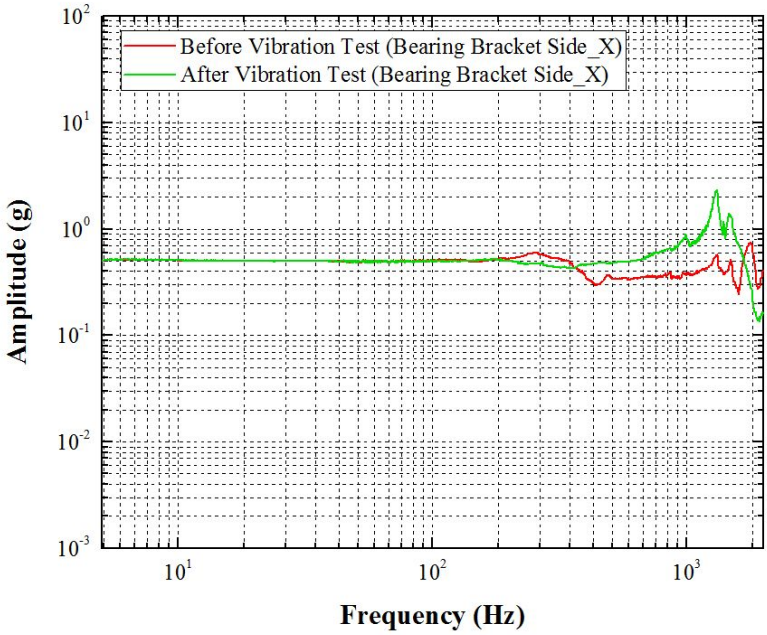
Fig. 34 Frequency Responses of the Calibration Mechanism under z-axis [(a) Motor Structure Top, (b) Bearing Bracket Side]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

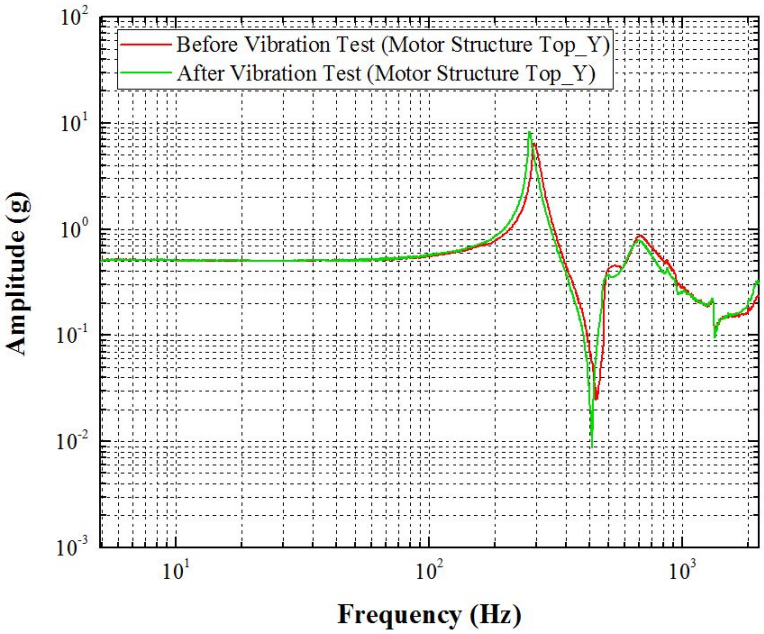


(b)

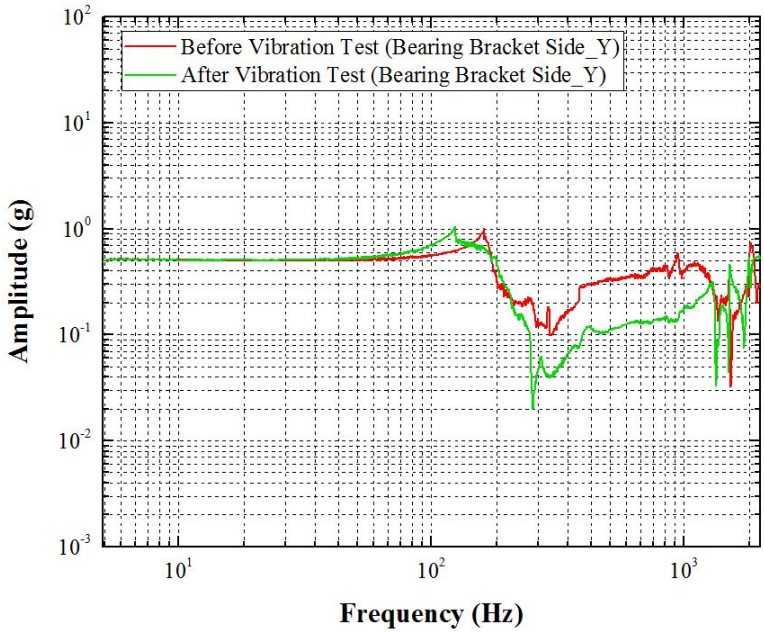
Fig. 35 Frequency Responses of the Calibration Mechanism under x-axis [(a) Motor Structure Top, (b) Bearing Bracket Side]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)



(b)

Fig. 36 Frequency Responses of the Calibration Mechanism under y-axis [(a) Motor Structure Top, (b) Bearing Bracket Side]

Collection @ chosun

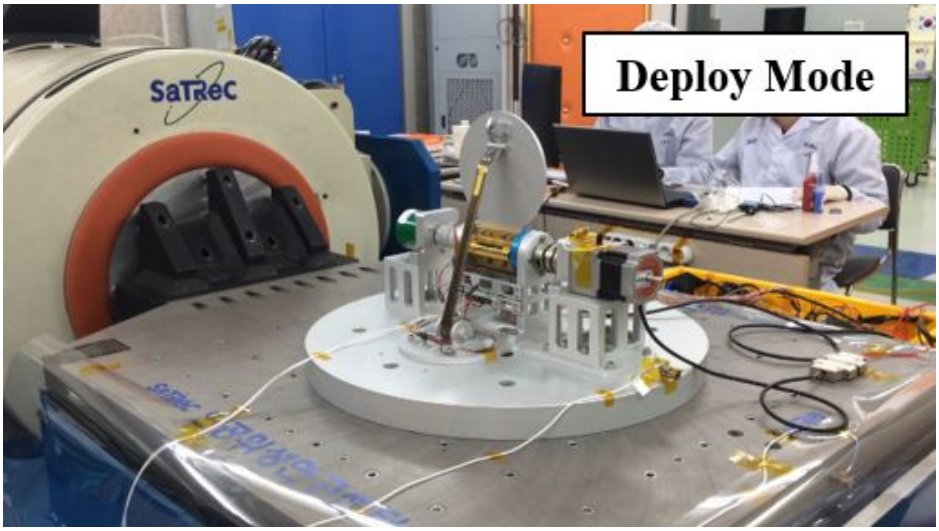
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 16 Vibration Test Results Summary

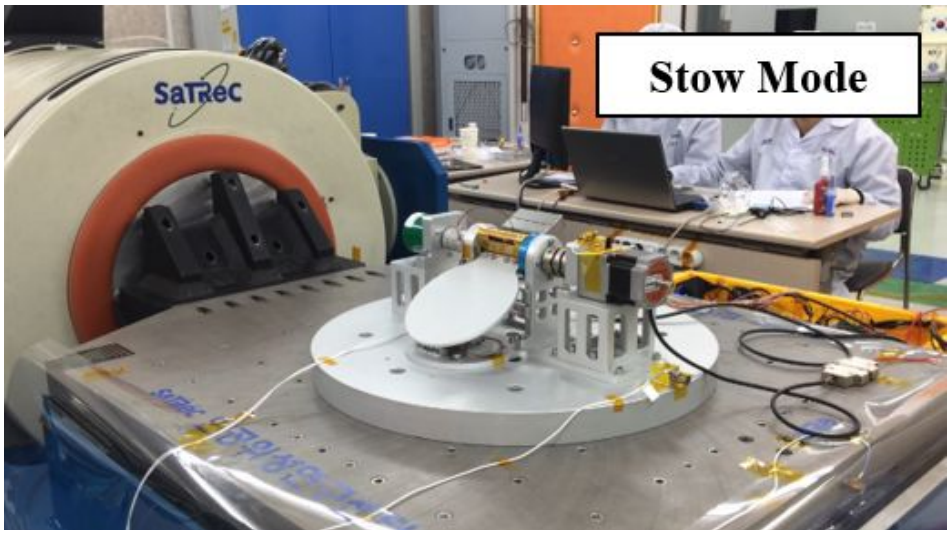
Axis	Position	Natural Frequency (Hz)		Difference (%)
		Before	After	
Z	Motor Structure Top	1655.9	1680.9	1.45
	Bearing Bracket Side	1522.6	1518.0	0.30
X	Motor Structure Top	388.2	368.9	5.23
	Bearing Bracket Side	1316.7	1320.6	0.29
Y	Motor Structure Top	256.7	248.4	3.34
	Bearing Bracket Side	161.8	123.5	31.01

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)



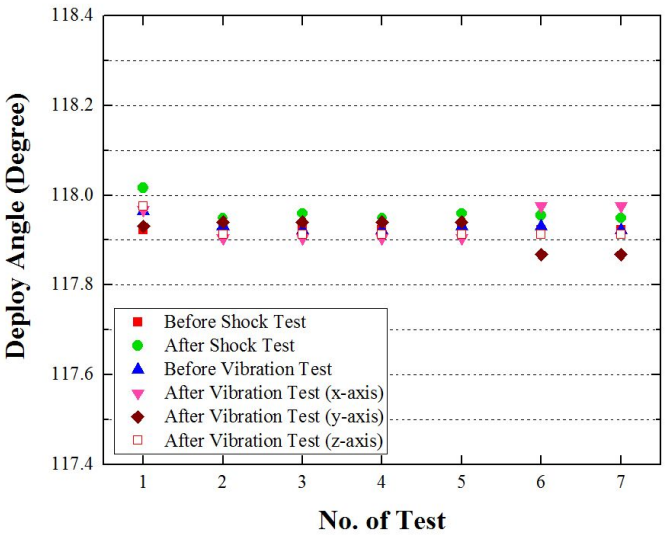
(b)

Fig. 37 Calibration Mechanism Function Test

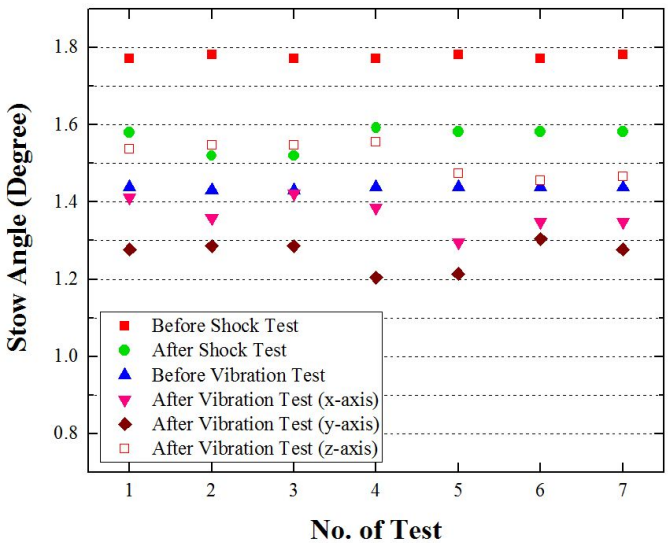
[(a) Deploy Mode, (b) Stow Mode]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

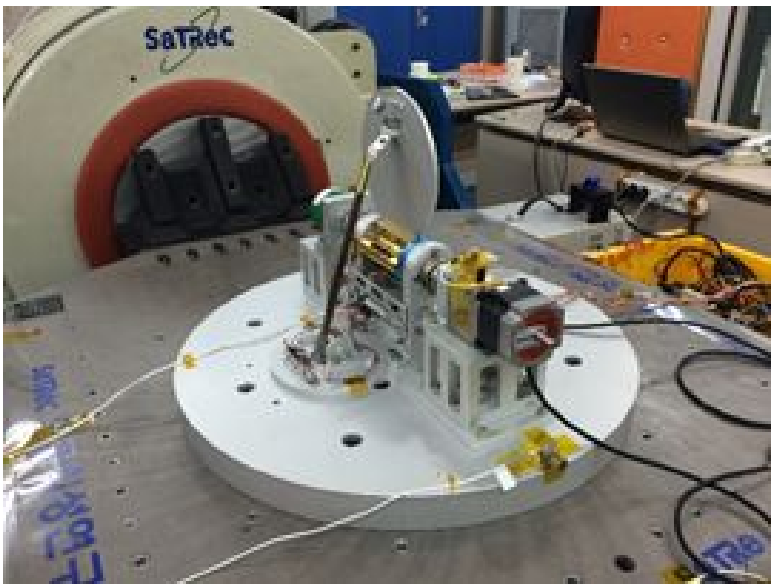


(b)

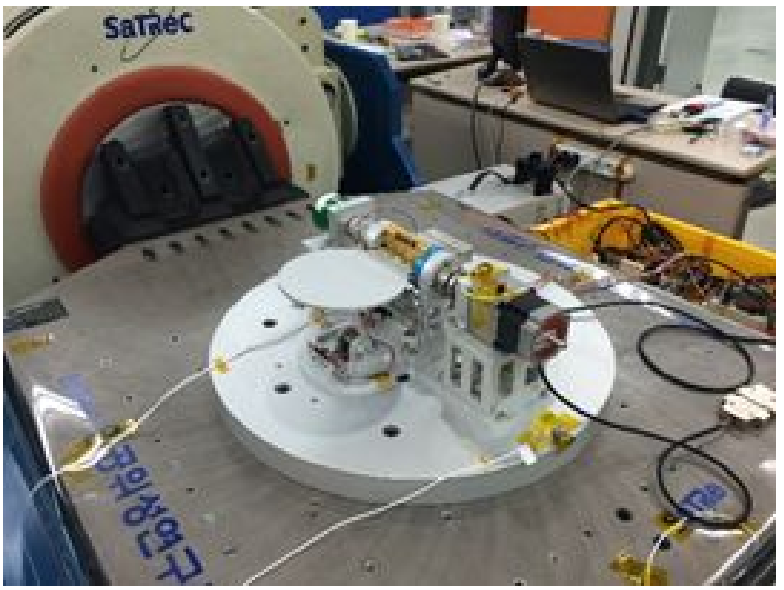
Fig. 38 Test Results for Angle Measurement during Normal Mode Operation [(a) Deploy Angle, (b) Stow Angle]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)



(b)

Fig. 39 Calibration Mechanism Fail-Safe Function Test

[(a) Before Fail-Safe, (b) After Fail-Safe]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 17 Fail-Safe Function Test Results in Vibration Test

Test	Release Time (sec)	Status Switch	Stow Angle (Degree)	SMA Spring Input Power
Before Vib. Test	134	on	32.45	25 W
After Vib. Test	200	on	32.75	

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 5 장 결 론

본 연구에서는 형상기억합금(Shape Memory Alloy) 스프링 액추에이터 및 스테핑 모터로 구성되는 구속 핀 메커니즘을 이용하여, 단일장치로 발사환경에서의 구조건전성 확보, 영상센서 보정을 위한 전개/수납 및 결함안전 기능이 가능한 새로운 타입의 교정 메커니즘을 제안하였다. 이를 구현하기 위하여 메커니즘 구동에 요구되는 토크 버짓을 기반으로 메커니즘 설계를 진행하였다. 설계된 교정 메커니즘의 기능 검증을 목적으로 기능 모델을 제작하였으며, 이를 토대로 기능 검증시험을 수행하였다. 기능 시험은 본 메커니즘의 임무 목적에 따라 발사 구속 해제 및 전개/수납 시험을 비롯하여, 결함 안전 기능시험을 반복적으로 수행하였으며 설계 의도대로 기능 확보가 가능함을 확인하였다. 기능 검증이 완료된 메커니즘의 발사환경에서의 구조건전성 및 정상 기능 여부를 확인하게 위하여, 발사 환경 검증시험을 실시하였다. 발사환경 검증시험은 충격 시험, 준정적 진동시험, 랜덤 시험을 실시하였다. 아울러, 각 시험 전/후 메커니즘 기능시험을 실시하여 본 메커니즘의 설계 유효성을 입증하였으며, 진동 시험시 각 단계별 저수준 정현파 진동시험을 수행하여 고유진동수 변화 비교를 통하여 메커니즘 구조체에 물리적 변화가 있는지를 분석하였다. 고유진동수 변화 비교 결과, 회전방향에 대해 구속력이 부가된 축에 대해서는 발사환경 검증 요구조건에 만족함을 확인하였으나, 그 외의 축에서는 요구조건에 다소 만족하지 못하는 결과가 관찰되었다. 회전방향을 제외하고 베어링으로만 지지되어 있기 때문에 발생하는 현상으로 판단된다. 아울러, 진동 시험 단계별 기능 검증시험 수행으로부터 모든 시험에서 정상적인 기능 수행이 가능함을 확인하여 본 메커니즘의 설계 유효성을 입증하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【참 고 문 헌】

1) B. Guenther, et al., “MODIS Calibration: A Brief Review of the Strategy for the At-Launch Calibration Approach”, *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology 13,* 1995, pp. 274~285.

2) K. W. Jin, et al., “Research Trend of Calibration Methods on the Satellite Visible and Infrared Sensors”, *Current Industrical and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 7, No. 1, 2009, pp. 89~96.

3) S. M. Shin, “Black Body Design and Verification for Non-Uniformity Correction of Imaging Sensor and Uncertainty Analysis”, *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences,* Vol. 41, No. 3, 2013, pp. 240~245.

4) F. Olschewski, et al., "The In-flight Blackbody Calibration System for the GLORIA Interferometer on Board an Airborne Research Platform", *Atmospheric Measurement Techniques,* Vol. 6 No. 11, 2013, pp. 3067~3082.

5) S. Y. Lee, et al., “Thermal Performance Analysis of Vacuum Variable-temperature Blackbody System”, *Infrared Physics & Technology 64* 2014, pp. 97~102.

6) H. U. Oh, et al., “Spaceborne Tilt Mirror Mechanism and Application of Shape Memory Alloy Actuator to Implement Fail-safe Function in Emergency Mode”, *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 55, No. 6, 2012, pp. 373~378.

7) J. Suchman, et al., "MIRO Calibration Switch Mechanism", *The 35th Aerospace Mechanisms Symposium,* 2001, pp. 179~184.

8) www.tiniaerospace.com

9) J. Ma, et al., “Characteristics Analysis and Testing of SMA Spring Actuator”, *Advances in Materials Science and Engineering 2013,* 2013, pp. 1~7.

10) S. Degeratu, et al., “On the Design of a Shape Memory Alloy Spring Actuator using Thermal Analysis. *WSEAS transactions on systems*, Vol. 7, No. 10, 2008, pp. 1006~1015.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

11) M. V. Gandhi and B. S. Thompson, “Smart Materials and Structures”, *Springer Science & Business Media*, London, 1992.
12) T. W. Duering, et al., “Engineering Aspects of Shape Memory Alloys” *Butterworth-Heinemann*, 2013.
13) H. Funakubo, et al., “Shape Memory Alloys”, *Gordon and Breach*, 1987.
14) T. Waram, “Actuator Design Using Shape Memory Alloys”, *Hamilton*, 1993.
15) www.saesgetters.com
16) W. Huang, et al., “Shape Memory Alloy Actuator for Deployable Structure”, *Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Engineering*, Vol. 386, 1996, pp. 53~61.
17) H. J. Park, et al., “Non-explosive Separation Device Including Redundant Function”, *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences,* Vol. 37, No. 5, pp. 457~463.
18) European Cooperation for Space Standardization, “Space Engineering Mechanisms”, *ESA Requirements and Standards Division*, 2009, ECSS-E-ST-33-01C.
19) www.autonics.co.kr
20) www.ntn-snr.com
21) www.Honeywell.com
22) H. K. Jeong, “Development of Stiffness Tunable Mesh Isolator Based on Shape Memory Alloy”, *Unpublished Doctoral Dissertation*, KAIST, 2013.
23) A. M. Kabe and L. R. Kendall, "Launch Vehicle Operational Environments", *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, 2010.
24) T. S. Jang, et al., Vibration Acceptance Testing for STSAT-2 Proto-Flight Model, *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2006 spring conference,* 2006, pp. 871~875.
25) S. E. Jang, et al., “Structural Design and Verification of MEMS Solid Thruster for CubeSat Application”, *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences,* Vol. 43, No. 5, 2015, pp. 432~439.
26) www.ling-electronics.com
27) T. H. Seong, et al., “Development of Shock Test Measurement/Analysis

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Program for NEXTSat-1", *Journal of The Society for Aerospace System Engineering*, Vol. 10, No. 2, 2016, pp. 34~40.

28) L. J. Berment and M. L. Schimmel, "A Manual for Pyrotechnic Design, Development and Qualification", *NASA TM 110172*, 1995.

29) J. E. Alexander, "Shock Response Spectrum - A Primer", *Sound and Vibration*, Vol. 43, No. 6, 2009, pp.6-16.

30) J. Wijker, "Spacecraft Structures", *Springer*, 2008.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【연 구 실 적】

1. 국제학술지 게재논문

1) Hyun-Ung Oh, Myeong-Jae Lee, "Development of a Non-explosive Segmented Nut-type Holding and Release Mechanism for Cube Satellite Applications", Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 58, No. 1, pp.1-6, 2015. (SCI)

2) Myeong-Jae Lee, Yong-Geun Lee, Hyun-Ung Oh, "Performance Evaluation of Hinge Driving Separation Nut-type Holding and Releasing Mechanism Triggered by Nichrome Burn Wire", International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 16, No. 4, pp.602-613, 2016. (SCIE)

2. 국내학술지 게재논문

1) 이명재, 정현모, 오현웅, "복수구조 전개 및 발사체 분리직후 시스템 자동운용을 위한 큐브위성의 메커니즘 설계", 항공우주시스템공학회지, 제 7권, 제 3호, pp.20-25, 2013.

2) 오현웅, 이명재, "큐브위성 적용을 위한 분리너트형 비폭발식 구속분리장치 인증모델의 성능검증", 한국항공우주학회지, 제 41권, 제 10호, pp.827-832, 2013.

3) 권성철, 정현모, 하헌우, 한성현, 이명재, 전수현, 박태용, 강수진, 채봉건, 장수은, 오현웅, 한상혁, 최기혁, "우주기반기술 검증용 극초소형 위성 STEP Cube Lab.의 시스템 개념설계", 한국항공우주학회지, 제 42권, 제 5호, pp.430-436, 2014.

4) 오현웅, 이명재, "큐브위성용 힌지 구동형 분리너트식 구속분리장치의 실험적 성능검증", 한국항공우주학회지, 제 42권, 제 6호, pp.529-534, 2014.

5) 이명재, 한제헌, 오현웅, "형상기억합금 메쉬 와셔를 이용한 우주용 냉각기 진동절연기의 충격저감 성능검증", 한국소음진동공학회논문집, 제 42권, 제 7호, pp.517-524, 2014.

6) 전수현, 이재경, 정새한솔, 이명재, 오현웅, "저 회전강성 진동 절연기에 의한 X-밴드 안테나의 고각방향 미소진동 절연 효과 검증", 한국소음진동공학회논문집, 제 25권, 제 4호, pp. 238-246, 2015.

7) 이명재, 이용근, 강석주, 오현웅, "열선분리방식을 이용한 힌지구동형 구속분리장치 비행모델의 발사 및 궤도환경 검증시험", 한국항공우주학회지, 제 44권, 제 3호, pp. 274-280, 2016.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

8) 이명재, 박태용, 강수진, 장수은, 오현웅, “발사체 분리과정모사 및 단계별 영상획득이 가능한 교육용 물로켓 CULV-1 개발 및 비행시험”, 항공우주시스템공학회지, 제 10권, 제 2호, pp. 14-21, 2016.

3. 국제학술대회 발표논문

1) Su-Hyeon Jeon, Seong-Cheol Kwon, Sae-Han-Sol Jeong, Myeong-Jae Lee, Hyun-Ung Oh, “Demonstration of the Micro-vibration Isolation Performance of the X-band Antenna by Low-rotational-stiffness Isolator”, 2015 The 8th Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science, Jeju Island, Korea, 2015.

2) Myeong-Jae Lee, Tae-Gyu Kim, Hyun-Ung Oh, “Spaceborne Calibration Mechanism for Dual Function of Launch Locking and Fail-Safe”, AJSAE 2016 (Asian Joint Symposium on Aerospace Engineering 2016), Jeju Island, Korea, 2016.

3) Myeong-Jae Lee, Tae-Gyu Kim, Mun-Shin Jo, Hyun-Ung Oh, “New Application of Shape Memory Alloy Spring Actuator to Calibration Mechanism with Dual-function of Launch Locking and Fail-safe”, 67th International Astronautical Congress(IAC), Guadalajara, Mexico, 2016.

4. 국내학술대회 발표논문

1) 이명재, 정현모, 오현웅, “큐브위성 복수구조 전개 및 P-POD 분리직후 시스템 자동운용을 위한 메커니즘 설계”, 항공우주시스템공학회 2013 춘계학술대회, 무주, 2013.

2) 정현모, 권성철, 이명재, 전수현, 박태용, 강수진, 차진영, 오현웅, “극초소형위성 TRANSCUBER의 시스템 개념설계”, 항공우주시스템공학회 2013 춘계학술대회, 무주, 2013.

3) 권성철, 하헌우, 정현모, 한성현, 이명재, 전수현, 김영욱, 박태용, 강수진, 차진영, 장수은, 채봉건, 오현웅, “우주기반기술 검증용 STEP Cube Lab.의 시스템 설계”, 항공우주시스템공학회 2013 춘계학술대회, 무주, 2013.

4) 권성철, 정현모, 하헌우, 한성현, 전수현, 이명재, 김영욱, 강수진, 박태용, 차진영, 채봉건, 장수은, 오현웅, “우주기초기술의 궤도검증을 위한 STEP Cube Lab.의 시스템 개념설계”, 항공우주시스템공학회 2013 추계학술대회, 경주, 2013.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

5) 정현모, 한성현, 이명재, 박태용, 오현웅, “큐브위성 STEP Cube Lab.의 우주기술 검증용 탑재체”, 한국우주과학회 2014 춘계학술대회, 부여, 2014.

6) 이명재, 유창목, 오현웅, “열선절단형 분리방식의 유효성 검증”, 항공우주시스템공학회 2014 춘계학술대회, 제주, 2014.

7) 이명재, 이용근, 강석주, 오현웅, “열선절단형 분리너트식 구속분리장치의 궤도검증을 위한 비행모델 개발”, 한국소음진동공학회 2014 추계학술대회, 목포, 2014.

8) 장수은, 전수현, 권성철, 이명재, 한성현, 박태용, 장태성, 오현웅, “Payload Level Launch Environment Verification Test of STEP Cube Lab.”, 한국우주과학회 2014 추계학술대회, 제주, 2014.

9) 정현모, 권성철, 하헌우, 전수현, 이명재, 강수진, 박태용, 장수은, 채봉건, 전영현, 한성현, 전성용, 오현웅, “큐브위성 STEP Cube Lab.의 비행모델 개발”, 한국우주과학회 2015 춘계학술대회, 강원, 2015.

10) 채봉건, 권성철, 전수현, 이명재, 한성현, 정현모, 강수진, 장수은, 오현웅, “A Series of Parocedure for Developing Flight Model of STEP Cube Lab.” 한국우주과학회 2015 추계학술대회, 경주, 2015.

11) 이명재, 조문신, 이용근, 강석주, 김태규, 오현웅, “발사환경구속 및 결함안전기능이 가능한 MEMS 기반 흑체 구동 메커니즘 설계”, 항공우주시스템공학회 2015 추계학술대회, 무주, 2015.

12) 이명재, 김태규, 조문신, 오현웅, “위성 영상센서 출력특성 교정용 MEMS 기반 다기능 흑체 구동 메커니즘 EM 설계 및 실험적 성능검증”, 한국항공우주학회 2015 추계학술대회, 제주, 2015.

13) 강수진, 권성철, 이명재, 박태용, 채봉건, 장수은, 오현웅, 한상혁, “우주핵심기술의 궤도검증을 위한 STEP Cube Lab.의 비행모델 개발 및 일련과정”, 한국항공우주학회 2016 춘계학술대회, 강원, 2016.

5. 국내 특허

출 원

1) 오현웅, 이명재, 정현모, “분리너트형 비폭발식 구속분리장치 (10-2013-0108729)”, 특허청

2) 오현웅, 이명재, 정현모, 전수현, 채봉건, “전방향 구속이 가능한 위성용 열선절단방식 힌지구동형 무충격 구속분리장치 (10-2015-0096038)”, 특허청

3) 오현웅, 김태규, 이명재, “발사환경구속 및 결함안전기능이 구비된 교정 메커니즘

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

(10-2016-0031358)", 특허청

등 록

1) 오현웅, 이명재, 정현모, "분리너트형 비폭발식 구속분리장치 (10-1445499)", 특허청

6. 수 상

1) 이명재, 권성철, 전수현, 정현모, "2013 제1회 항공우주학회 학부생 논문 경진대회 준우수상", 2012, 한국항공우주학회

2) 권성철, 하헌우, 정현모, 한성현, 이명재, 박태용, 강수진, 전수현, 차진영, 채봉건, 장수은, 오현웅, "2013 큐브위성 경연 대회 최종 3팀 선정", 2013, 미래창조과학부/항공우주연구원

3) 정현모, 권성철, 이명재, 전수현, 박태용, 강수진, 차진영, 오현웅, "2013 항공우주시스템공학회 춘계학술대회 우수 발표 논문상", 2013, 항공우주시스템공학회

4) 권성철, 하헌우, 정현모, 한성현, 전수현, 강수진, 이명재, 박태용, 차진영, 장수은, 채봉건, "2013 창업 아이디어 공모전 우수상", 2013, 조선대학교

5) 이명재, 정현모, 전수현, 채봉건, "2014 제2회 조선대학교 대학(원)생 발생(특허) 경진대회 은상", 2014, 조선대학교

6) 이명재, 박태용, 강수진, 장수은, "2014 조선대학교 캡스톤 디자인 경진대회 우수상", 2015, 조선대학교

7) 이명재, " 학업 성적 우수상", 2015, 조선대학교

8) 이명재, 박태용, 강수진, 장수은, "2015 제3회 항공우주학회 학부생 논문 경진대회 준우수상", 2015, 한국항공우주학회

9) 이명재, 김태규, 오현웅, "2015 제3회 조선대학교 대학(원)생 발생(특허) 경진대회 은상", 2015, 조선대학교

10) 전수현, 이재경, 정새한솔, 이명재, 오현웅, "제26회 과학기술 우수논문상 수상", 2016, 한국과학기술단체총연합회

11) 권성철, 이명재, "KAI 항공우주논문상 우수상", 2016, 한국항공우주산업(주)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【감사의 글】

2012년 9월 우주기술융합연구실 학부연구생을 시작하여, 어느덧 석사 졸업논문의 마지막 장을 적고 있습니다. 5년이란 시간동안 참 많은 일들이 있었고, 그러한 일들만큼 시간도 빠르게 지나간 것 같습니다. 무엇보다 5년이란 시간동안 아무것도 모르는 저희들을 지도해주셨던 오현웅 교수님께 너무도 많은 빚을 진거 같아 감사하다는 말조차도 부족한 것 같습니다. 학문적인 부분뿐만 아니라 사람으로서의 도리와 인생을 살아가야 할 방법까지 열정적으로 지도해주신 교수님. 교수님이 계셔서 제가 포기하지 않고 이 자리에 있을 수 있습니다. 교수님께서 보여주신 자세와 정신을 항상 마음에 담고 살아가겠습니다. 교수님께 진 빚은 평생 갚아나가도록 하겠습니다. 진심으로 존경하고 감사드립니다.

그리고 저를 믿고 따라와 주었던 우주기술융합연구실 팀원들에게 감사의 말을 전하고 싶습니다. 모두가 있었기에 제가 타지에서도 연구에만 집중할 수 있었고, 많은 도움을 받았습니다. 이젠 제가 떠나게 되어 걱정이 앞서는 것도 사실이지만, 남아 있는 팀원들이 이 실험실을 잘 이끌어 갈 거라 믿습니다. 도울 일이 있다면 언제든 돕겠습니다. 현모, 헌우, 성철이, 수현이, 수진이, 태용이, 봉건이, 영현이 모두 저의 소중한 인연들이고 평생 함께했으면 합니다. 새롭게 들어온 연혁이, 재섭이, 정기, 수현이, 혜인이에게도 응원의 마음 전합니다. 아울러, 본 연구 테마를 진행할 수 있도록 연구비를 지원해 주신 김태규 교수님, 메커니즘을 성심성의껏 제작해주신 대광정밀 조윤영 사장님, 메커니즘 진동시험을 성심껏 지원해주신 장태성 박사님, 김상균 박사님, 이상윤 연구원님께 감사드립니다. 또한, 큐브위성 프로젝트에 많은 도움을 주신 한상혁 박사님, X-밴드 안테나 미소진동 연구 및 전장품 설계/해석의 기회 및 도움을 주신 광주과기원의 김용훈 교수님, 김태홍 박사님, 정진미 팀장님, 정새한솔 형, 재경이, CAS500 전장품 해석의 기회 제공 및 도움을 주신 한화 시스템 이용근 전문님, 조문신 전문님, 임인옥 전문님, 강석주 전문님, 김현수 전문님께 감사드립니다. 항상 응원의 말을 전해준 친구 종환이, 상준이, 길현이, 종석이, 한솔이, 의정이, 유경이, 대한이에게 고맙다고 말하고 싶고, 아끼는 동생인 동진이, 영욱이, 성용이, 성현이에게도 응원의 마음 전합니다. 아울러, 석사 학위 심사를 위해 바쁘신 와중에도 귀한 시간을 내주신 김재수 교수님과 김태규 교수님께 감사드립니다.

그리고 특별히 저의 소울메이트 SJ에게 감사의 말 전하고 싶습니다. 개인적으로 힘든 시기도 있었고 포기할 뻔한 순간도 있었지만, 항상 옆에 있어주었기에 의지할 수 있었고 그 힘으로 이겨낼 수 있었습니다. 6년이란 시간동안 참 많이 행복했습니다. 이제는 서로 다른 공간에서 지낼 수 밖에 없지만 언젠가 다시 한 공간에서 만날 수 있기를 소망합니다. 마지막으로 석사과정까지 아낌없이 응원하고 지원해 주신 아버지, 어머니께 감사의 마음을 전하며, 이 은혜는 평생 갚아나가도록 하겠습니다. 마지막으로 한정된 지면을 통해 일일이 언급하지 못했지만 그동안 저를 아끼고 사랑해주신 모든 분들께 다시 한 번 감사의 인사를 드립니다.

2016. 12. 8

이 명 재

Collection @ chosun