



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](#)

2022년 02월

석사학위 논문

대형 구조물 전개장치용 초탄성  
형상기억합금 기반 고댐핑 적층형  
테이프 스프링 힌지의 기능 검증에  
관한 연구

조선대학교 대학원

스마트 이동체 융합 시스템 공학부

고 지 성

대형 구조물 전개장치용 초탄성  
형상기억합금 기반 고댐핑 적층형  
테이프 스프링 힌지의 기능 검증에  
관한 연구

- A Study on Experimental Validation of Deployable Tape  
Spring Hinge combined with Superelastic Shape Memory  
Alloy -

2021년 02월 25일

조선대학교 대학원

스 마 트 이 동 체 용 합 시 스 템 공 학 부  
고 지 성

대형 구조물 전개장치용 초탄성  
형상기억합금 기반 고댐핑 적층형  
테이프 스프링 힌지의 기능 검증에  
관한 연구

지도교수 오 현 웅

이 논문을 공학 석사학위 신청 논문으로 제출함.

2021년 10월

조선대학교 대학원

스마트 이동체 융합 시스템 공학부

고 지 성

## 고지성의 석사학위논문을 인준함

위원장	조선대학교	교수	<u>안 규 백 (인)</u>
위 원	조선대학교	교수	<u>김 태 규 (인)</u>
위 원	조선대학교	교수	<u>오 현 웅 (인)</u>

2021년 12월

조선대학교 대학원

## 목 차

LIST OF FIGURES .....	iii
LIST OF TABLES .....	iv
ABSTRACT .....	v
제 1 장 서 론 .....	1
제 2 장 연구제안 배경 .....	5
제 1 절 위성용 힌지 개요 .....	5
제 2 절 종래의 위성용 테이프 스프링 힌지 .....	6
제 3 장 초탄성 SMA 고댐핑 적층형 테이프 스프링 힌지	9
제 1 절 초탄성 SMA 고댐핑 적층형 테이프 스프링 힌지 제안 배경 .....	9
제 2 절 초탄성 SMA 고댐핑 적층형 테이프 스프링 힌지 개요 .....	13

제 4 장 초탄성 SMA 고댐핑 적층형 테이프 스프링 힌지의 기본특성 시험 .....	19
제 1 절 초탄성 SMA 플레이트 특성 파악을 위한 자유 감쇠 시험 개요 .....	19
제 2 절 초탄성 SMA 특성 플레이트 파악을 위한 자유 감쇠 시험 결과 .....	22
제 3 절 전개 충격 시험 개요 .....	30
제 4 절 전개 충격 시험 결과 .....	32
 제 5 장 결론 .....	 35
<b>【참고문헌】</b> .....	37
<b>【연구실적】</b> .....	40

## LIST OF FIGURES

<b>Fig. 1</b>	Image Quality Degradation due to Micro-vibration Disturbance Source	4
<b>Fig. 2</b>	Types of Deployable Structure Hinges for Satellites	8
<b>Fig. 3</b>	Concept of the Proposed Tape Spring Hinge Embedded with Superelastic SMA ((a) Application Example of Tape Spring Hinge and (b) Proposed Superelastic SMA Plate Application Concept	13
<b>Fig. 4</b>	Configuration of the Proposed Tape Spring Hinge Embedded with Surperplastic SMA	14
<b>Fig. 5</b>	Configuration of the Superelastic SMA Plate by Case	18
<b>Fig. 6</b>	Example of the Free Vibration Test Set-up	19
<b>Fig. 7</b>	Results of Free Vibration Test according to 1 cm Displacement Condition	21
<b>Fig. 8</b>	Captured Images of the SMA and AL Plate w.r.t. Free Vibration Test performed under Displacement conditions	22
<b>Fig. 9</b>	Result of Damping Ratio according to Displacement Condition	23
<b>Fig. 10</b>	Example of the Deploy Latch Shock Test Set-up	26
<b>Fig. 11</b>	Result of Deploy Latch Shock according to Tape Spring Hinge by Case 28	
<b>Fig. 12</b>	Results of the Shock Response Spectrum according to Deploy Latch Shock 29	29



## LIST OF TABLES

<b>Table 1</b> Characteristics of SMA .....	15
<b>Table 2</b> Specification of 3M966 tape .....	16
<b>Table 3</b> Results of 1 <sup>st</sup> eigenfrequency/Damping Ratio according to Free Vibration Test for Each Displacement Condition .....	24

## ABSTRACT

# A Study on Experimental Validation of Deployable Tape Spring Hinge combined with Superelastic Shape Memory Alloy

by Go, Ji-seong

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

Department of Aerospace Engineering,  
Graduate School of Chosun University

When a satellite is launched, it is mounted on a launch vehicle, and is then launched and operated to the mission orbit. However, since the inside of the projectile is limited, the bulky payload mounted inside the satellite is mainly designed/manufactured and mounted as a deployable structure. A representative structure among these deployable structures for satellites is a deployable solar panel. The solar panel increases the power required of the system due to the advancement/diversification of satellite missions, thereby causing an increase in the size and volume of the solar panel. Recently, not only simple deployable solar panels but also multiple deployable solar panels have been applied to satisfy power requirements. However, the increase in the size and volume of the deployable solar panel causes residual vibrations in the solar panel due to the attitude movement of the satellite, the rotational driving of the deployment driving type solar panel, and thermal shock. In addition, deployment of a deployable solar panel is required to perform a mission when a satellite arrives in orbit, and the deployment shock generated at this time is transmitted to the satellite through a hinge.

On the other hand, a hinge mechanism is applied to the deployable solar

panel for storage when the satellite is mounted and for smooth mission performance on orbit. Hinges proposed so far are largely classified into articulated hinges, flexible hinges, and cable hinges. The articulated hinge is applied with a fixing mechanism and a pin joint, a torsion spring for deployment, and a stopper to prevent collision between the deployable solar panel and the satellite. In addition, the articulated hinge has excellent post-deployment rigidity and minimizes the deployment shock as it is easy to install damping equipment and fixing equipment, but the mechanism is complicated and occupies a relatively large volume. A representative example of a flexible hinge is a tape spring hinge, which can be implemented with only a few tape springs, so a relatively simple system, light weight, low cost, and deployment reliability are guaranteed. However, as a large deployment torque is required when the tape spring hinge is applied for the deployment of a large structure, the aforementioned deployment shock occurs. The impact affects the damage of the hinge part and the internal electronic equipment. The cable hinge is mainly applied to multi-deployable structures, and the unfolding process of the applied hinge can be controlled through the cable loop. In addition, the hinge is advantageous in maintaining rigidity after deployment of the deployable structure, but has a disadvantage in having a complicated system according to cable loop driving.

Residual vibrations generated by the posture maneuver of the satellite, rotational driving of the deployment-driven solar panel, thermal shock, etc., and the deployment shock generated when the deployment-type structure is deployed are transmitted to the satellite by the hinge mechanism. The residual vibration delays the posture stabilization time of the satellite or affects the viewing angle of the camera when transmitted to the optical payload. As shown in Figure 1, it acts as a major factor that causes deterioration of the image quality of high-resolution

observation satellites. In addition, the impact generated during deployment affects the damage of the hinge part and internal electronic equipment, and may cause mission failure of the satellite.

In order to overcome these shortcomings, studies on high-rigidity hinges and hinges for impact reduction were conducted in previous studies. However, in the case of the hinges, only studies have been conducted on the reduction of deployment shocks that occur during deployment, and there is no research on hinges capable of reducing residual vibration. In this study, we focused on the superelastic properties of SMA for the design to reduce the impact of deployment when deploying a deployable solar panel. The superelastic properties refer to the properties of restoring to the original shape without residual stress when the load is removed even when the shape is deformed by an external load at a temperature higher than the initially set austenite finish ( $A_f$ ) temperature of the SMA. Superelastic SMA has the advantage of high damping and restoration properties compared to general metals, so various studies have been carried out in the aerospace industry as well as in general industries such as medical, automobile, and aviation. In addition, attention was paid to the high damping characteristics of the constrained layer laminated structure to which the viscoelastic tape was applied in order to realize the reduction of residual vibration and deployment shock occurring in the deployable solar panel. A number of previous studies have demonstrated the damping performance of a viscoelastic material-based laminated structure.

In this study, a superelastic SMA high damping laminated tape spring hinge that combines the superelastic SMA effect and a laminated structure with viscoelastic tape was proposed. The hinge simply applies a super-elastic SMA plate to the hinge of the tape spring, so that it is possible to reduce the deployment shock generated during deployment of the deployable solar panel. In addition, by laminating the viscoelastic tape

on a thin sheet to which the viscoelastic tape is applied on the upper and lower parts of the superelastic SMA plate, it is possible to reduce the residual vibration generated during high satellite motion. In addition, specimens for testing were prepared to validate the design of the proposed hinge. In addition, a free damping test was performed to identify the characteristics of superelastic SMA and reduce residual vibration according to the number of layers. In addition, a deployment shock test was performed to understand the reduction in deployment shock that occurs during deployment. From the test results conducted in this study, it was demonstrated that the vibration/shock reduction was achieved compared to the tape spring hinge to which the superelastic SMA plate was not applied due to the high damping performance when the super-elastic SMA high-damping laminated tape spring hinge was applied.

**Key Word :** Deployable Structure, Tape Spring Hinge, Shape Memory Alloy, Viscoelastic Adhesive Tape, Deploy Latch Shock

## 제 1 장 서 론

위성은 발사시 발사체에 탑재되어 임무궤도까지 발사되어 운용된다. 하지만 발사체 내부가 제한적임에 따라 위성체 내부에 장착되는 부피가 큰 탑재체의 경우 전개형 구조물로 주로 설계/제작되어 탑재된다. 이러한 위성용 전개형 구조물중 대표적인 구조물은 전개형 태양전지판이다. 상기 태양전지판은 위성 임무의 고도화/다양화로 인해 시스템의 소요전력이 증가되어 태양전지판의 크기 및 부피 증가가 야기된다. 최근에는 소요전력을 만족하기 위해 단순 전개형 태양전지판뿐만 아니라 다중 전개형 태양전지판도 적용되어지고 있다. 하지만 전개형 태양전지판의 크기 및 부피 증가는 위성체의 자세 기동 및 전개 구동형 태양전지판의 회전구동, Thermal Shock등에 의해 태양전지판에 잔류진동이 발생한다. 또한, 위성이 궤도상에 도달 시 임무수행을 위해 전개형 태양전지판의 전개가 요구되며 이때 발생하는 전개 충격은 힌지를 통해 위성체로 전달된다. [1-6]

한편, 전개형 태양전지판은 위성 탑재시 수납, 궤도상에서 원활한 임무수행을 위해 힌지 메커니즘이 적용된다. 현재까지 제안된 힌지는 크게 관절형 힌지, 유연체 힌지와 케이블 힌지로 분류된다. 관절형 힌지는 고정기구와 핀 조인트, 전개를 위한 토션 스프링, 전개형 태양전지판과 위성체간의 충돌을 막기 위한 스토퍼가 적용된다. 아울러, 관절형 힌지는 감쇠장비 및 고정장비 설치가 용이함에 따라 우수한 전개 후 강성을 가지며 전개 충격을 최소화 할 수 있으나, 기구가 복잡하고 상대적으로 큰 부피를 차지한다. 유연체 힌지의 대표적인 예는 테이프 스프링 힌지로 수검의 테이프 스프링만으로 구현이 가능하여 비교적 간단한 시스템 및 경량, 저비용 및 전개 신뢰성이 보장된다. 하지만 대형 구조물 전개를 위해 테이프 스프링 힌지 적용 시 큰 전개 토크가 요구됨에 따라 전술한 전개 충격이 발생하게 된다. 상기 충격은 힌지 부의 파손 및 내부 전자장비에 영향을 준다. 케이블 힌지는 다중 전개형 구조물에 주로 적용되며 케이블 루프를 통해 적용된 힌지의 전개 과정을 제어할 수 있다. 아울러, 상기 힌지는 전개형 구조물이 전개 후 강성 유지에도 유리하나 케이블 루프 구동에 따른 복잡한 시스템을 가지는 단점이 있다. [7-10]

위성체의 자세 기동 및 전개 구동형 태양전지판의 회전구동, Thermal Shock등에 의해 발생하는 잔류진동, 전개형 구조물이 전개시 발생하는 전개 충격은 힌지 메커니즘에 의해 위성체로 전달된다. 상기 잔류진동은 위성의 자세안정화 시간을 지연시키거나 광학 탑재체에 전달될 시 카메라의 시선 각에 영향을 미쳐 Fig. 1과 같이 고해상도 관측위성의 영상품질 저하를 유발하는 주요 요인으로 작용한다. 아울러, 전개시 발생하는 충격은 힌지부의 파손 및 내부 전자 장비에 영향을 주며 위성체의 임무 실패가 야기될 수도 있다. [11-13]

상기 단점들을 극복하기 위해 선행 연구에서는 고강성 힌지 및 충격 저감을 위한 힌지에 관한 연구들이 수행되었다. 하지만 상기 힌지들의 경우 단순히 전개시 발생하는 전개 충격 저감에 대한 연구만 수행되어졌으며 잔류진동 저감이 가능한 힌지에 관한 연구는 전무한 실정이다. 본 연구에서는 전개형 태양전지판 전개시 발생하는 전개 충격 저감 설계를 위해 SMA의 초탄성 특성에 주목하였다. 초탄성 특성이란 초기 설정된 SMA의 오스테나이트 종료 (Austenite finish,  $A_f$ ) 온도 이상의 온도에서 외부하중에 의해 형상변형이 발생하여도 하중 제거 시 잔류응력 없이 본래 형상으로 복원되는 특성을 의미한다. 초탄성 SMA는 일반 금속 대비 높은 댐핑 및 복원 특성의 장점을 지녀 의료, 자동차, 항공등 일반 산업 분야뿐만 아니라, 우주 산업에서도 다양한 연구가 수행되었다. [18] 아울러, 전개형 태양전지판에서 발생하는 잔류진동 및 전개 충격 저감을 구현하기 위해 점탄성 테이프를 적용한 구속층 (Constrained Layer) 적층 구조의 고댐핑 특성에 주목하였다. 다수의 선행연구에서 점탄성 소재 기반 적층형 구조체의 댐핑 성능을 입증했다.

본 연구에서는 초탄성 SMA 효과 및 점탄성 테이프를 적용한 적층 구조를 결합한 초탄성 SMA 고댐핑 적층형 테이프 스프링 힌지를 제안하였다. 상기 힌지는 단순히 테이프 스프링 힌지에 초탄성 SMA 플레이트를 적용함으로써 전개형 태양전지판 전개시 발생하는 전개 충격 저감이 가능하다. 아울러, 초탄성 SMA 플레이트 상/하부에 점탄성 테이프를 적용한 얇은 박판에 점탄성 테이프를 적층하여 위성 고기동시 발생하는 잔류진동 저감이 가능하다. 아울러, 제안한 힌지의 설계 유효성 검증을 위해 시험을 위한 시편을 제작하였다. 또한, 초탄성 SMA의 특성 파악 및 적층수에 따른 잔류진동 저감 파악을 위해 자유 감쇠 시험을 수행하였다. 또

한, 전개시 발생하는 전개 충격 저감을 파악하기 위해 전개 충격 시험을 수행하였다. 본 연구에서 수행한 시험 결과로부터 초탄성 SMA 고댐핑 적층형 테이프 스프링 힌지 적용 시 고댐핑 성능에 기인하여 초탄성 SMA 플레이트가 적용되지 않은 테이프 스프링 힌지 대비 진동/충격 저감이 되었음을 입증하였다.

본 논문의 구성으로 2장에서는 위성용 힌지 소개 및 종래의 위성용 힌지에 관한 연구를 서술하였다.

제 3장에서는 본 연구에서 제안한 초탄성 SMA 고댐핑 적층형 테이프 스프링 힌지의 제안 배경 및 개요를 서술하였다.

제 4장에서는 연구에서 제안한 초탄성 SMA 고댐핑 적층형 테이프 스프링 힌지의 특성 파악을 위해 수행된 자유 감쇠 시험, 전개 충격 시험 결과를 서술하였다.

제 5장에서는 결론, 참고문헌 및 연구실적을 정리하였다.



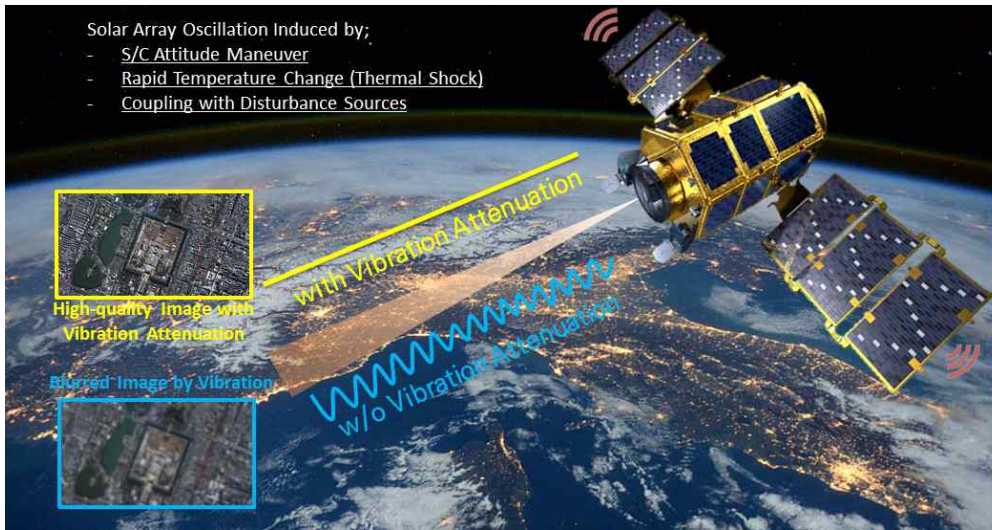


Fig. 1 Image Quality Degradation due to Micro-vibration Disturbance Source

## 제 2 장 연구제안 배경

### 제 1 절 위성용 힌지의 개요

위성의 전개형 구조물은 발사시 분리장치에 의해 수납상태로 발사체에 탑재되며 궤도상에서는 임무 수행을 위해 분리장치 해제와 동시에 힌지에 의해 전개가 된다. 이처럼 힌지는 전개형 구조물의 핵심 부품으로 대표적인 전개 장치의 구성 요소 중 하나이다.

전개형 구조물이 임무궤도에서 성공적으로 전개되기 위해서는 여러 가지 요구사항을 만족하여야 한다. 먼저, 전개 과정에서 전개형 구조물이 중단 없이 전개가 가능하도록 일정 수준의 전개 모멘트가 유지되어야 하며 전개형 구조물이 고정될 때 발생하는 전개 충격을 최소화하여야 한다. 또한, 전개형 구조물이 전개 상태에서 위성의 최소 강성조건을 만족시켜야 한다. 이를 만족하기 위해 다양한 힌지들이 개발되어 위성에 적용되고 있다. 현재까지 힌지는 크게 관절형 힌지, 유연체 힌지, 케이블 힌지가 제안되었다. 관절형 힌지는 고정기구와 핀 조인트, 전개를 위한 토션 스프링, 전개형 태양전지판과 위성체간의 충돌을 막기 위한 스톱퍼가 적용된다. 아울러, 관절형 힌지는 감쇠장비 및 고정장비 설치가 용이함에 따라 우수한 전개 후 강성을 가지며 전개 충격을 최소화 할 수 있으나, 기구가 복잡하고 상대적으로 큰 부피를 차지한다. 유연체 힌지의 대표적인 예는 테이프 스프링 힌지로 수렴의 테이프 스프링만으로 구현이 가능하여 비교적 간단한 시스템 및 경량, 저비용 및 전개 신뢰성이 보장된다. 하지만 대형 구조물 전개를 위해 테이프 스프링 힌지 적용 시 큰 전개 토크가 요구됨에 따라 전술한 전개 충격이 발생하게 된다. 케이블 힌지는 다중 전개형 구조물에 주로 적용되며 케이블 루프를 통해 적용된 힌지의 전개 과정을 제어할 수 있다. 아울러, 상기 힌지는 전개형 구조물이 전개 후 강성 유지에도 유리하나 케이블 루프 구동에 따른 복잡한 시스템을 가지는 단점이 있다. 현재 국내에서는 위성용 전개형 태양전지판에 적용되는 힌지는 대부분 관절형 힌지 또는 테이프 스프링 힌지가 적용되고 있다. 특히, 다중 전개형 태양전지판에는 가볍고 간단한 시스템을 가지는 테이프 스프링 힌지가 주로 적용되고 있다. [10]

## 제 2 절 종래의 위성용 테이프 스프링 힌지

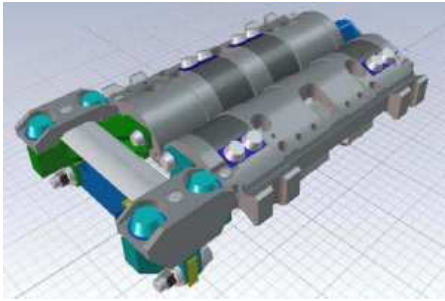
테이프 스프링 힌지는 앞서 언급하였듯이 제작시 가볍고 비교적 간단한 시스템을 가진다. 상기 힌지는 횡방향 곡률을 특징으로 하며 수납의 금속 박판 스프링으로 구성되어 힌지로서는 가장 간단한 형태를 가진다. 아울러, 수납 상태에서는 국부 좌굴로 인해 낮은 강성을 가지나 전개 후 국부 좌굴로부터 원상태로 복원됨에 따라 수납상태에 비해 높은 강성을 가지게 된다. 하지만 테이프 스프링 힌지의 경우 전개 과정에서 테이프 스프링의 탄성 에너지에 의존함에 따라, 전개 토크가 클수록 전개 충격이 증가하는 단점이 존재한다. 이를 극복하기 위해 선행연구에서는 고강성 힌지, 테이프 스프링 힌지의 테이프 스프링 배열을 조합한 힌지, 충격저감을 위한 힌지에 대한 연구들이 수행되었다.

일례로, Thales Space 사에서는 Fig. 2 (a)와 같이 테이프 스프링 힌지에 구름 관절을 적용한 ADELE 힌지를 제작하여 시제품으로 판매중에 있다. ADELE 힌지는 테이프 스프링을 적용한 테이프 스프링 힌지이지만 구름 관절을 포함하기 때문에 관절형 힌지와 같이 높은 횡강성을 가진다. 아울러, 전개시 관절형 힌지와 다르게 미끄럼 마찰이 없기 때문에 마찰에 의한 고장 모드가 없는 장점이 있다. 하지만 상기 힌지는 일반적으로 적용되고 있는 테이프 스프링 힌지와는 다르게 구름 관절이 포함되어 복잡한 구조를 가지며 시제품으로 판매되어지고 있는 단품의 무게가 1.17 Kg에 달한다. 이는 경량의 힌지가 요구되는 설계에는 부적합하다. [14]

CNES와 METRAVIB RDS 사는 Fig. 2 (b)와 같이 3 개의 테이프 스프링을 비대칭으로 조합하여 MAEVA 힌지를 개발하였다. 상기 힌지는 길이가 길어질수록 수납상태에서 응력이 감소함을 해석적으로 입증하였다. 아울러, 현재는 상용화가 되어 Parasol, Essaim, Demeter 등과 같은 마이크로 위성에 적용되어 안테나 및 전개형 태양전지판을 전개하는데 성공하였지만 테이프 스프링 힌지의 높은 전개 충격과 전개형 구조물이 고정될 때 발생하는 오버슈트가 존재하였다. [15]

Jeong et al.은 Fig. 2 (c)와 같이 전개형 태양전지판의 충격 저감을 위해 형상기억효과를 적용한 형상기억합금 (SMA: Shape Memory Alloy)으로 제작된

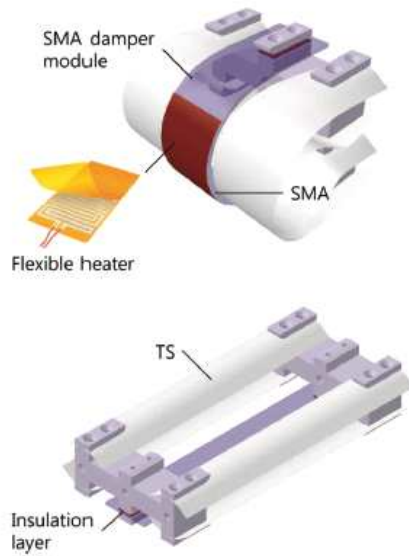
테이프 스프링과 유연한 히터를 사용하여 테이프 스프링 힌지를 구성하였다. 상기 힌지는 형상기억 효과로 인해 전개형 태양전지판이 비교적 천천히 전개됨에 따라 전개 충격 저감이 가능함을 시험적으로 입증하였다. [16] 하지만 상기 힌지를 작동하기 위해서는 SMA 작동을 위한 별도의 추가 장비 및 시스템이 요구되는 단점이 존재한다. 이와 같이 선행연구에서는 전개시 발생하는 전개 충격 저감에 대한 연구가 수행되었으며 위성 고기동시 발생하는 잔류진동 저감에 대한 연구는 전무한 실정이다.



(a)



(b)



(c)

Fig. 2 Types of Deployable Structure Hinges for Satellites

## 제 3 장 초탄성 SMA 고댐핑 적층형 테이프 스프링 힌지

### 제 1 절 초탄성 SMA 고댐핑 적층형 테이프 스프링 힌지 제안 배경

본 연구에서는 전개형 태양전지판 전개시 발생하는 전개 충격 저감 설계를 위해 초탄성 SMA를 적용하였다. SMA란 금속 입자구조에 따라 Fig. 3 (a)와 같이 높은 온도에서 격자 형태의 결정 구조를 가지는 오스테나이트 (Austenite) 상과 Fig. 3 (b)와 같이 낮은 온도에서 평행사변형 형태의 결정 구조를 가지는 마르텐사이트 (Martensite) 상으로 존재한다. 이때 온도 및 하중 조건에 따라 상호간에 상변화가 발생하여 형상기억효과 및 초탄성 효과를 가지게 된다. 형상기억효과란 작동환경 온도가 오스테나이트 종료온도 ( $A_f$  : Austenite Finish Temperature) 보다 이하의 온도 조건에서 외부 하중에 의해 형상기억합금의 형상이 변형되더라도 오스테나이트 종료온도 이상의 열을 가해줄 경우 초기 형상으로 복원되는 특성을 말한다. 이와 더불어, 초탄성 효과는 작동환경 온도가 오스테나이트 종료 온도 이상인 온도조건에서 하중이 인가되어 10 % 이상의 큰 변형이 발생하더라도 Fig. 4와 같이 하중을 제거할 시 잔류응력 없이 회복하는 특성을 의미한다. 아울러, 초탄성 SMA는 일반 금속 대비 높은 댐핑 및 복원 특성의 장점을 지녀 의료, 자동차, 항공 등 일반 산업 분야뿐만 아니라, 우주 산업에서도 다양한 연구가 수행되었다. 이에 본 연구에서는 상기 초탄성 효과를 적용한 SMA에 주목을 하였다. [17]

또한, 점탄성 테잎을 부착한 얇은 박판을 다층으로 적층한 형태를 가지는 고댐핑 적층형 구조를 적용하였다. 상기 적층 구조는 진동환경 및 미소 진동에서의 점탄성 테잎과 얇은 박판간의 마찰을 통해 진동에너지가 소산된다. 따라서 상기 적층 구조를 초탄성 SMA 플레이트에 적용함으로써 전개 충격뿐만 아니라 위성체 기동시 발생하는 잔류진동 응답 저감이 가능할 것으로 판단된다.

일례로, Kwon et al.[18]은 위성용 X-band 안테나의 모터 구동부에서 발생하는 미소진동 저감을 위해 초탄성 SMA 블레이드 기어를 제안하였다. 상기

블레이드 기어는 자유 감쇠 시험을 통해 기존 티타늄 블레이드 대비 감쇠비가 약 5.5배 증가함을 확인하였으며 회전방향 정하중 시험을 통해 소성 변형이 발생하지 않았음을 시험적으로 입증하였다.

Shin et al.[19]은 일반 금속 보강재 적용 기판으로는 구현될 수 없는 수준의 고댐핑 특성 구현 및 소자 실장 공간 효율화를 위해 초탄성 SMA 보강재에 점탄성 테이프로 다층의 구속층을 적층한 적층형 초탄성 SMA 보강재 기반 고댐핑 전자기판을 제안하였다. 상기 기판의 경우 선행연구에서 수행된 알루미늄 보강재 대비 감쇠비가 약 4배 증가하였음을 자유 감쇠 시험을 통해 확인하였으며 랜덤 진동 시험을 통해 진동환경에서 고댐핑 특성을 갖을 뿐만 아니라, 통상적으로 발사진동환경에 노출되는 시간을 상회하는 30분의 진동에서도 구조건전성이 보장됨을 입증하였다.

Park et al. [20]은 초탄성 SMA 기술을 기반으로 한 새로운 3 축 수동 발사 진동 절연 시스템을 개발하여 소형 위성에 대한 동적 발사하중을 저감을 위한 진동 절연기를 제안하였다. 상기 진동 절연기는 초탄성 SMA 블레이드에 점탄성 테이프가 부착된 얇은 박판을 다층으로 적층하였다. 아울러, 기본특성 검증을 위해 정하중 시험을 수행하였으며 발사진동 환경 시험을 통해 강체 조건 대비 약 9배 이상의 진동저감성능을 확보한 것을 입증하였다.

본 연구에서는 초탄성 SMA 기반 테이프 스프링 힌지를 제안하였다. 상기 힌지는 단순히 테이프 스프링 힌지에 초탄성 SMA 플레이트를 적용함으로써 전개형 태양전지판 전개시 발생하는 전개 충격 저감이 가능하다. 아울러, 초탄성 SMA 플레이트 상/하부에 점탄성 테이프를 적용한 얇은 박판에 점탄성 테이프를 적층하여 위성 고기동시 발생하는 잔류진동 저감이 가능하다. 제안한 힌지의 성능 파악을 위해 변위에 따른 자유 감쇠 시험 및 전개 충격 시험을 통해 설계 유효성을 입증하였다.

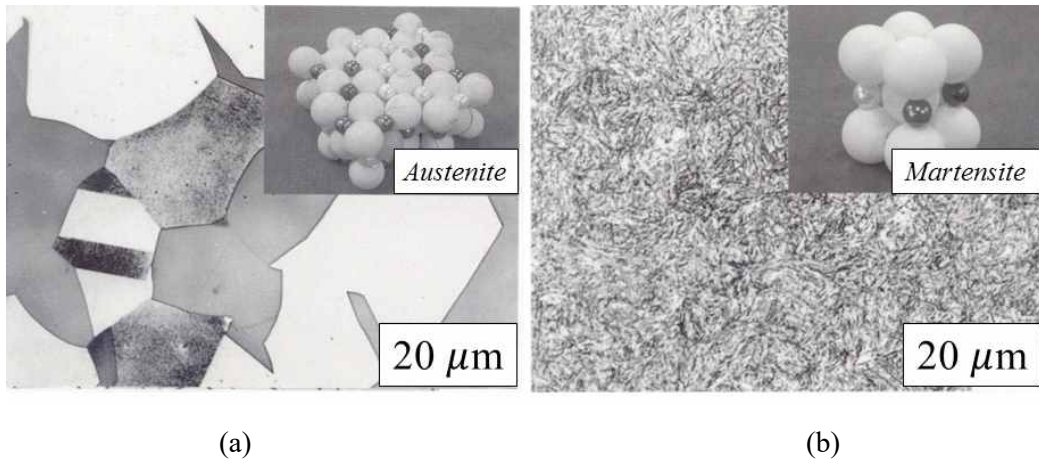


Fig. 3 SMA Material Close-up View w.r.t Phase Transformations [(a): Austenite Phase, (b): Martensite Phase]



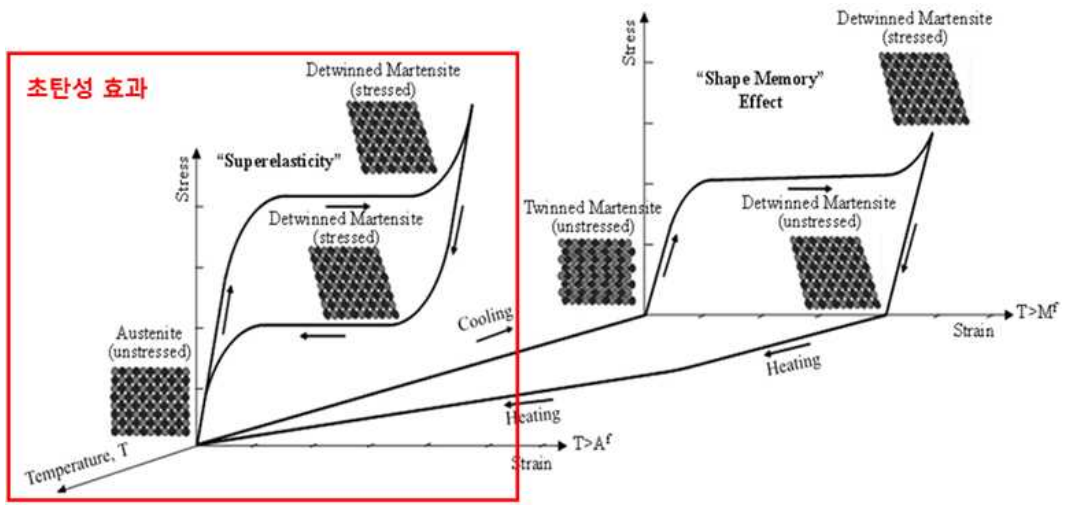


Fig. 4 Superelastic Behavior of a Shape Memory Alloy

## 제 2 절 초탄성 SMA 고댐핑 적층형 테이프 스프링 힌지 개요

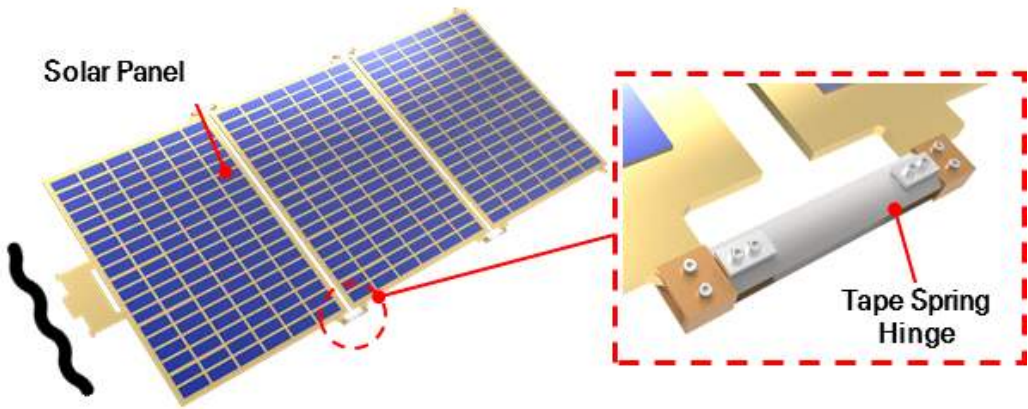
최근 우주산업 분야의 New Space 트렌드로 위성개발이 국내/외적으로 급증하고 있으며, 경제적인 위성개발 방식에 기반하여 저비용으로 단기간에 개발이 가능한 소형위성 수요가 중/대형 위성 개발과 더불어 증대되고 있다. 이와 더불어 기술발전에 따른 인공위성의 임무 고도화/다양화로 시스템 소요전력이 증가되고 있는 추세이다. 시스템의 소요전력을 충족하기 위하여 전개형 태양전지판 적용 및 실시간으로 태양을 추적함으로써 태양지향시간을 늘리는 전개 구동형 태양전지판을 적용되고 있다. 이에 따라 충분한 전력 확보를 위하여 그 크기 또한 점차 증가되고 있다. 전개형 태양전지판의 경우, 전개 힌지 메커니즘을 통해 발사 시 수납 상태에서 발사 후 궤도상에서 전개되며 이 과정에서 오는 발사 진동과 전개 시 발생하는 전개 충격을 견디기 위하여 고강도 설계에 집중 및 전개속도를 제어하기 위한 별도 댐퍼 시스템을 적용하기 때문에 경량화 설계에 어려움이 있다. 또한, 상기 태양전지판들의 크기 증가는 위성체 자세기동, 태양전지판의 회전구동, 전개 및 Thermal Shock, 위성 탑재체 (ex. RWA, CMG, Cooler etc.)구동 시 발생하는 진동과의 커플링 등에 의해 태양전지판 잔여진동의 크기 증가를 유발한다. 아울러, 위성 임무의 다양화/고도화됨에 따라 1단 전개형 태양전지판이 아닌 다중 전개형 태양전지판이 적용되고 있다. Figure 5 (a)는 실제 위성에 적용되어졌던 테이프 스프링 힌지의 3D 형상으로 구현하였다. 기존 테이프 스프링 힌지는 테이프 스프링과 전개형 태양전지판 사이에 별도의 브라켓을 통해 연결하나 본 연구에서는 Figure 5 (b)와 같이 테이프 스프링 힌지로 전개형 태양전지판 사이에 적용되는 테이프 스프링 힌지 연결 구조에 단순히 초탄성 SMA 플레이트에 점탄성 테이프를 다층 적층하는 방식을 제안하였다.

본 연구에서는 대형 전개구조물 전개 충격 저감을 위해 SMA의 초탄성 특성에 주목하였다. SMA는 크게 오스테나이트 상 (Austenite phase)과 마르텐사이트 상 (Martensite phase)으로 존재하며, 초기 설정된  $A_f$  온도와 작동 환경 온도의 상관관계에 따라 '형상기억 특성' 또는 '초탄성 특성'을 갖는다. 형상기억특성이란  $A_f$  온도 이하의 온도에서 외부 하중에 의한 형상 변

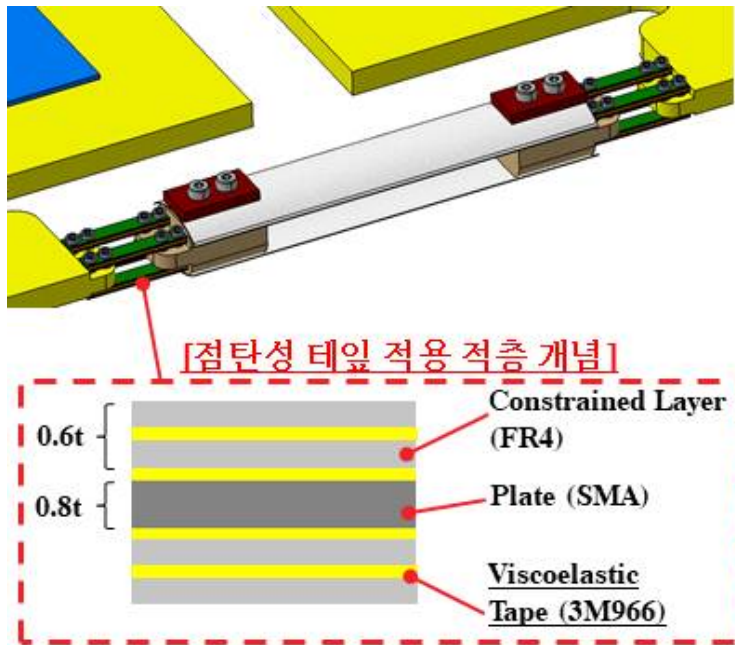
형이 발생하여도  $A_f$  이상의 온도에서 본래의 형상으로 복원되는 특성을 의미한다. 초탄성 특성은  $A_f$  온도 이상의 온도에서외부 하중에 의해 10% 이상의 형상 변형이 발생하여도, 하중 제거 시 본래 형상으로 복원되는 특성을 의미한다. 초탄성 형상기억합금은 일반 금속보다 넓은 탄성범위를 지닐 뿐만 아니라, 우수한 댐핑 성능을 가진다. [00]

본 연구에서 제안한 테이프 스프링 힌지의 특성 파악을 위해 Fig. 6과 같이 초탄성 SMA 고댐핑 테이프 스프링 힌지 및 전개형 태양전지판 모사 장치를 설계하였다. 전개형 태양전지판 구속/전개를 위해 전개형 태양전지판의 상/하부에 초탄성 SMA 고댐핑 테이프 스프링 힌지를 적용하였다. 제안한 테이프 스프링 힌지는 테이프 스프링 (2ea)로 구성되며 테이프 스프링 힌지 끝단에 적층형 고댐핑 초탄성 SMA 플레이트 (4ea)를 적용하였다. 아울러, Table 1은 SMA의 물성치를 나타낸다. 추가적으로 댐핑 효과 극대화를 위해 초탄성 SMA 플레이트 양면에 점탄성 테이프로 다층의 구속층이 적층되며 Table 2는 점탄성 테이프 재원을 나타낸다.

제안한 테이프 스프링 힌지의 초탄성 SMA 플레이트의  $A_f$  온도는 일반 상온 조건에서 초탄성 효과를 구현하기 위해 10 °C로 설정하였다. 일반적으로 초탄성 형상기억합금은 오스테나이트 상에서 마르텐사이트 상으로 상변화가 발생하는 임계점 이상의 변형에서 높은 댐핑 특성을 가지며 이를 통해 전개형 태양전지판 전개시 발생하는 전개 충격 저감이 가능하다. 아울러, 점탄성 테이프 기반의 적층구조를 초탄성 SMA 플레이트에 적용함으로써, 임계 변형점 이하의 미소 변위에서도 적층구조의 고댐핑 특성에 기인하여 일정 수준 이상의 고댐핑 특성이 보장될 뿐만 아니라, 위성 자세 기동시 발생하는 잔류진동 저감에 효과적이다.

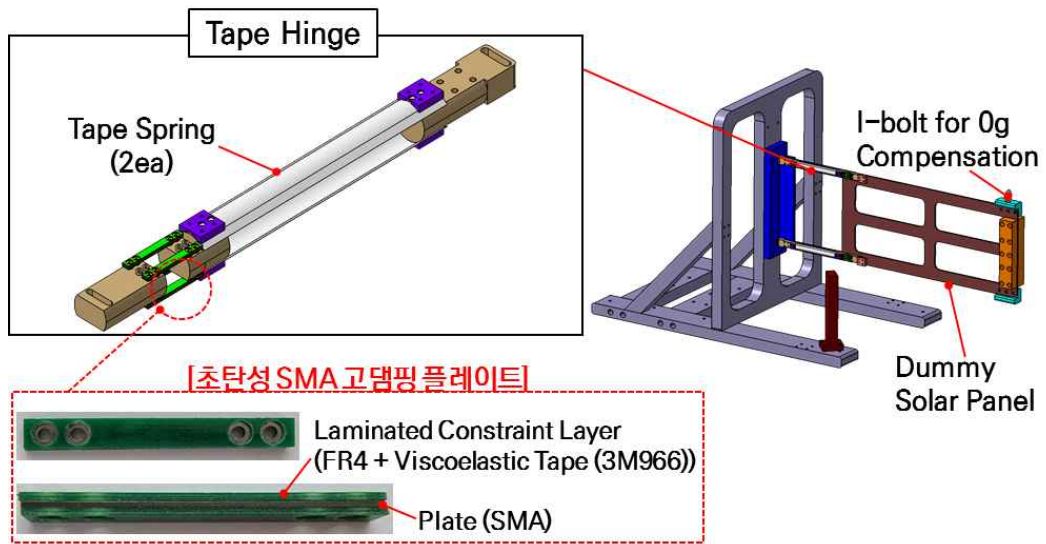


(a)



(b)

**Fig. 5** Concept of the Proposed Tape Spring Hinge Embedded with Superelastic SMA ((a) Application Example of Tape Spring Hinge and (b) Proposed Superelastic SMA Plate Application Concept)



**Fig. 6** Configuration of the Proposed Tape Spring Hinge Embedded with Surperelastic SMA

**Table 1** Characteristics of SMA [21]

Characteristics		Value
Young's Modulus	Martensite	20 GPa
	Austenite	80 GPa
Specific Heat		0.46 kJ/(kg·K)
Thermal Conductivity		10 W/(m·K)
Tensile Strength		1300 MPa
Elongation at Break		45 %
Coefficient of Thermal Expansion		10.4 $\mu\text{m}/\text{K}$
Density		6450 $\text{kg}/\text{m}^3$
Poisson's Ratio ( $\rho$ )		0.33

**Table 2** Specification of 3M966 tape [22-23]

<b>Type</b>	Double-sided Adhesive Transfer Tape
<b>Chemical Composition</b>	Acrylic
<b>General Mechanical Properties</b>	
<b>Thickness</b>	0.05 mm
<b>Tensile Strength</b>	3 N/m
<b>Peel Strength</b>	0.018 N/m
<b>Properties Relevant to Space Use</b>	
<b>Temperature Range</b>	-40 ~ +150 °C
<b>Outgassing</b>	TML = 0.93 % RML = 0.37 % CVCM = 0.01 %
<b>Thermal Cycling Test (ECSS-Q-70-04)</b>	Pass
<b>Offgassing / Toxicity Test (NASA NHB 8060-1A)</b>	Pass

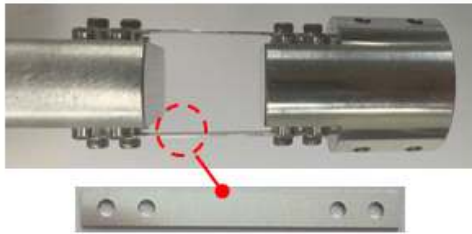
## 제 4 장 초탄성 SMA 고댐핑 적층형 테이프 스프링 힌지의 기본특성 시험

### 제 1 절 초탄성 SMA 플레이트 특성 파악을 위한 자유 감쇠 시험 개요

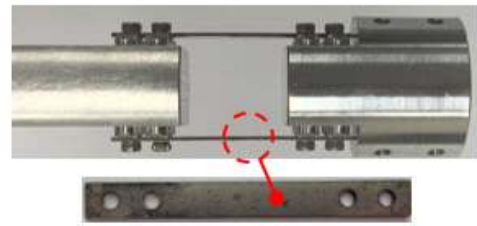
본 연구에서 제안한 초탄성 SMA 테이프 스프링 힌지의 설계 검증을 위해 시험 모델을 제작하였다. 자유 감쇠 시험에서는 초탄성 SMA 플레이트 기본특성 파악을 위해 테이프 스프링을 결합하지 않고 초탄성 SMA 플레이트로 구성하였다. 아울러, 초탄성 SMA의 특성 파악을 위해 Case 별 변위에 따른 자유 감쇠 시험을 수행하였다. 자유 감쇠 시험을 수행하기 위해 Case 1은 알루미늄 플레이트, Case 2는 초탄성 SMA 플레이트, Case 3은 초탄성 SMA 플레이트에 점탄성 테이프를 부착한 얇은 박판을 적층한 시편으로 구성하였다. Figure 7은 자유 감쇠 시험을 수행하기 위한 시편 형상을 나타낸다.

또한, 적층수에 따른 초탄성 SMA 플레이트의 특성을 파악하기 위해 자유 감쇠 시험을 수행하였다. 상기 시험을 위해 3 가지 Case를 시편으로 제작을 하였으며 Case 1은 1단 적층, Case 2는 2단 적층, Case 3는 3단 적층을 하였다. 아울러, Figure 8은 변위에 따른 자유 감쇠 시험 구성을 나타내며 동일한 시험 구성으로 초탄성 SMA 플레이트의 특성 파악 및 적층에 따른 초탄성 SMA 플레이트 특성을 파악하였다. 자유 감쇠 시험 구성은 제안한 테이프 스프링 힌지에 초탄성 SMA 플레이트를 적용한 시편, 더미형 전개형 태양전지판, 0 g 보상 장치로 구성하였으며 레이저 변위 센서를 통해 변위 데이터를 획득하였다.

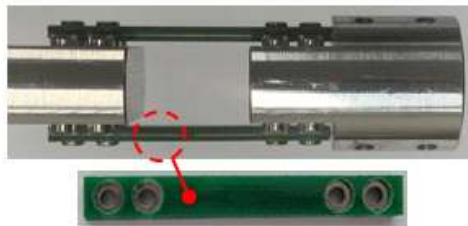




[Case 1 AL Plate]



[Case 2 SMA Plate]



[Case 3 Multi-layered SMA Plate]

Fig. 7 Configuration of the Superelastic SMA Plate by Case

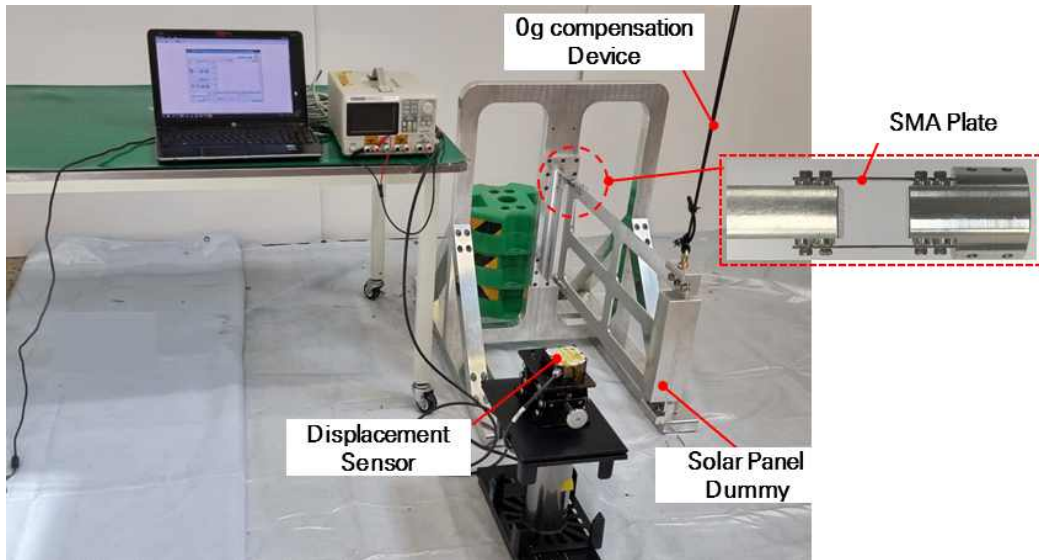
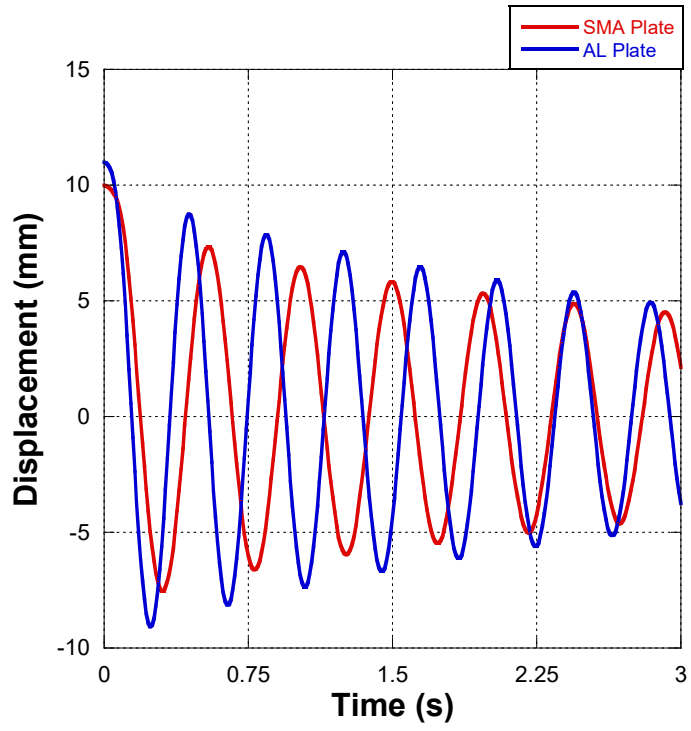


Fig. 8 Example of the Free Vibration Test Set-up

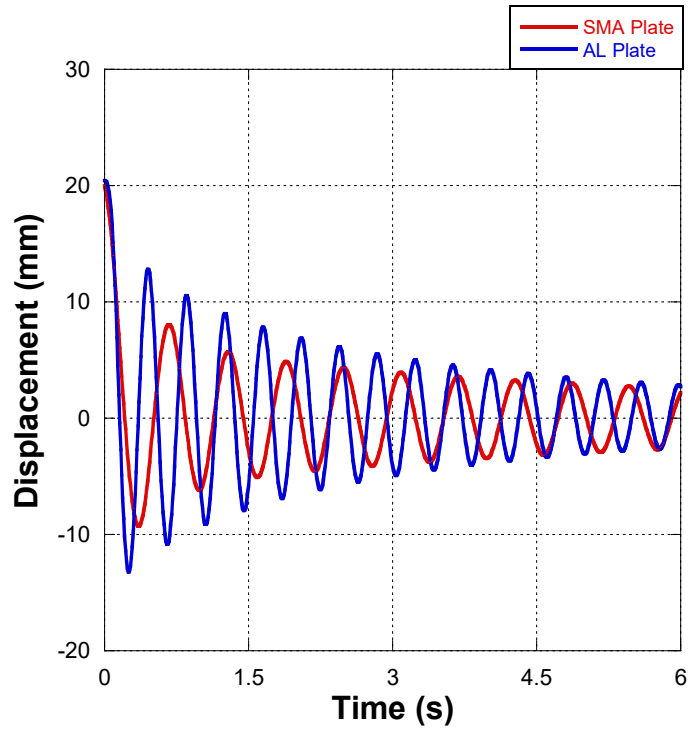
## 제 2 절 초탄성 SMA 특성 플레이트 파악을 위한 자유 감쇠 시험 결과

Figure 9는 1 ~ 3 cm 변위 조건 결과 데이터를 나타낸다. 제안한 초탄성 SMA 플레이트가 적용된 힌지의 경우 알루미늄 플레이트가 적용된 힌지 대비 감쇠비가 약 18.3배 증가함을 시험적으로 입증하였다. 아울러, 초탄성 SMA 플레이트의 경우 Fig. 10과 같이 1 ~ 3 cm 변위조건에서 소성 변형 없이 원래 형상으로 복원되었으나 알루미늄 플레이트의 경우 Fig. 11과 같이 1 cm 변위 인가조건에서부터 소성 변형이 발생함을 확인할 수 있다. 또한, Figure 12와 같이 변위가 증가할수록 감쇠비가 증가하는 것을 확인할 수 있으며 3 cm 조건에서 감쇠비가 크게 증가함을 확인할 수 있다. 이는 초탄성 SMA 상변화가 발생한 것으로 판단되며 1 cm 변위 조건 대비 약 4배 감쇠비가 증가하였다.

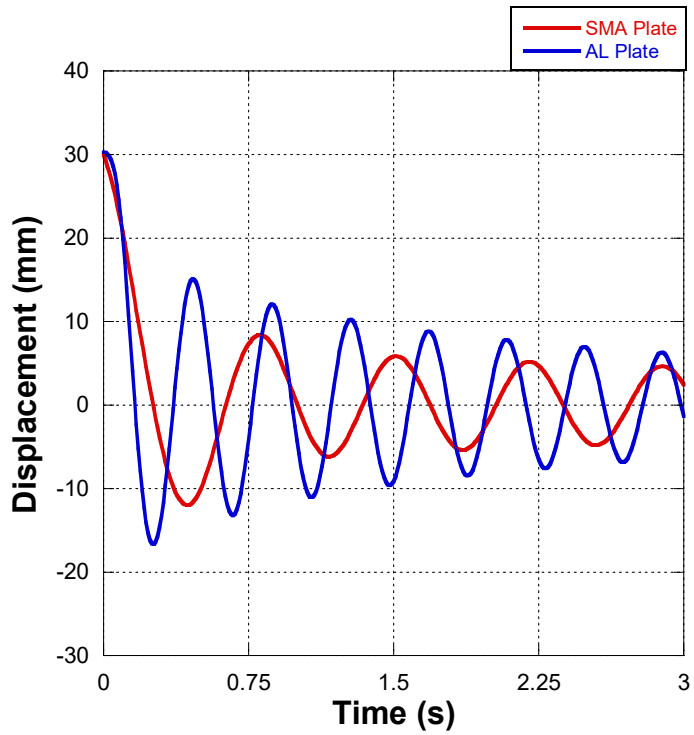
적층수에 따른 테이프 스프링 힌지의 특성을 파악하기 위해 초탄성 SMA 플레이트, 1단 적층 초탄성 SMA 플레이트, 2단 적층 초탄성 SMA 플레이트 시편으로 제작하여 시험을 수행하였다. 3 cm 변위조건 자유 감쇠 시험 결과, 2단 적층 초탄성 SMA 플레이트는 초탄성 SMA 플레이트 대비 감쇠비가 약 3.6배 증가하였다. 아울러, 적층수에 따른 고유진동수 및 감쇠비 결과를 Table 3에 정리하였으며 적층 수가 증가할수록 고유진동수 및 감쇠비가 증가함을 확인할 수 있다. 상기 결과를 통해 미소 변위에서 점탄성 테이프의 마찰로 인해 감쇠비가 증가함을 알 수 있으며 대변위에서 초탄성 SMA의 상변화에 의해 감쇠비가 증가함을 확인할 수 있다.



(a)



(b)



(c)

**Fig. 9** Results of Free Vibration Test according to Displacement Condition  
 ((a): 1 cm Displacement Condition (b): 2cm Displacement Condition  
 (c): 3 cm Displacement Condition)



(a)

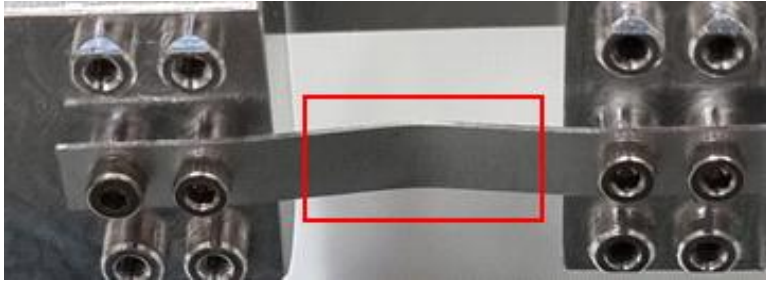


(b)



(c)

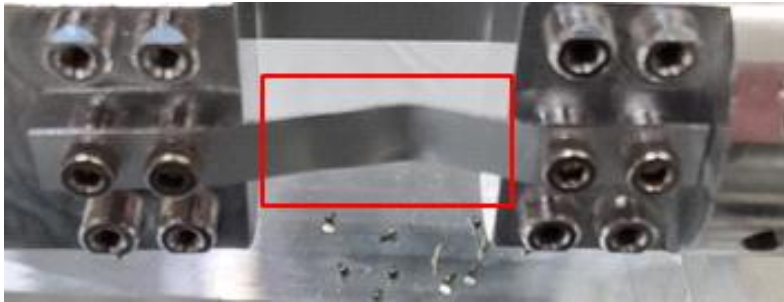
**Fig. 10** Captured Images of the SMA Plate w.r.t. Free Vibration Test performed under Displacement conditions ((a): 1 cm Displacement Condition (b): 2cm Displacement Condition (c): 3 cm Displacement Condition)



(a)



(b)



(c)

**Fig. 11** Captured Images of the AL Plate w.r.t. Free Vibration Test performed under Displacement conditions ((a): 1 cm Displacement Condition (b): 2cm Displacement Condition (c): 3 cm Displacement Condition)



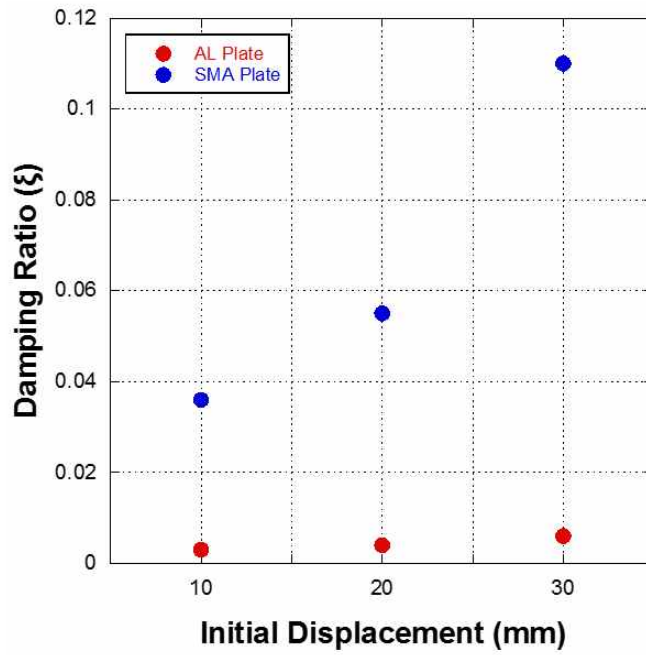


Fig. 12 Result of Damping Ratio according to Displacement Condition

**Table 3** Results of 1<sup>st</sup> eigenfrequency/Damping Ratio according to Free Vibration Test for Each Displacement Condition

Characteristics		Frequency (Hz)	Damping ratio ( $\zeta$ )
1 cm	SMA Plate	2.17	0.036
	SMA Plate (1ea Laminated Stiffener)	2.22	0.047
	SMA Plate (2ea Laminated Stiffener)	2.44	0.047
2 cm	SMA Plate	2.22	0.055
	SMA Plate (1ea Laminated Stiffener)	2.37	0.089
	SMA Plate (2ea Laminated Stiffener)	2.48	0.08
3 cm	SMA Plate	2.27	0.11
	SMA Plate (1ea Laminated Stiffener)	2.45	0.15
	SMA Plate (2ea Laminated Stiffener)	2.58	0.13

### 제 3 절 전개 충격 시험 개요

위성의 전개형 태양전지판은 발사시 발사체에 수납된 상태로 탑재되며 궤도상에 임무 수행을 위해 구속분리장치가 작동됨과 동시에 힌지 메커니즘에 의해 전개된다. 이때, 전개형 태양전지판이 전개시 충격이 발생하게 되며 상기 충격으로 인해 힌지 메커니즘의 파손 및 내부 전자 장비에 영향을 준다. 따라서 본 연구에서는 제안한 초탄성 SMA 고댐핑 테이프 스프링 힌지의 충격 저감 특성 파악을 위해 전개 충격 시험을 수행하였다. 상기 시험을 위해 초탄성 SMA 플레이트에 테이프 스프링을 결합한 초탄성 SMA 고댐핑 테이프 스프링 힌지를 시편으로 제작하였다. Figure 10은 전개 충격 시험 구성을 나타내며 제안한 초탄성 SMA 플레이트가 적용된 테이프 스프링 힌지 시편, 더미형 전개형 태양전지판, 0 g 보상 장치로 구성된다. 아울러, 특성 파악을 위해 단순 테이프 스프링 힌지, 초탄성 SMA 플레이트 적용 테이프 스프링 힌지, 1단 적층 테이프 스프링 힌지, 2단 적층 테이프 스프링 힌지로 시편을 구성하였으며 가속도 센서를 통해 데이터를 획득하였다.

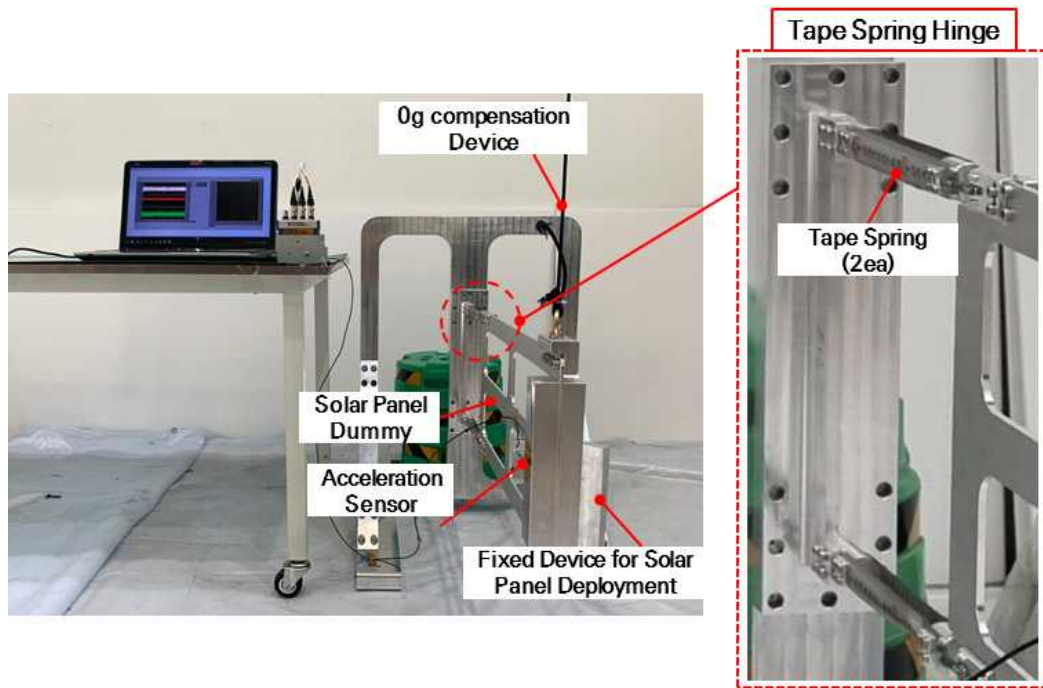


Fig. 10 Example of the Deploy Latch Shock Test Set-up

## 제 4 절 전개 충격 시험 결과

Figure 11은 전개 충격 데이터 결과를 나타낸다. 전개 충격 시험 결과 단순 테이프 스프링 힌지는 10.2 g, 초탄성 SMA 플레이트 적용 테이프 스프링 힌지는 6.1 g, 1단 적층 테이프 스프링 힌지는 3.4 g, 2단 적층 테이프 스프링 힌지는 3.1 g가 도출되었다. 아울러, 2단 적층 테이프 스프링 힌지는 단순 테이프 스프링 힌지 대비 약 3.2 배 전개 충격이 저감되었음을 시험적으로 입증하였다. 또한, 1단 적층 초탄성 SMA 플레이트 적용 테이프 스프링 힌지와 2단 적층 초탄성 SMA 플레이트 적용 테이프 스프링 힌지 감소비 결과가 유사함을 확인할 수 있다. 이는 실제 위성의 전개형 태양전지판의 경우 CFRP Honeycomb 구조로 제작되나 본 연구에서 제작된 더미형 전개형 태양전지판은 AL 재질로 제작되었다. 이에 실제 적용되는 전개형 태양전지판보다 낮은 강성을 가짐에 따라 특성 시험시 감소비가 크게 증가하지 않은 것으로 판단된다. 따라서, 전개형 태양전지판 모사장치를 보다 높은 강성으로 설계 및 초탄성 SMA 플레이트의 길이 조절을 통해 최적화 설계가 필요할 것으로 판단된다.

본 연구에서는 초탄성 SMA 고댐핑 테이프 스프링 힌지가 결합된 전개형 태양전지판의 고 주파수 대역까지의 충격량 특성을 비교하기 위해 SRS (Shock Response Spectrum)를 이용하여 비교하였다. SRS란 시간 영역에서 측정된 가속도 결과를 이용하여 계사되는 주파수 함수로, 가속도 결과를 각 주파수에 해당하는 1자유도 기계적 시스템에 대입하여 얻어진 최대 가속도 값을 각 주파수 여역으로 표시하는 방법을 의미한다. Figure 12는 전개 충격 시험을 통해 획득한 가속도 데이터로부터 도출된 SRS 결과이다. SRS 결과 (Q=10), 2단 적층 SMA 플레이트 적용 테이프 스프링이 단순 테이프 스프링 힌지 대비 모든 주파수 대역에서 전개 충격 저감이 되었음을 확인할 수 있다.

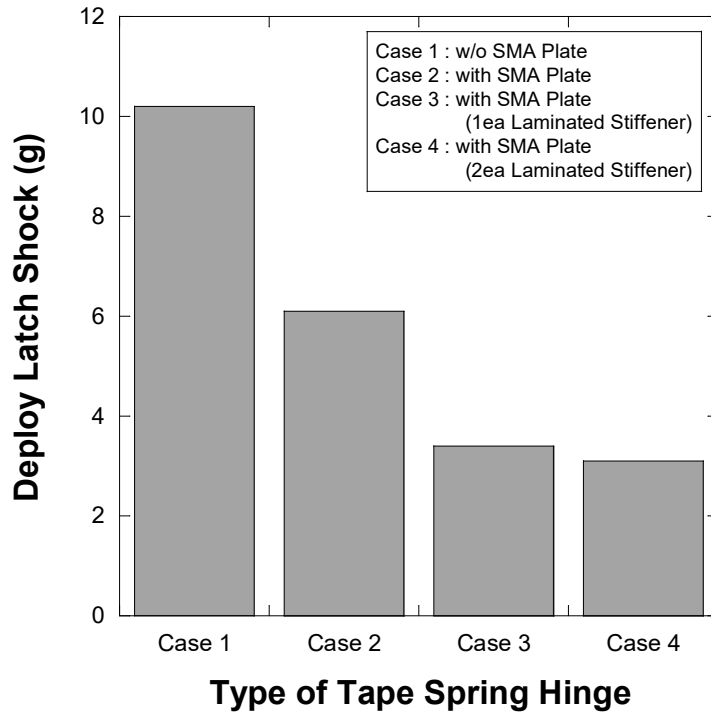


Fig. 11 Result of Deploy Latch Shock according to Tape Spring Hinge by Case

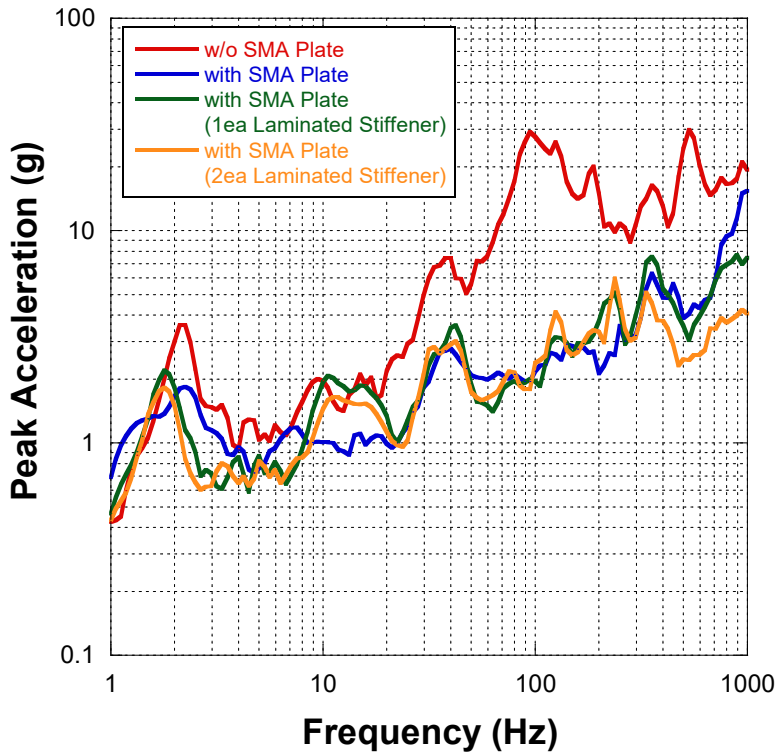


Fig. 12 Results of the Shock Response Spectrum according to Deploy Latch Shock

## 제 5 장 결 론

본 연구에서는 전개형 구조물 전개시 발생하는 전개 충격 및 위성 고기동시 발생하는 잔류진동 저감을 목적으로 초탄성 SMA 테이프 스프링 힌지를 제안하였다. 상기 테이프 스프링 힌지의 개념은 SMA의 초탄성 효과에 기반하였으며 초탄성 SMA 플레이트 적층부의 점탄성 거동 및 점탄성 테이프와 구속층 간 발생하는 마찰에 의해 고댐핑 구현이 가능한 장점을 가진다. 또한, 단순히 초탄성 SMA 및 점탄성 테이프가 적용된 구속층만을 통해 별도의 댐핑 장치가 필요없음에 따라 부피 및 무게 절감이 가능하다. 본 연구에서는 설계 유효성 입증을 위해 AL 플레이트 및 초탄성 SMA 플레이트, 적층수에 따른 초탄성 SMA 플레이트를 시편으로 제작하였다. 초탄성 SMA 플레이트의 기본 특성 파악을 위해 변위에 따른 자유 감쇠 시험을 수행하였으며, AL 플레이트의 경우 1 cm 변위조건에서 소성 변형이 발생하였으나 초탄성 SMA 플레이트는 3 cm 변위조건에서도 소성 변형이 발생하지 않았다. 또한, 적층 층수가 증가 할수록 댐핑 성능이 향상됨을 입증하였다. 또한, 전개형 태양전지판이 전개시 발생하는 전개 충격 저감을 파악하기 위해 단순 테이프 스프링 힌지, 초탄성 SMA 플레이트 적용 테이프 스프링 힌지, 적층 수에 따른 테이프 스프링 힌지를 시편으로 제작하였다. 전개 충격 시험 결과, 2단 적층 테이프 스프링 힌지의 경우 단순 테이프 스프링 힌지 대비 약 3.2 배 전개 충격이 저감되었음을 시험적으로 입증하였다. 마지막으로, 변위에 따른 자유 감쇠 시험 및 전개 충격 시험 결과 적층을 할수록 감쇠비가 크게 향상되지 않았으며 이는 실제 위성용 전개형 태양전지판의 경우 CFRP Honeycomb 구조로 제작되나 본 연구에서 제작된 더미형 전개형 태양전지판은 AL 재질로 제작되었다. 이에 실제 적용되는 전개형 태양전지판보다 낮은 강성을 가짐에 따라 특성 시험시 감쇠비가 크게 증가하지 않은 것으로 판단된다. 따라서, 전개형 태양전지판 모사장치를 보다 높은 강성으로 설계 및 초탄성 SMA 플레이트의 길이 조절을 통



해 최적화 설계가 필요할 것으로 판단된다.

## 【참 고 문 헌】

- (1) J. W. Jeong, Y. I. Yoo, J. J. Lee, J. H. Lim and K. W. Kim, "Development of a Tape Spring Hinge with a SMA Latch for a Satellite Solar Array Deployment Using the Independence Axiom ", Proceedings of the 2<sup>nd</sup> International Conference in Mechanical, Industrial and Manufacturing Engineering, pp.225-231, 2012
- (2) S. H. Kim, H. S. Seo, C. S. Lim, T. K. Kim, S. H. Kim, D. S. Hwang, J. H. Kim and J. H. Lee, "Development of Articulate Type Hinge of Satellite Solar Array Using Torsional Spring", The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, pp. 145-148, November, 2000
- (3) F. Dewalque, C. Schwartz, V. Denoël, J. L. Croisier, B. Forthomme and O. Brüls, "Experimental and Numerical Investigation of the Nonlinear Dynamics of Compliant Mechanisms for Deployable Structures" , Mechanical Systems and Signal Processing, Vol. 101, pp. 1-20, August, 2018
- (4) V. Tokateloff, G. Akhras, S. Montminy, Y. Shen and M. J. Potvin, "A Controllable Hinge Mechanism for the Deployment of a SAR Satellite Antenna", Proceedings of CAS AERO 2007, 2007
- (5) D. Y. Kim, H. S. Choi, J. H. Lim, K. W. Kim and J. W. Jeong, "Experimental and Numerical Investigation of Solar Panels Deployment with Tape Spring Hinges Having Nonlinear Hysteresis with Friction Compensation" Applied Sciences, Vol. 10, No. 21, 7902, November, 2020
- (6) H. Yang, R. Zhang, Z. Fan, Y. Wang and R. Liu, "Deploying Dynamics Experiment of Tape-Spring Hinges for Deployable Mechanism" , 32<sup>nd</sup> Youth Academic Annual Conference of Chinese Association of Automation, Vol. 51, pp. 1373-1384
- (7) M. Lathuiliere, J. Sicre and F. Germain, "Deployment of Appendices Using "MAEVA" Hinges : Progress in Dynamic Models" , Proceedings of 13th ESMATS, 2009

- (8) S. Pellegrino, E. Kedadze, T. Lefort and A. M. Watt, “Low-Cost Hinge for Deployable Structures” , Technical Report, University of Cambridge, July, 2002
- (9) C. H. Lee, “Shock Attenuation of a Solar Array Hinge by Means of the Martensite Detwinning of NiTi SMA” , Ph. D. Dissertation, Korea Advanced Institute of Science and Technology, 2016
- (10) O. Mierheim, T. Glaser, F. Orłowski, S. Kottmeier and C. Hühne, “On Orbit Deployment of The EU : CROPIS Solar Panel by GFRP Tape Spring Hinges” , The 16th European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing, March, 2021
- (11) K. W. Kim and Y. J. Park, “Solar Array Deployment Analysis Considering Path-dependent Behavior of a Tape Spring Hinge” , Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 29, No. 5, pp. 1921-1929, January, 2015
- (12) S. Heo, M. K. Kwak, Y. K. Kim and H. B. Kim, “Development of Multi-purpose Satellite II with Deployable Solar Arrays : Part II. Ground Deployment Experiments” , Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 31, No. 9, pp. 82-87, November, 2003
- (13) H. K. Youn, Y. K. Roh and J. W. Lee, “Experimental Stiffness Estimation of Strain Energy Type Hinge for Korea Multi-purpose Satellite (KOMPSAT)” , Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 27, No. 3, pp. 35-42, May, 1999
- (14) A. Carpine, C. Martin, C. Rinn and C. Verne, “Architecture and Deployment of a High Power Solar Array” , European Space Mechanism and Tribology Symposium, 2009
- (15) H. L. Ye, Y. Zhang, Q. S. Yang, Y. N. Xiao, V. G. Christopher and C. F. Christopher, “Optimal Design of a Three Tape-spring Hinge Deployable Space Structure Using an Experimentally Validated

- Physics-based Model” , Structural and Multidisciplinary Optimization, Vol. 56, pp. 913–989, September, 2017
- (16) C. H. Lee, J. W. Jeong, Y. J. Kim and J. J. Lee, “Deployment Shock Attenuation of a Solar Array Tape Hinge by Means of the Martensite Detwinning of NiTi Shape Memory Alloy” , Review of Scientific Instruments, Vol. 87, 035104, 2016
- (17) M. Carl, B. Zhang, M. L. Young, “Texture and Strain Measurements from Bending of NiTi Shape Memory Alloy Wires” , Shape Memory and Superelasticity, Vol.2, No.3, pp. 254–263, 2016
- (18) S. C. Kwon and H. U. Oh, “Passive Micro-jitter Isolation of Gimbal-type Antenna by Using a Superelastic SMA Gear Wheel” , Mechanical Systems and Signal Processing, Vol. 114, pp. 35–53, 2019
- (19) S. J. Shin, S. W. Park, S. J. Kang and H. U. Oh, “Experimental Validation of High Damping Printed Circuit Board with a Multi-layered Superelastic Shape Memory Alloy Stiffener” , Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 49, No. 8, pp. 661–669, August, 2021
- (20) Y. H. Park, S. C. Kwon, K. R. Koo and H. U. Oh, “High Damping Passive Launch Vibration Isolation System Using Superelastic SMA with Multilayered Viscous Lamina” , Aerospace, Vol.8, Issue. 201, July, 2021
- (21) [http://esmat.esa.int/a11\\_6.htm](http://esmat.esa.int/a11_6.htm)
- (22) European Cooperation for Space Standardization (ECSS-E-HB-32-21A), 2011

## 【연구실적】

### <국외논문>

1. S. Bhattarai, J. S. Go, H. R. Kim and H. U. Oh, "Development of a Novel Deployable Solar Panel and Mechanism for 6U CubeSat of STEP Cube Lab-II", Aerospace, Vol. 8 (2021) 1-24
2. S. Bhattarai, J. S. Go, and H.U. Oh, "Experimental CanSat platform for functional verification of burn wire triggering-based holding and release mechanisms" Aerospace, 2021, 8.7: 192.
3. S. Bhattarai, J. S. Go, H. Kim and H.U. Oh, "Experimental Validation of a Highly Damped Deployable Solar Panel Module with a Pogo Pin-based Burn Wire Triggering Release Mechanism", 2020, International Journal of Aerospace Engineering, Vol. 2020, pp. 1-37

### <국내논문>

1. 고지성, 손민영, 오현웅, "나일론선 절단 방식에 기반한 Pin-puller형 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치의 기능 검증", 항공우주시스템공학회지 (게재중)
2. 박귀중, 고지성, 오현웅, "인공위성의 고효율 열제어 구현을 위한 액체 금속형 가변 전도율 방열판에 관한 연구", 항공우주시스템공학회지, 제 13권 제 2호 (2018) pp. 66-72
3. 박연혁, 고지성, 채봉건, 이성호, 오현웅, "나일론선 절단방식 6U 큐브 위성용 태양전지판 구속분리장치의 기능검증", 한국항공우주학회지, 제 46권 제 10호 (2018) pp. 867-875

### <국외학회발표>

1. J. S. Go, J. S. Choi, S. W. Park, S. J. Kang and H. U. Oh, "Experimental Validation of Deployable Tape Spring Hinge Combined with Surperelastic Shape Memory Alloy", 72<sup>nd</sup> International Astronautical Congress (IAC), United Arab Emirates, October 2021.

2. S. Bhattarai, J. S. Go and H. U. Oh, "Experimental CanSat Platform for Verification of Burn Wire Triggering Holding and Release Mechanism", The 32nd International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), Fukui, Japan, 2019.
3. J. S. Go, J. S. Kang and H. U. Oh, "System Development of CanSat with Holding and Release Mechanism", Proceedings of Asian Joint Symposium on Aerospace Engineering (AJSAE), Gyeongju, Republic of Korea, 2018

#### <국내학회발표>

1. 고지성, 오현웅, "초탄성 형상기억합금을 적용한 테이프 스프링 힌지의 기본 특성 검증", 항공우주시스템공학회 2021 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회
2. Bhattarai Shankar, 김수현, 고지성, 오현웅, "3U 큐브위성용 전개형 태양전지판 모듈의 구조 및 열해석", 항공우주시스템공학회 2019 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회
3. 고지성, 김호범, 오현웅, "발사진동환경에서의 PCB 기반 초소형 위성용 태양전지판의 구조안전성 검증", 한국소음진동공학회 2019 추계학술대회, 한국소음진동공학회
4. 고지성, 오현웅, "6U 초소형위성 STEP Cube Lab-II 전개형 태양전지판 모듈 설계", 항공우주시스템공학회 2019 추계학술대회, 항공우주시스템공학회

#### <특허실적>

1. 출원번호: 10-2021-0104582, "대형 구조물 전개장치용 초탄성 형상기억합금 기반 테이프 스프링 힌지", 발명자: 오현웅, 고지성
2. 출원번호: PCT/KR2020/010648, "고댐핑 적층형 보강부가 적용된 태양전지판", 발명자: 오현웅, 고지성, 김홍래, 김호범, 이정규, 사공영보
3. 출원번호: 10-2020-0002752, "고댐핑 적층형 보강부가 적용된 태양전지판", 발명자: 오현웅, 고지성, 김홍래, 김호범, 이정규, 사공영보

4. 등록번호: 10-2190724, "벨크로가 적용된 와이어 방식의 큐브 위성용 전개 구조물 구속/분리 장치", 발명자: 오현웅, 고지성, 김홍래

<수상>

1. 고지성, 손민영, 2020 제 8회 한국항공우주학회 학부생 논문경진대회 **준우수상**, 한국항공우주학회
2. 고지성, 김민석, 김준영, 김종민, 김성률, 손민영, 오현웅, 2019 제1회 항공우주시스템공학회 캡스톤 디자인 경진대회 **한화에어로스페이스 아산사업장장상**, 항공우주시스템공학회
3. 고지성, 김민석, 김성률, 김준영, 2019 조선대학교 창업아이디어 경진대회 **최우수상(광주/전남 중소기업청장상)**, 조선대학교
4. 고지성, 2019 조선대학교 학생자율탐구팀 프로젝트 **장려상**, 조선대학교
5. 고지성, 2019 조선대학교 창의아이디어 구현 경진대회 **은상**, 조선대학교
6. 고지성, 강주성, 2018 캔위성 경연대회 **우수상 (카리스트 총장상)**, 과학기술정보통신부
7. 박귀중, 고지성, 오현웅, 2018 항공우주시스템공학회 추계학술대회 **우수 발표논문상**, 항공우주시스템공학회