

## 점탄성 테이프를 적용한 적층형 블레이드 기반 충격저감장치

최재섭<sup>1</sup> · 박연혁<sup>1,2</sup> · 오현웅<sup>1,2,†</sup>

<sup>1</sup>한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

<sup>2</sup>(주)스텝랩

## Development of Laminated Blade Based Shock Absorber Using Viscoelastic Adhesive Tape

Jae-Seop Choi<sup>1</sup>, Yeon-Hyeok Park<sup>1,2</sup> and Hyun-Ung Oh<sup>1,2,†</sup>

<sup>1</sup>Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

<sup>2</sup>STEP Lab. Ltd

### Abstract

Pyrotechnic separation devices have been widely used as holding and release mechanism for deployable appendage. However, pyro-shock can cause temporal or permanent damage on shock sensitive components such as electronics, mechanism, and brittle components. This study proposed a low-stiffness blade based passive shock absorber using a multi-layered stiffener laminated with viscoelastic acrylic tapes for reducing transmitted pyro-shock upon explosion of pyrotechnic separation devices. The multi-layered structure with viscoelastic tape has high-damping characteristics to effectively secure structural integrity of low-stiffness blades under the launch environment. The design effectiveness was verified through a shock test by dropping a pendulum. The structural integrity of the shock absorber under a launch environment was evaluated through structural analysis under load conditions with a deployable payload.

### 초 록

일반적으로 발사체의 페어링, 위성체 및 단 분리와 더불어 위성체의 전개형 구조물 분리 시 높은 진폭의 화약폭발 기반 파이로 분리장치가 주로 적용되고 있다. 이로부터 발생하는 파이로 충격은 짧은 시간에 높은 진폭의 하중이 발생함으로써, 위성 전장품 등 주요 탑재장비에 일시적 또는 영구적 손상을 유발하여 임무 실패를 초래할 수 있다. 본 연구에서는 파이로 구속분리장치의 폭발 시 전달되는 충격하중 저감을 목적으로 저강성 블레이드 기반 충격저감장치를 제안하였다. 설계의 주안점은 저강성 블레이드 적용에 따라 발사진동환경 하 구조건전성 확보에 취약한 문제점을 해결하기 위해 고댐핑 특성 구현이 가능하도록 점탄성 테이프를 이용한 적층형 구조를 적용함에 있다. 상기 충격저감장치의 설계 유효성은 낙하추를 이용한 충격시험을 통해 입증하였으며, 발사진동환경 하 구조건전성은 전개형 구조물 모사 모델을 적용한 하중조건에서의 구조해석을 통해 평가를 수행하였다.

**Key Words** : Pyro-shock(파이로 충격), Shock Absorber(충격저감장치), Viscoelastic Adhesive Tape(점탄성 테이프)

## 1. 서 론

최근 우주기술의 고도화 및 다양화로 인해 위성체

요구 전력 충족을 위한 태양전지판 및 관측 성능 확보를 위한 안테나와 같은 탑재체들의 크기가 증가하고 있다. 이러한 대형 탑재체들은 발사체 내부의 제한된 부피 요구조건 충족을 위해 수납효율 극대화가 가능한 전개형 설계가 적용된다. 전개형 구조물의 경우, 발사환경 하 구조건전성 확보를 위해 위성체에 구속되며 궤도 상 우주임무 수행을 위해 구속 해제가 이루어진

다. 상기 과정을 위해 별도의 구속분리 메커니즘이 적용되며, 그 중 화약폭발 기반 파이로 분리장치가 소형, 저비용 및 고신뢰도의 장점으로 인해 주로 사용되고 있다. 그러나 분리 시 발생하는 파이로 충격은 1 MHz 이상의 고주파를 포함하며, 최대 300,000 g 의 높은 하중을 동반한다. 이로 인해 위성 전장품 등 주요 탑재장비에 일시적 또는 영구적 손상을 유발하여 임무 실패를 초래할 수 있다 [1].

초기의 위성 개발 무렵에는 파이로 충격에 대한 중요성을 인지하지 못하였고 개념 또한 전무한 실정이었으며 이에 파이로 충격에 의한 발사 실패가 다수 발생하였다 [2]. 이러한 발사 실패를 방지하기 위하여 다양한 충격하중 저감 방법이 제안되었으며, 그 중 기존 분리 메커니즘의 신뢰도를 유지함과 동시에 높은 범용성을 가지는 충격저감장치가 일반적으로 적용되었다. Park et al. [3]은 우주 구조물의 구성요소로써 사용되는 허니컴 샌드위치 패널에 적용을 목적으로 탄성중합체 와셔가 적용된 인서트 시스템을 제안하였다. 폭발식 볼트가 적용되는 체결부에 제안한 인서트를 적용 후 충격전파실험을 수행하였으며, 일반 평판을 결합한 구조물과 전달되는 충격하중을 비교함으로써 충격 저감성능을 검증하였다. Jeong, et al. [4]은 SMA (Shape Memory Alloy) Wire의 형상기억효과를 이용한 주파수 가변 절연기를 제안하였다. SMA Wire Actuator에 전류를 흘려 가열함으로써 압축 및 완화를 통해 주파수 가변 기능을 구현하였다. 제안된 절연기에 대한 충격시험을 통하여 획득된 충격하중에 대한 가속도 응답에 따른 SRS (Shock Response Spectrum) 그래프를 통해 상기 절연기의 충격 감쇠 성능 및 발사환경 하 진동 증폭을 방지할 수 있음을 입증하였다. Youn et al. [5]은 PEEK 소재의 와셔와 Steel 소재의 일반적인 와셔를 번갈아 적층하여 강성 차이로 인해 전달되는 충격에너지가 반사되는 효과 및 충격 전달 면적을 줄여줌으로써 위성체로 전달되는 충격하중을 감쇠하였다. 충격저감장치 적용 시 고유진동수가 약 50% 낮아지며, 이에 따라 증폭비가 저감되는 것을 입증하였다. 이와같이, 충격하중을 저감함에 있어 주파수 분리를 위한 대상체에 저장성 지지구조를 주로 적용하고 있으나, 발사하중환경 하 발생하는 동적변위가 증가함에 따라 구조건전성 확보가 어려운 단점이

있다.

따라서, 본 연구에서는 저장성 구현과 더불어 발사환경 하 구조건전성 확보가 가능한 새로운 적층형 구조가 적용된 저장성 블레이드 기반 충격저감장치를 제안하였다. 제안된 충격저감장치에서는 점탄성 테이프를 이용한 적층형 구조를 블레이드에 적용하였다. 이는 발사환경 하 점탄성 테이프와 박판 상호 간 마찰력으로 고댐핑 특성 구현과 더불어 응력 분산이 가능한 특성을 가짐에 따라 저장성 지지구조 임에도 불구하고 구조건전성 확보를 가능하게 한다. 제안된 적층형 구조에 대한 성능 검증은 종래 연구로 입증된 사례가 있다. 대표적으로 Shin, et al. [6]은 FR-4 소재의 박판을 기관 배면부에 다층으로 적층하고, 박판 사이에 점탄성 테이프를 적용한 적층형 전자기관을 제안하였다. 제안한 전자기관의 유효성 입증을 위해 수행된 발사진동시험에서 적층형 구조의 적용으로 인해 랜덤진동에 대한 전자기관의 가속도 응답이 24% 저감되었으며, 최대 동적변위 산출 결과 약 2배 감소됨을 검증하였다. Park, et al. [7]은 소형 SAR 위성 S-STEP (Small SAR Technology Experimental Project)의 발사환경 하 위성체로 전달되는 동적 하중 저감을 목적으로 SMA의 초탄성 효과 및 적층형 구조의 고댐핑 특성을 이용한 진동절연기를 제안하였다. 제안한 진동절연기의 SMA 블레이드에 점탄성 테이프를 이용한 적층형 구조를 적용함으로써 고댐핑 특성을 구현하였으며, 점탄성 테이프에 의해 블레이드의 동적변위를 저감시킴으로써 블레이드에 작용하는 응력을 감소시켰다. 상기 선행연구를 통해 적층형 구조에 대한 고댐핑 및 응력 분산 특성이 입증되었으며, 이는 제안한 충격저감장치의 블레이드에 적용함에 따라 발사진동환경 하 저장성 블레이드의 구조건전성 확보가 가능하게 한다.

본 논문에서는 우주용 전개형 구조물에 적용되는 파이로 분리장치의 구속 해제 시 발생하는 충격 저감을 목적으로 적층형 블레이드 기반 충격저감장치를 제안하였다. 상기 충격저감장치의 시험모델을 제작하여 낙하추를 이용한 충격시험을 통해 설계 유효성을 입증하였다. 또한, 제안된 충격저감장치가 적용된 전개형 구조물이 모사된 유한요소모델 (Finite Element Model, FEM)을 구축하여 모드해석, 준정적 해석 및 랜덤해석

을 통해 동특성 파악 및 발사환경 하 구조건전성 확보 여부 등을 해석적으로 검증하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 점탄성 테이프를 적용한 적층형 블레이드

#### 기반 충격저감장치 개요

Figure 1은 파이로 구속분리장치가 적용된 전개형 능동 SAR 안테나의 위성체 장착형상 예시를 나타낸다 [8]. 이와 같은 전개형 구조물은 발사 시 제한적인 발사체 내부 수납공간 요구조건에 의해 주로 별도의 파이로 구속분리장치를 적용하여 수납되며, 궤도환경에서 임무 수행을 위한 전개 시 파이로 폭발을 이용하여 구속을 해제한다. 이러한 파이로 폭발로 인해 발생하는 충격이 전개형 구조물 내부 및 파이로 인근 위성체 장착 전장품 등에 손상을 유발하므로 임무 실패를 초래할 수 있다.

Figure 2는 전술한 전개형 구조물을 적용 대상으로 본 연구에서 제안한 적층형 블레이드가 적용된 충격저감장치의 설계안을 나타낸다. 상기 충격저감장치는 파이로 볼트로 전개형 구조물과 위성체 간 체결되며, 전개형 구조물의 구속 해제 시 발생하는 파이로 충격에 대해 높은 저감성능 획득을 목적으로 한다.

Figure 3은 제안한 충격저감장치의 상세 구조를 나타낸다. 상기 충격저감장치는 크게 적층형 블레이드, 블레이드 간 및 전개형 구조물과 결합을 위한 Interface (I/F) 브라켓 그리고 하우징 브라켓으로 구성된다. 적층형 블레이드는 Al-7075 소재를 적용한 블레이드 상/하부 평면상에 FR-4 소재의 얇은 박판이 점탄성 테이프가 적용되어 각 2층씩 적층된다. 블레이드의 형상은 종방향 ( $z$ -axis)에 대하여 저강성 구조로 설계되어 파이로 폭발로 인한 충격하중 발생 시 전개형 구조물 및 위성체로 전달되는 충격하중을 저감시킨다. 또한, 점탄성 테이프가 적용된 적층형 구조에 의해 발사환경 하 박판 상호간 마찰력으로 고댐핑 성능 및 블레이드에 작용하는 응력이 분산되는 특성으로부터 구조건전성 확보에 효과적일 것으로 판단된다. 하우징 브라켓에는 8개의 체결 I/F가 마련되어 위성체 패널에 결합 가능하도록 설계하였다. 제안한 적층형 블레이드가 적용된 충격저감장치 및 전개형 구조물 더미

(Dummy)의 제원은 Table 1과 같으며, Table 2는 상기 충격저감장치에 적용된 3M社의 3M966 양면 아크릴 테이프의 제원을 나타낸다. 이는 고진공환경에서 탈기체 특성 등 우주환경 적용 요구조건을 만족한다 [9].



Fig. 1 Example of Deployable SAR Antenna [8]

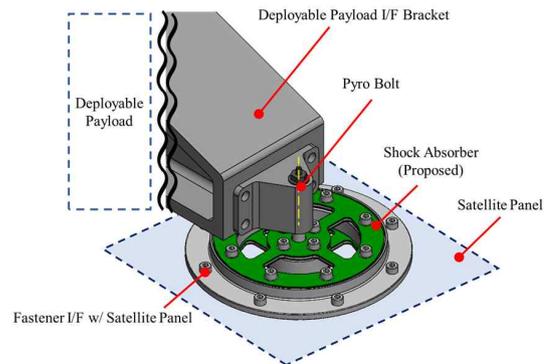


Fig. 2 Design Concept of Proposed Shock Absorber

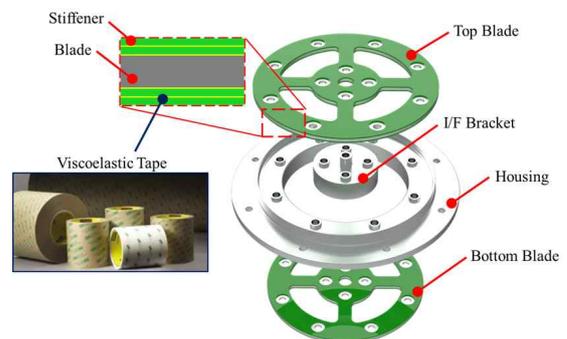


Fig. 3 Configuration of Proposed Shock Absorber

**Table 1** Specification of Shock Absorber and Deployable Payload Dummy

Item	Shock Absorber / Blade (2EA)	Deployable Payload Dummy
Size (mm)	Ø160×254 / Ø120×2	4000×3000×300
Mass (kg)	0.604 / 0.075	150

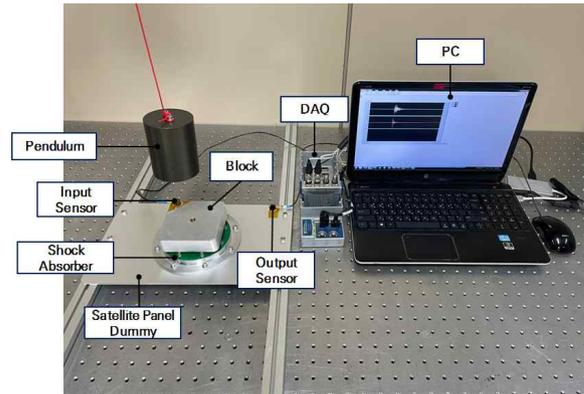
**Table 2** Specification of the Viscoelastic Adhesive Tape (3M966) [9]

Typical Properties	Value
Type	Double-sided Tape
Adhesive Material	Acrylic
Thickness (mm)	0.06
Density (g/cc)	1.012
Adhesion Strength to Steel (N/100mm)	58 (20 min Dwell) 85 (72 hr Dwell) 159 (ultimate Bond)
Allowable Temp. Range (°C)	-40 ~ 232
Thermal Conductivity (W/m/K)	0.178
CTE (ppm/°C)	1.99

## 2.2 충격시험

본 연구에서 제안한 충격저감장치의 설계 유효성 검증을 위해 낙하추를 이용한 충격시험을 수행하였다. 충격저감장치의 적용 대상을 150 kg의 SAR 안테나로 선정함에 따라 동일 조건에서의 시험 진행에 한계가 있으므로 단일 모듈에 대한 간소화된 구성으로 시험을 수행하였다. 시험 Case는 점탄성 테이프를 적용한 적층 수에 따라 총 4가지로 구성하였으며 각 Case는 Table 3과 같다. 충격시험 구성은 Fig. 4와 같으며, 위성체 패널을 모사한 더미 중앙에 충격저감장치를 배치하고 전개형 구조물의 체결부 모사를 위한 Block을 충격저감장치 중앙에 체결하였다. 인가되는 충격하중과 전달되는 가속도 응답 측정을 위해 Block 및 위성체 패널 모사 더미에 가속도센서를 부착하였으며, 시험에 사용된 가속도센서는 Dytran社의 3023A3H 모델을 사용하였다. 상기 Block에 1 kg 추를 낙하시켜 약 280 g의 충격하중을 인가하였으며, 위성체 패널 모

사 더미에서의 가속도 응답을 측정 및 비교하였다. 낙하추를 이용한 시험장치는 실제 Pyro 충격 모사에 한계가 있으므로 본 시험에서는 구현 가능한 최대 충격인가 시 Rigid 조건과 비교하여 각 Case 별 저감성능을 확인하였다.



**Fig. 4** Shock Test Set-up

Figure 5는 Case 별 충격시험을 통해 획득한 가속도 응답 및 발사체로부터 발사환경 하 발생하는 일반적인 파이로 충격에 대한 SRS (Shock Response Spectral)의 비교 결과를 나타낸다. 전술한 일반적인 SRS 데이터의 경우 주로 사용되고 있는 발사체 중 하나인 SpaceX社의 Falcon 9에서 제시하는 충격하중 요구조건을 예시로 선정하였다 [10]. SRS 비교 결과, 충격저감장치의 저장성 설계에 기반하여 목적하는 고주파수 대역에서 Case 1 대비 높은 저감성능이 구현된 것을 입증하였다. 또한, 적층여부 및 적층 수가 증가함에 따라 전반적인 가속도 응답이 감소하는 경향을 나타내고 있으며, 이를 통해 점탄성 테이프가 적용된 박판 상호간 마찰력으로 고댐핑 특성이 구현됨을 입증하였다.

**Table 3** Specification of each Case

Test Case	Type
Case 1	Rigid
Case 2	w/o Stiffener
Case 3	1 Layered Stiffener
Case 4	2 Layered Stiffener

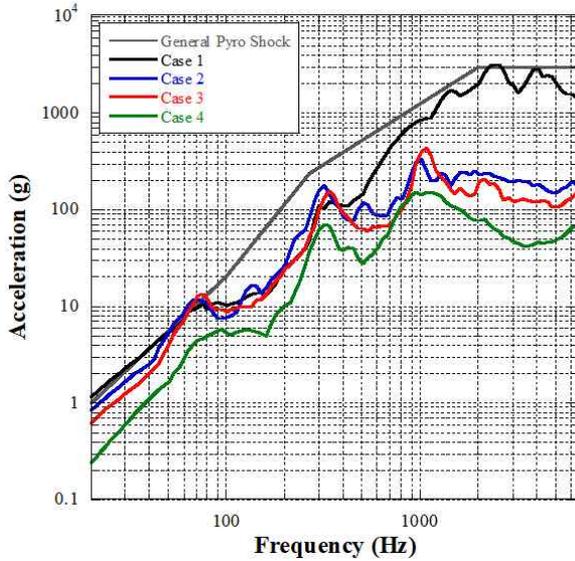


Fig. 5 SRS Results Comparison of Each Cases

## 2.3 구조해석

### 2.3.1 유한요소모델

Figure 6은 충격저감장치를 적용한 전개형 구조물이 모사된 유한요소모델을 나타낸다. 제안한 충격저감장치의 충격저감 성능은 충격시험을 통해 입증되었으며, 발사환경 하 충격저감장치의 구조적 특성을 해석적으로 검증하기 위해 구조해석을 수행하였다. 이를 위한 유한요소모델을 구축하였으며, 블레이드의 경우 충격 시험에서 높은 성능을 나타낸 Case 4와 동일한 2층 적층을 기준으로 구축하였다. 적층형 구조 구현 시 점탄성 테이프가 블레이드의 동적 특성에 미치는 영향이 미비함으로 적층형 구조의 응력 분산 특성만을 고려하기 위해 점탄성 테이프 구현 없이 모델링을 구축하였다. 전개형 구조물 모사 모델은 150 kg의 질량을 가지며 1차 고유진동수는 53.75 Hz로 가정하여 구축하였다. 충격저감장치는 전개형 구조물 모사 모델에 구현한 I/F와 강제조건을 부여하여 파이프 볼트 체결부를 모사하였으며, 안테나 힌지 및 충격저감장치 상 위성체 패널 부착용 체결 I/F에 6 자유도 구속조건을 부여하였다. 본 유한요소모델 구축을 위해 사용된 물성치는 Table 4에 나타내었다.

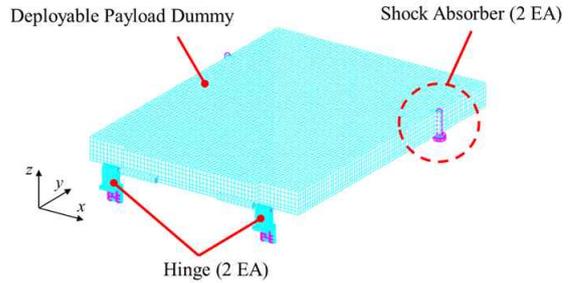


Fig. 6 FEM of Shock Absorber with Deployable Payload Dummy

Table 4 Material Properties of FEM

Material	Property	Unit	Value	Used for
Al-6061	Modulus of Elasticity	GPa	68.3	Housing
	Poisson's Ratio	-	0.33	
	Density	kg/m <sup>3</sup>	2,700	
	Yield Strength	MPa	276	
	Ultimate Strength	MPa	310	
Al-7075	Modulus of Elasticity	GPa	71.7	Blade
	Poisson's Ratio	-	0.33	
	Density	kg/m <sup>3</sup>	2,800	
	Yield Strength	MPa	503	
	Ultimate Strength	MPa	572	
FR-4	Modulus of Elasticity	GPa	18.73	Stiffener
	Poisson's Ratio	-	0.136	
	Density	kg/m <sup>3</sup>	1,850	
	Yield Strength	MPa	-	
	Ultimate Strength	MPa	242	

### 2.3.2 모드 해석

제안한 충격저감장치가 적용된 전개형 구조물의 동적 특성 파악을 위해 모드 해석을 수행하였다. 저장성 지지구조 설계에 따른 주파수 분리 여부 판단을 위해 1

차 고유진동수를 주요 성분으로 선정하였으며, 모드 형상은 목적하는 적층형 블레이드의 종방향 거동이 발생함을 확인하였다. 이때 고유진동수는 23.34 Hz로 전술한 전개형 구조물의 고유진동수와 주파수 분리에 기인한 충격 저감성능 확보가 가능함을 확인하였다. Fig. 7은 주요 모드 형상을 나타낸다.

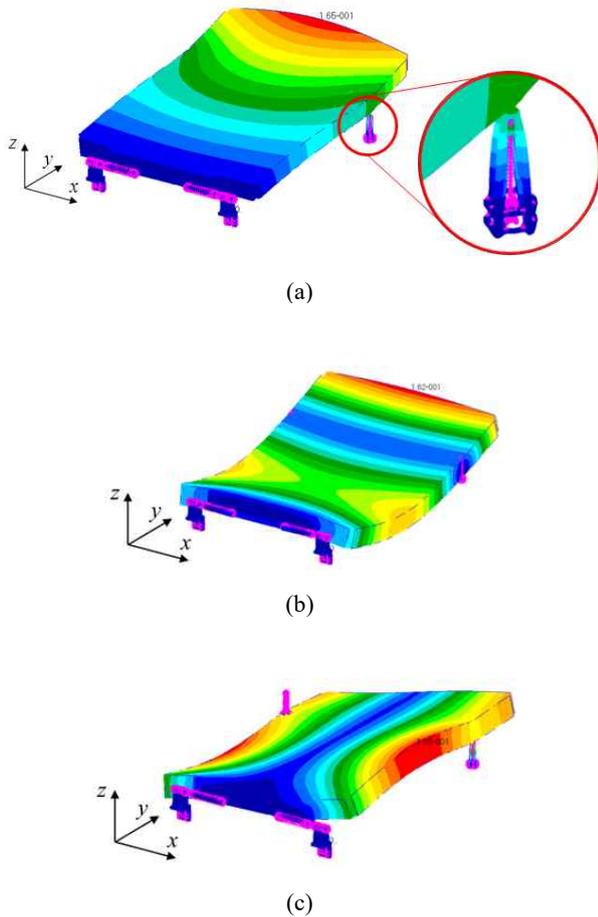


Fig. 7 Modal Analysis Results ((a) 1st Mode (23.79 Hz), (b) 2nd Mode (47.19 Hz), (c) 3rd Mode (51.47 Hz))

### 2.3.3 준정적 해석

제한한 충격저감장치의 발사환경 하 구조건전성 검증을 위해 준정적 해석을 수행하였다. 설계하중은 15.57 g로 MAC (Mass Acceleration Curve) [11] 기반하여 150 kg에 대한 설계하중을 산출하였다. 준정적 해석 수행 결과 각 축에 대하여 구조적으로 가장 취약한 블레이드에서 최대 응력이 발생하였으며, 종방향 (z-axis)으로 하중 인가 시 364 MPa의 최대응력이 발생하였다. 준정적 해석 결과에 따른 각 축에 대한 응력 기반 안전여유 (Margin of Safety, MoS)를 식 (1)을 통해 산출하였다.

$$MoS = \frac{\sigma_{allowable}}{S.F \times \sigma_{max}} - 1 \geq 0 \quad (1)$$

여기서,  $\sigma_{allowable}$ 은 Al-7075 소재의 최대 허용 응력,  $\sigma_{max}$ 는 구조해석으로부터 계산된 최대 응력, S.F는 안전계수 (Safety Factor)를 나타내며, 산출 결과 저항성 설계임에도 적층형 구조의 응력분산 특성으로 충격저감장치의 발사환경 하 구조건전성이 확보됨을 해석적으로 검증하였다. Table 5는 준정적 해석 결과에 따른 충격저감장치 블레이드의 MoS 산출 결과를 나타낸다.

### 2.3.4 랜덤 해석

제한한 충격저감장치 적용 유무에 따른 랜덤진동환경 하 가속도 응답을 비교하기 위해 Table 6에 제시되어있는 NASA의 GSFC-STD-7000B 규격에 따라 랜덤 해석을 수행하였다 [12]. 랜덤해석을 통해 충격저감장치 적용 유무에 따른 전개형 구조물 모사 모델

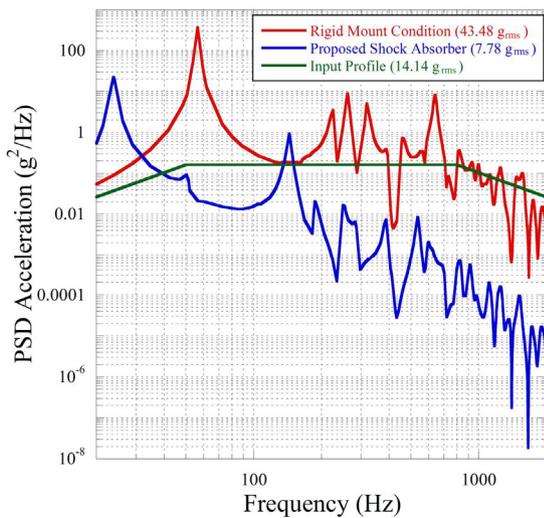
Table 5 Quasi-static Load Analysis Result Summary

Item	Material	$\sigma_{allow\_yie.}$ (MPa)	$\sigma_{allow\_ult.}$ (MPa)	$\sigma_{max.}$ (MPa)			S.F		MoS		
				x	y	z			x	y	z
Multi-layered Blade	Al-7075	503	572	76.90	53.50	364	Yie.	1.25	4.23	6.52	0.10
							Ult.	1.5	3.95	6.12	0.04

의 가속도 응답을 확인하였다. Fig. 8은 랜덤 해석 결과의 PSD (Power Spectral Density)를 나타내며 전개형 구조물 모사 모델의 가속도 응답은 Rigid 조건에서 42.84  $g_{rms}$ 의 응답을 나타내었으나, 충격저감장치 적용 시 7.78  $g_{rms}$ 로 Rigid 조건 대비 약 5.5 배 저감됨을 확인하였다. 이는 전개형 구조물의 발사환경 하 발생 가능한 동적변위의 감소를 나타내며, 구조건전성 확보 측면에서도 유리할 것으로 판단된다. 상기 해석 결과를 통해 충격저감장치 적용에 따른 주파수 분리에 의해 발사진동환경 하 전개형 구조물에서 발생하는 가속도 응답의 감소가 가능함을 해석적으로 검증하였다.

**Table 6** Specification of Random Vibration Analysis [12]

Frequency (Hz)	Amplitude ( $g^2/Hz$ )
20	0.026
50	0.16
800	0.16
2000	0.026
<b>Overall (<math>g_{rms}</math>)</b>	<b>14.14</b>



**Fig. 8** Random Analysis Results

### 3. 결 론

본 연구에서는 선행연구에서 충격하중을 저감하기 위해 주로 적용된 저장성 지지구조의 발사환경 하 구조건전성 확보가 어려운 단점을 극복하기 위해 적층형 구조가 적용된 저장성 블레이드 기반 충격저감장치를

제안하였다. 제안한 충격저감장치는 저장성 구현과 더불어 점탄성 테이프 및 박판을 활용한 적층형 구조를 블레이드에 적용함으로써 발사진동환경 하 점탄성 테이프와 박판 상호 간 마찰력으로 고댐핑 성능 구현 및 응력 분산이 가능한 특성을 가진다. 이를 통해 적층형 블레이드의 발사환경 하 구조건전성 확보가 가능하게 한다. 상기 충격저감장치의 설계 유효성 검증을 위해 충격시험을 수행하였으며, SRS 비교 결과 저장성 설계에 기반하여 목적으로 하는 고주파 대역에서 높은 저감능이 구현됨을 입증하였다. 또한, 상기 충격저감장치 및 전개형 구조물이 모사된 유한요소모델을 구축하여 구조해석을 수행하였다. 모드 해석 결과 전개형 구조물 모사 모델에 충격저감장치 적용 시 주파수 분리가 가능한 설계임을 확인하였으며, 전개형 구조물 모사 모델을 적용한 하중조건에서의 구조해석 및 랜덤 해석을 통해 제안한 충격저감장치의 발사진동환경 하 구조건전성 확보가 가능함과 더불어 주파수 분리에 의한 랜덤하중 하 전개형 구조물에서 발생하는 가속도 응답의 감소 또한 가능함을 해석적으로 검증하였다.

### 후 기

본 연구는 항공우주시스템공학회 주최 제3회 전국 대학생 캡스톤 디자인 경진대회에서 LIG넥스원(주) 캡스톤디자인상 수상작입니다.

### References

- [1] M. G. Ryschkewitsch, "Pyroshock Test Criteria, NASA Technical Standard NASA-STD-7003A," NASA Report, Dec. 2011.
- [2] C. J. Moening, "Pyrotechnic Shock Flight Failures," Proc. of the 38th Aerospace Testing Seminar, vol. 8, pp. 95-109, 1984.
- [3] H. S. Park, D. H. Hwang, J. H. Han and J. K. Yang, "Development of Shock-absorbing Insert for Honeycomb Sandwich Panel," *Aerospace Science and Technology*, vol. 104, Article ID 105930, Sep. 2020.
- [4] H. K. Jeong, J. H. Han, S. H. Youn and J. H. Lee, "Frequency Tunable Vibration and Shock Isolator

- Using Shape Memory Alloy Wire Actuator,” *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 25, pp. 908-919, June 2013.
- [5] S. H. Youn, Y. S. Jang and J. H. Han, “Pyroshock and Vibration Characteristics of PEEK Washer Shock Absorbers,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 36, no. 3, pp. 285-290, Mar. 2008.
- [6] S. J. Shin, S. H. Jeon, S. J. Kang, S. W. Park and H. U. Oh, “Characteristic Validation of High-damping Printed Circuit Board Using Viscoelastic Adhesive Tape,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 48, no. 5, pp. 383-390, May 2020.
- [7] 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, July 2021.
- [8] <https://www.kari.re.kr>
- [9] <https://www.3m.com>
- [10] SpaceX, “Falcon 9 Launch Vehicle Payload User’s Guide SCM 2008-010 Rev. 1”, Space X User Guide, 2009.
- [11] J. Wijker, “Miles’ Equation in Random Vibrations : Chapter 5. Notching and Mass Participation,” pp. 57-67, 2018.
- [12] M. Viens, T. T. Hyde, D. F. Mitchell, T. V. McCarthy and E. K. Isaac, “General Environmental Verification Standard for GSFC Flight Programs and Projects, Goddard Technical Standard GSFC-STD-7000B,” NASA Report, Apr. 2021.