

# 풋댐퍼가 적용된 경량착륙장치 기반 달착륙선 모사체 개발 및 검증

## Development and Validation of a Lunar Lander Demonstrator with Foot-damper based Landing Gears

최한솔\* · 김영배\* · 정현재\*\* · 박정훈\* · 김현\*\*\* · 임재혁†

Han-Sol Choi\*, Yeong-Bae Kim\*, Hyun-Jae Jeong\*\*, Jeong-Hoon Park\*, Hyeon Kim\*\*\* and Jae Hyuk Lim†

(Received July 13, 2021 ; Revised August 18, 2021 ; Accepted August 18, 2021)

**Key Words :** Lunar Lander Demonstrator(달착륙선 모사체), Landing Stability(착륙안정성), Shock Absorber(충격 흡수재), Aluminum Honeycomb(알루미늄 허니콤), Foot-damper(풋댐퍼)

### ABSTRACT

In this work, we propose a lunar lander demonstrator with lightweight landing gears combined with foot-dampers to absorb landing impact loads and improve landing stability. We select an appropriate aluminum honeycomb and foot-damper model through a set of compression tests and analysis. A set of landing tests with the lunar lander demonstrator is conducted to verify the landing stability considering various ground conditions. In addition, load cells and accelerometers are installed to measure the impact load and shock acceleration on the landing gear to investigate quantitative shock absorption performance. Our test results show that the developed landing gears successfully attenuate the shock and improve landing stability, meeting the design requirements.

### 1. 서 론

최근 미국, 러시아, 중국, 유럽, 일본, 인도의 우주 강대국에서는 우주개발에 적극적으로 참여하여 미개척지인 달의 자원 탐사 임무를 적극적으로 추진하고 있다. 우리나라는 2018년도에 ‘제3차 우주개발 진흥 기본계획’을 수립하여 달 탐사 사업을 추진하고 있다. 제 1단계로 2022년 8월 한국형 달궤도선이 궤권9호

에 탑재되어 발사될 예정이며, 2단계로 2030년까지 달착륙선을 발사하는 것을 목표로 하고 있다<sup>(1)</sup>. 이에 달 탐사 및 후속탐사 준비를 위한 우주 탐사 기술력 습득이 필요하며 달착륙선 모사체의 착륙시험 및 해석을 통한 착륙안정성을 검증하는 연구도 활발하게 수행되고 있다. 현재 달착륙선의 달 표면 착륙개념은 달 중력권 내부에 들어오면 추력기를 통해 급감속 후 지상표면 약 2.75 m 높이에서 정지비행을 수행한다. 이후 연료를 모두 소비하여 추력기를 멈추고, 자유낙

† Corresponding Author ; Member, Department of Mechanical Engineering, Jeonbuk National University, Professor  
E-mail : jaehyuklim@jbnu.ac.kr

\* Department of Mechanical Engineering, Jeonbuk National University, Student

\*\* Agency for Defense Development, Researcher

\*\*\* CAMTIC Advanced Mechatronics Technology Institute for Commercialization, Senior Researcher

# A part of this paper was presented and selected as one of best papers at the KSNVE 2021 Annual Spring Conference

‡ Recommended by Editor Jae Young Kang

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

하하여 달 표면에 착륙하게 된다. 착륙 시, 달착륙선이 전복되어 임무를 수행할 수 없는 불안정상태가 되거나 과도한 미끄럼이 발생하여 달 표면에 존재하는 분화구나 암석에 부딪혀 전복이나 달착륙선에 파손을 일으킬 수 있다. 이를 방지하기 위해 가볍고 충격을 충분히 흡수할 수 있는 착륙장치의 개발이 필수적이다. 착륙장치의 충격흡수 매커니즘은 달의 높은 진공 및 온도환경(-170 °C ~ 130 °C)에서도 작동해야 하므로 지상에서 널리 사용되는 유압식이나 전자기식 충격흡수방법을 사용하기 어렵다. 따라서 우주 임무에는 충격흡수를 위해 가볍고 에너지 흡수량이 많은 알루미늄 허니콤이 널리 사용되고 있다<sup>(2)</sup>. 알루미늄 허니콤은 충격에너지가 가해지면 소성변형을 통해 충격 에너지를 흡수시키기 때문에 착륙과 같은 일회성 임무에서 영구변형이 있어도 임무 수행에 문제가 없다<sup>(3)</sup>.

착륙장치 구조는 Fig. 1과 같이 충격흡수재 적용 위치에 따라 풋패드(foot-pad) 방식과 풋댐퍼(foot-damper) 방식으로 구분할 수 있다. 풋패드 방식은 주 스트럿에만 충격흡수재가 들어있기 때문에 착륙 후 충격에 의해 주 스트럿 내부의 알루미늄 허니콤에 압축변형이 발생하여 착륙선의 높이가 낮아지면 달착륙선 하단에 설치된 추력과 지면 사이의 간섭이 발생하여 사고 발생 확률이 높아진다. 이와 유사한 풋댐퍼 방식은 주 스트럿 및 착륙장치 하단에 충격흡수재가 설치된다. 착륙 시, 1차적으로 착륙장치 하단의 충격흡수재가 충격을 흡수하고 나머지 충격에너지를 주 스트럿에서 흡수하게 된다. 풋패드 방식 대비 착륙 시, 주 스트럿 내부의 알루미늄 허니콤 충격흡수량이 적어 스트로크 길이가 짧아, 추력과 지면 사이의 간섭 발생 확률이 낮은 장점이 있다<sup>(4)</sup>. 따라서 소형 달착륙선인 미국의 Surveyor호<sup>(5)</sup>나 인도의 Chandrayaan-2호<sup>(6)</sup>에 채택되었다.

이외에도 관련된 연구로 국내에서 Pham 등은<sup>(2)</sup> 달 착륙시 착륙선이 미끄러지거나 전복되는 현상을 준정적평형방정식을 통해 유도하고 이에 따른 판정식을 제안하였다. Yang 등은<sup>(7)</sup> 달 표면의 특성을 고려하여 달착륙선의 착륙거동을 해석하고 달 표면의 영향을 연구하였다. Son 등은<sup>(8)</sup> 한국형 달탐사선 구조모델 설계에 관한 연구를 수행하여 발사중량을 고려한 달 착륙선 구조체의 예비 설계를 통해, 안전한 착륙에 유리한 구조를 갖는 충격흡수재 및 착륙장치 설계 기술을 확보하였다.

국외에서는 Liu 등은<sup>(9)</sup> 달 표면에서 안정적인 착륙을 위해 달착륙선의 착륙 동역학 해석 모델을 만들고, 착륙해석을 수행하여 실험계획법과 반응 표면법을 통해 최악의 착륙조건 및 안전한 착륙을 위한 초기속도의 경계를 결정하였다. Yue 등은<sup>(10)</sup> 다양한 착륙환경에서 착륙안정성을 높이기 위해 주 스트럿과 부 스트럿에 각각 이중 챔버 및 단일 챔버를 적용한 댐퍼 기반의 착륙장치를 개발하였다. 제안한 모델을 통해 착륙해석을 수행하고 실험모델의 낙하시험을 수행하여 충격흡수 적절성을 검증하였다.

이 논문에서는 풋댐퍼 기반의 착륙장치를 이용한 달착륙선 모사체를 설계 및 개발하였다. 성능검증을 위해 착륙 시 구조체의 안전을 위한 착륙요구조건을 설정하고, 착륙시험 및 수행결과를 요구조건과 비교하여 설계를 최종 검토하였다.

## 2. 달착륙선 착륙장치 설계

### 2.1 착륙장치 설계

착륙장치는 착륙 시 발생하는 충격하중을 알루미늄 허니콤으로 원활히 흡수하기 위해 과도구속이 발생하지 않고 알루미늄 허니콤의 압축 스트로크(stroke)를 발생시켜 본체에 가해지는 충격하중을 최소화해야 한다. 또한 착륙장치의 풋댐퍼는 장착된 알루미늄 허니콤의 단면을 균일하게 압축시킬 수 있어야 하며 반복적인 착륙시험을 위해 허니콤의 교체가 용이해야 한다. 최종적으로 달착륙선 모사체를 되튐(rebound)이나 전복(tip-over) 없이 안정적으로 착륙시킬 수 있어야 한다.

이를 만족하기 위해 착륙장치는 Fig. 1(b)와 같이 주 스트럿 1개, 부 스트럿 2개 및 풋댐퍼로 설계하였다. 주 스트럿 내부의 스트로크 및 풋댐퍼 하단에 알루미늄 허니콤을 설치하며 각 스트럿 사이의 조인트에 흑연 부싱, 볼베어링 등을 적용하여 자유도를 확보하였다.

### 2.2 알루미늄 허니콤 선정

알루미늄 허니콤은 충격하중이 가해지면 소성변형을 일으키며 일정하게 충격을 흡수한다. 최대 충격흡수능력은 Fig. 2에 표시된 압축강도 아래의 면적과 같다.

이 논문에서 사용한 알루미늄 허니콤은 해외 항공 우주용으로 사용되는 Hexcel사와 국내 산업용으로

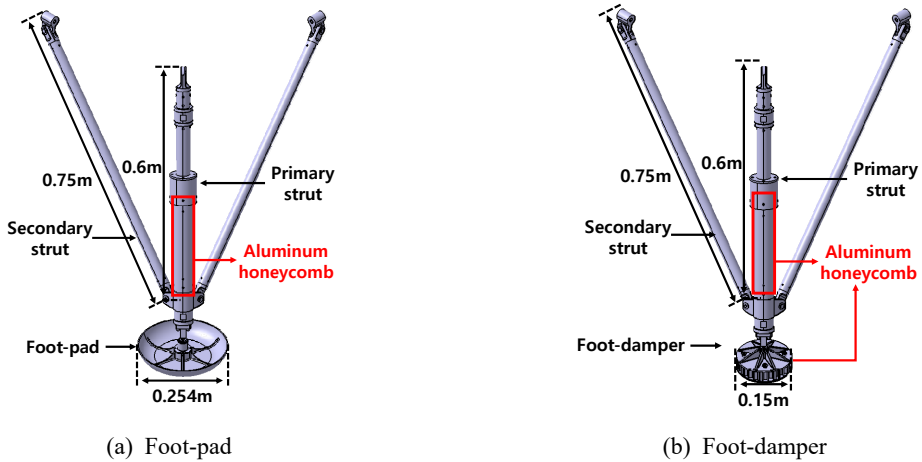


Fig. 1 Configuration of two landing gears of the lunar landers

사용되는 흥성산업 사의 알루미늄 허니콤 중 착륙 시 발생하는 충격에너지를 계산하여 선정하였다<sup>(11~12)</sup>. 달착륙선의 충격에너지는 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다<sup>(13)</sup>. 왼쪽 항은 달착륙선의 운동에너지이고, 오른쪽 항은 4개의 다리에서 알루미늄 허니콤이 흡수하는 충격흡수에너지이다.

$$\frac{1}{2}m V^2 = 4 \times (\sigma_{cr} \times A_{fd} \times s_{fd} + \sigma_{cr} \times A_{ps} \times s_{ps}) \tag{1}$$

여기서  $m$ 은 달착륙선 모사체의 질량,  $V$ 는 수직착륙 속도,  $\sigma_{cr}$ 는 알루미늄 허니콤의 압축강도,  $A_{fd}$ 와  $A_{ps}$ 는 각각 풋댐퍼와 주 스트럿의 압축단면적,  $s_{fd}$ 와  $s_{ps}$ 는 각각 풋댐퍼와 주 스트럿 압축길이를 의미한다. 따라서,  $m$ 은 모사체 설계무게인 81.7 kg이고  $V$ 는 3 m/s를 적용하였다<sup>(14)</sup>.

따라서 달착륙선 착륙 시 필요한 알루미늄 허니콤의 압축강도는 0.217 MPa으로 계산되었으며 실제 적용은 이보다 작은 0.17 MPa의 압축강도를 갖는 HCC-3.75-3/4-3003를 선정하였다(Fig. 3 참조).

풋댐퍼와 주 스트럿에 동일한 알루미늄 허니콤을 적용하였으며, 풋댐퍼와 주 스트럿의 단면적을 조절하여 큰 충격하중은 풋댐퍼에서 흡수하고, 낮은 충격하중은 주 스트럿에서 충격하중을 흡수할 수 있도록 하였다.

### 2.3 풋댐퍼 설계 및 검증

2.2절에서 개념 설계한 풋댐퍼 상판의 형상을 최적

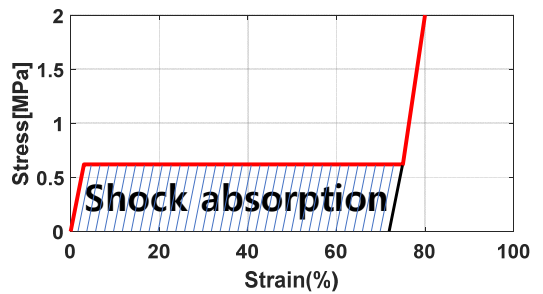


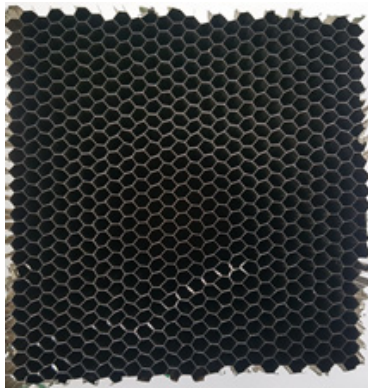
Fig. 2 Shock absorption capacity of aluminum honeycomb

화하기 위해 Fig. 4(a)와 같이 풋댐퍼 상판의 유한요소 모델을 생성하고 하단에 CRIII-2.6-5/32-5052 알루미늄 허니콤을 적용하여 압축해석을 수행하였다. Fig. 4 (b)~(c)와 같이 풋댐퍼 상판의 두께 및 리브 개수에 따라 상판의 왜곡률을 계산하여 최적화된 모델을 도출하였다. 왜곡률은 풋댐퍼 유한요소모델의 조인트 연결부 하단(node 0), 리브의 끝단(node 1), 리브 끝단의 사이 지점(node 2)의 변위( $d_n$ )를 식 (2)~(3)에 대입하여 계산하였다.

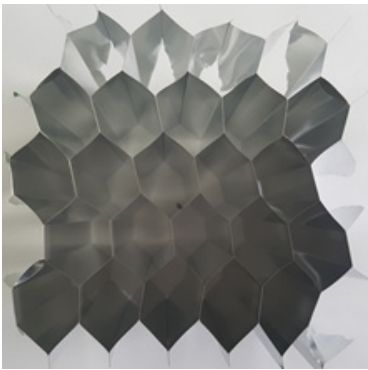
$$D_1 = \frac{d_1 - d_0}{50} \times 100 (\%) \tag{2}$$

$$D_2 = \frac{d_2 - d_0}{50} \times 100 (\%) \tag{3}$$

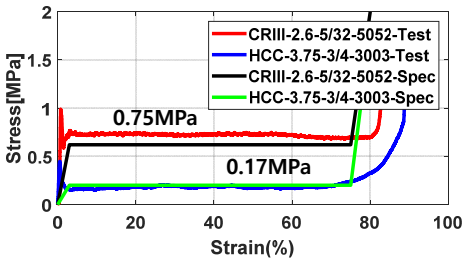
압축해석 결과, Table 1과 같이 상판 두께가 증가하거나 리브 개수가 늘어남에 따라 왜곡률  $D_1$ ,  $D_2$ 가 줄



(a) CRIII-2.6-5/32-5052



(b) HCC-3.75-3/4-3003

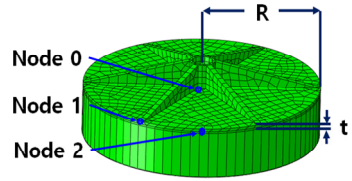


(c) Stress-strain curves

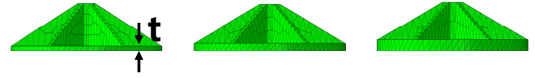
Fig. 3 Stress-strain curves of aluminum honeycomb

어드는 것을 확인하였다. 그러나 질량이 case (a) 대비 2배 이상으로 증가하였다. 따라서 case (a) 대비 질량 증가량이 크지 않고 왜곡률이 4% 이하로 소성변형이 발생하지 않은 case (f)를 최적모델로 선택하였다.

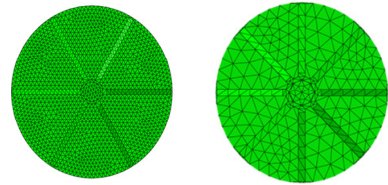
따라서 풋댐퍼는 Fig. 5와 같은 case (f)의 치수로 재질은 S45C를 사용하여 제작하였다. 그리고 풋댐퍼 상판의 안정성을 검증하기 위해 압축시험을 수행하였으며, 그 결과 풋댐퍼 상판에 소성변형이 발생하지 않고 균일하게 압축하는 것을 확인하였다.



(a) Configuration of the foot-damper



(b) Variation of the thickness



(c) Variation of the number of ribs

Fig. 4 Trade-off study of the foot-damper

Table 1 Distortion ratio of the upper plates

Case	R [mm]	t [mm]	Rib [ea]	D <sub>1</sub> [%]	D <sub>2</sub> [%]	Mass [kg]
(a)	75	3	6	5.79	6.07	0.720
(b)	75	5	6	4.26	4.54	0.984
(c)	75	7	6	3.45	3.79	1.248
(d)	75	10	6	2.45	2.48	1.644
(e)	75	3	8	4.01	4.33	0.804
(f)	75	5	8	3.51	3.72	1.152

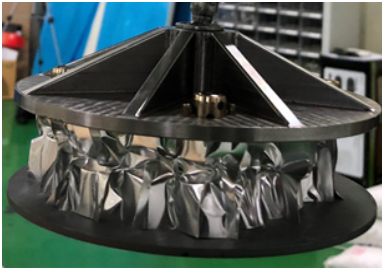
### 3. 달착륙선 모사체 착륙시험

#### 3.1 달착륙선 시험모델 설계 및 제작

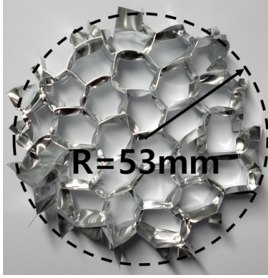
2장에서 설계한 착륙장치 4개 및 상부 프레임을 결합하여 달착륙선 모사체를 설계하고 Fig. 6과 같은 실물모델을 제작하였다. 달착륙선 모사체의 부품 및 전체 무게는 Table 2와 같다. 풋댐퍼에 적용되는 알루미늄 허니콤의 치수는 반경 53 mm, 높이 33 mm이고, 주 스트럿에 적용되는 알루미늄 허니콤의 치수는 반경 22.5 mm, 높이 132 mm이다.

#### 3.2 착륙시험 요구조건

달착륙선 모사체의 착륙시험을 수행하기 위해



(a) Foot-damper



(b) Honeycomb

Fig. 5 Test model of foot-damper

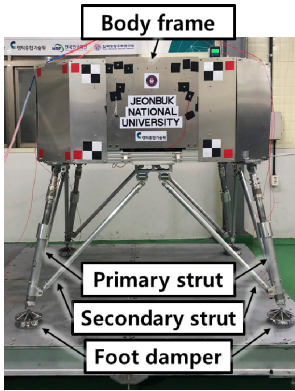


Fig. 6 Lunar lander demonstrator

Table 2 Mass property of lunar lander demonstrator

Parts	Primary strut	Secondary strut	Foot damper	Body frame	Total
Quantity [EA]	4	8	1	4	1
Mass [kg]	11.66	11.55	6.47	52.02	81.70

Table 3과 같이 착륙시험 요구조건을 설정하였다. 착륙 시 요구되는 착륙속도는 한국형 달착륙선의 착륙속도를 참고하여 수평속도 1 m/s, 수직속도 3 m/s로

Table 3 Design requirement of the lunar lander demonstrator

Condition	Reference
Horizontal velocity	1 m/sec
Vertical velocity	3 m/sec
SRS at body and landing gear interface	≤ 1000 G
Shock absorbing ratio	≥ 50 %

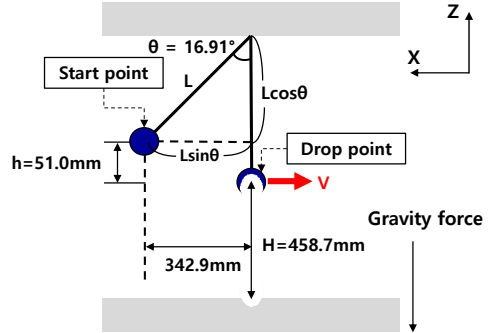


Fig. 7 Configuration of the pendulum model

설정하였다<sup>(14)</sup>. 또한 착륙 시 본체와 착륙장치의 경계면에서 발생하는 충격은 SRS(충격 흡수 스펙트럼) 분석결과 1000 G 이하이며, 첫 충격을 받는 착륙장치의 충격흡수율은 50 % 이상이어야 한다.

먼저 달착륙선의 수직속도 요구조건을 만족하기 위해 자유낙하운동을 이용하여 낙하높이를 결정하였다. 수직속도를 구하는 식은 식 (4)과 같으며 지구의 중력 가속도에서는 지표면으로부터 458.7 mm 위에서 자유 낙하하면 수직속도 3 m/s로 착륙할 수 있음을 확인하였다.

$$v = \sqrt{2gH} \tag{4}$$

여기서,  $v$ 는 수직속도,  $g$ 는 지구 중력가속도,  $H$ 는 달 착륙선 모사체의 낙하높이를 의미한다.

또한, 요구 수평속도인 1 m/s를 구현하기 위해 Fig. 7과 같이 진자 운동식을 통해 낙하시작 지점을 구하였다. 진자 운동식은 식 (5)와 같으며, 낙하지점( $x=0, z=0$ )을 기준으로 시작점( $x=342.9 \text{ mm}, z=51.0 \text{ mm}$ )의 위치를 구하였다.

$$V_H = \sqrt{g(L - L\cos\theta)} \tag{5}$$

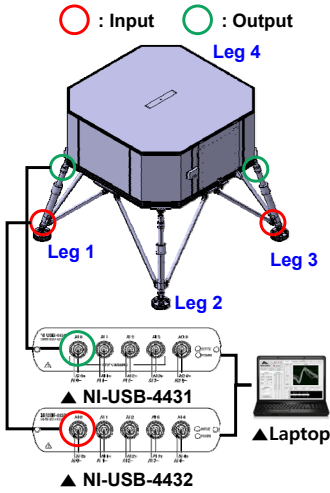


Fig. 8 Test setup

여기서,  $V_H$ 는 수평속도,  $g$ 는 지구 중력가속도,  $L$ 은 로프의 길이,  $\theta$ 는 진자운동의 수평방향 시작 각도를 의미한다.

착륙 시 달착륙선 모사체의 수직/수평 방향 착륙 속도를 검증하기 위해 디지털 카메라를 이용하였다. 착륙과정의 영상을 기록한 후 낙하 시작과 착륙 후 사이의 프레임 차이를 측정하여 비행시간을 계산하였다. 디지털 카메라의 프레임 설정은 초당 240 frame 이며, 비행시간 계산을 위한 식은 식 (6)와 같다.

$$\text{Flight time} = \frac{\text{End frame} - \text{Initial frame}}{240 \text{ fps}} \quad (6)$$

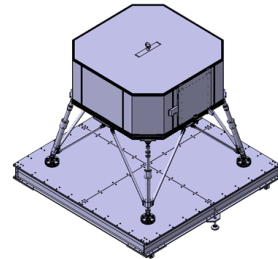
착륙 시점에서 충격하중과 가속도 분석을 위해 Fig. 8과 같이 착륙장치에 로드셀과 가속도 센서를 설치하였다. 로드셀은 Leg 1과 Leg 3의 풋뎀퍼 상단 (input)과 주 스트럿 상단(output)에 설치하였고, 가속도 센서는 가장 먼저 착륙하는 착륙장치의 풋뎀퍼 상단 및 주 스트럿 상단에 설치하였다. 충격하중과 가속도 데이터를 획득하기 위해 측정기용 DAQ와 노트북을 사용하였다. 로드셀은 Dytran사의 1061V3와 1061V4를 사용하였으며, 가속도 센서는 PCB사의 M353B15를 사용하였다.

### 3.3 착륙시험 수행

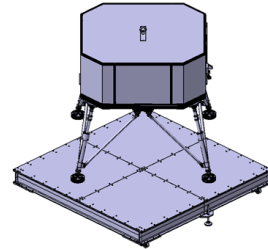
착륙시험은 Table 4와 같이 총 7개의 시험을 수행하였으며 지면에 따른 충격흡수성능을 확인하기 위해

Table 4 Test cases of landing test

Test ID	Ground type	Landing type	Vertical velocity	Horizontal velocity	Landing success [O/X]
Case 1	Steel plate	2-2	3.31	-	O
Case 2	Steel plate (20° tilt)	2-2	3.59	-	O
Case 3	Steel plate	2-2	2.66	0.81	O
Case 4	Steel plate	1-2-1	3.15	0.81	O
Case 5	Jumoonjin sand	2-2	3.32	-	O
Case 6	Jumoonjin sand	2-2	3.35	1.13	O
Case 7	Steel plate +Jumoonjin sand	2-2	3.47	-	O



(a) 2-2 landing



(b) 1-2-1 landing

Fig. 9 Landing configuration of landing test

강철판(steel plate) 및 달토양과 기계적 물성이 유사한 주문진 표준사(Jumoonjin sand)위에서 시험을 수행하였다<sup>(15)</sup>. 요구되는 수평/수직 속도와 시험결과 사이에 약간의 오차가 발생하였지만 요구되는 착륙속도를 적절히 구현된 것으로 판단하였다.

주문진 표준사는 지면에 20 cm 두께로 적층하였다. 또한 착륙자세에 따른 충격흡수성능을 확인하기 위해 Fig. 9와 같이 2-2 착륙과 1-2-1 착륙을 수행하였으



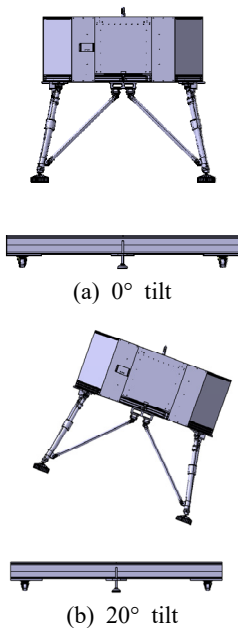


Fig. 10 Landing test with 20° tilt ground

며, 지면 경사각에 따른 충격흡수성능을 확인하기 위해 Fig. 10과 같이 지면이 20°의 기울기를 갖는 가혹한 환경에서 착륙시험을 수행하였다.

착륙시험의 과정은 Fig. 11과 같고, 모든 시험에서 착륙선의 전복(tip-over) 및 뒤뺨현상이 없이 안전하게 착륙하는 것을 확인하였다. 그리고 Fig. 12와 같이 착륙장치에서 발생하는 최대충격하중 및 최대가속도가 입력 대비 출력지점에서 감소하는 것을 확인할 수 있었다.

착륙 시 풋뎀퍼 상단과 주 스트럿 상단에서 획득한 하중 데이터를 확인한 결과, Table 5와 같이 입력하중 대비 출력 하중이 최대 86.21%, 평균적으로 60.30% 가량 감소하여 요구조건 50%을 상회하는 것을 확인하였다.

### 3.4 SRS(Shock Response Spectrum) 분석

착륙에 의해 발생하는 충격하중이 구조체에 끼치는 영향을 분석하기 위해 SRS 분석을 수행하였다<sup>(16)</sup>.

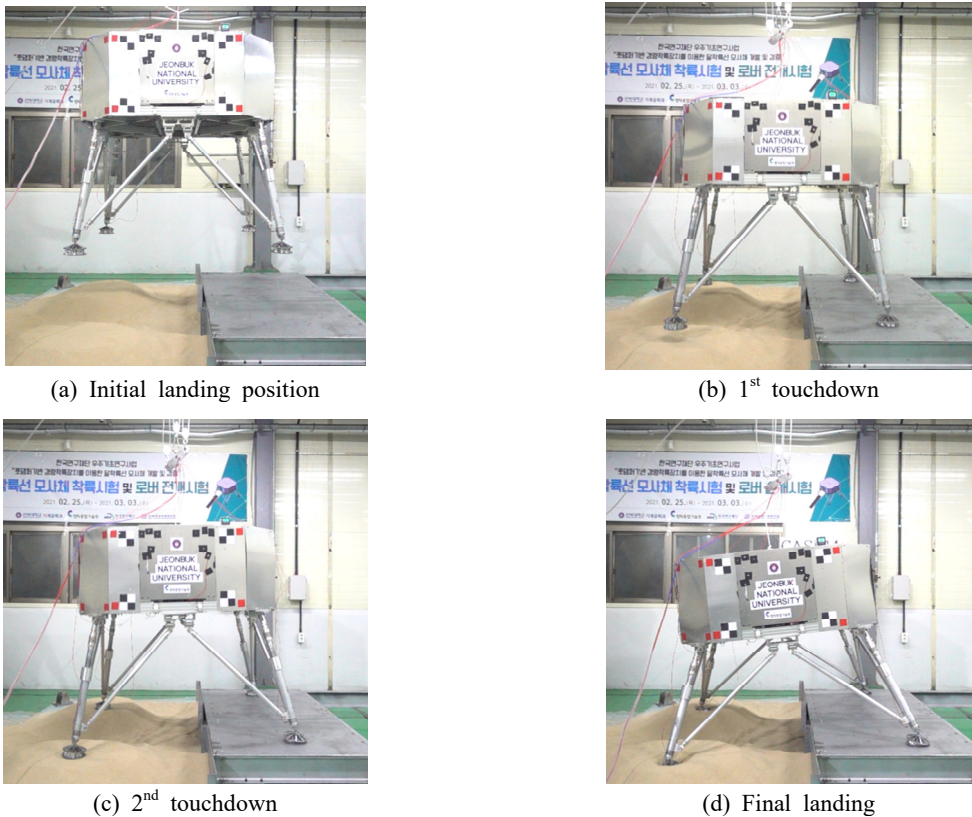


Fig. 11 Landing process of the lunar lander demonstrator (case 7)

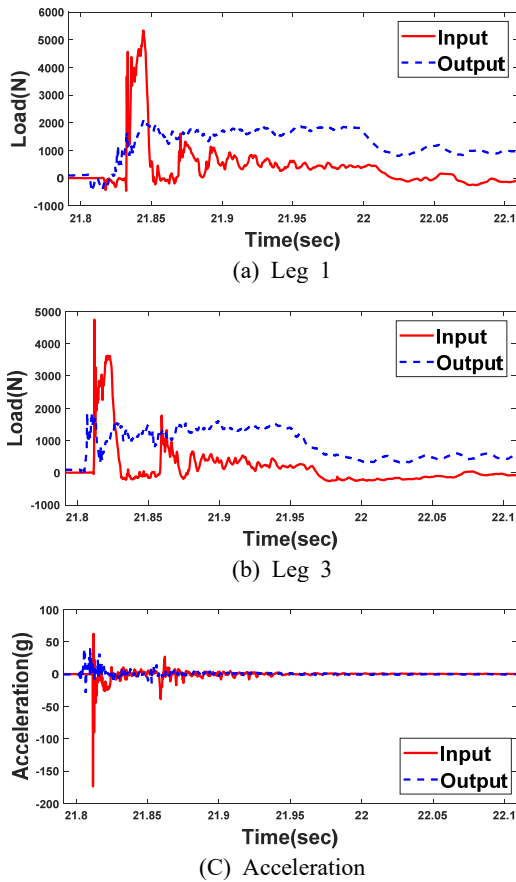


Fig. 12 Test result for case 1

Table 5 Test results according to test ID

Test ID	Location	Maximum load [N]		Shock absorbing ratio
		Input	Output	
Case 1	Leg 1	5302.2	2080.5	60.76 %
	Leg 3	4745.18	1865.4	60.69 %
Case 2	Leg 1	5532.4	2018.9	63.51 %
	Leg 3	3977.9	1801.8	54.70 %
Case 3	Leg 1	14 786.8	2758.7	81.34 %
	Leg 3	4626.8	2099.6	54.62 %
Case 4	Leg 1	17 418.1	2401.8	86.21 %
	Leg 3	5777.3	2805.2	51.44 %
Case 5	Leg 1	10415	2314.0	77.78 %
	Leg 3	2555.4	2098.5	17.88 %
Case 6	Leg 1	4679.1	1584.9	66.13 %
	Leg 3	1797.2	1141.7	36.47 %
Case 7	Leg 1	7524.7	1928.1	74.38 %
	Leg 3	3911.8	1631.5	58.29 %
Average				60.30 %

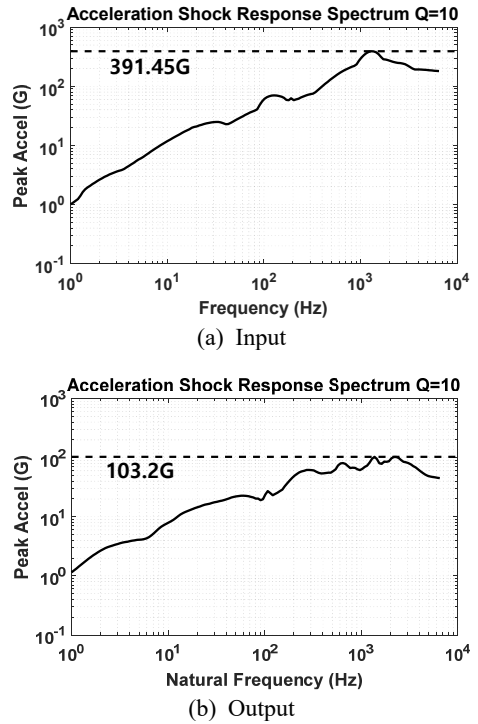


Fig. 13 Comparison of SRS between input and output points (case 1)

Table 6 SRS analysis results

Test ID	Location	Peak acceleration [G]	
		Input	Output
Case 1	Leg 3	391.45	103.2
Case 2	Leg 3	507.18	87.876
Case 3	Leg 3	256.18	128.05
Case 4	Leg 3	451.15	90.88
Case 5	Leg 3	295.19	136.45
Case 6	Leg 1	89.66	78.78
Case 7	Leg 1	115.97	76.86

SRS 분석은 tom-irvine이 제안한 smallwood 알고리즘을 사용하였으며 Q factor(quality factor)는 10을 사용하였다. Smallwood 알고리즘은 기존의 디지털 필터링 방법을 사용한 kelly-richman 알고리즘 대비 높은 주파수에서 오차가 적다는 장점이 있다. Q factor는 10을 사용하였다<sup>(17)</sup>. SRS 분석을 통해 Fig. 13과 같이 주파수에 따른 최대가속도의 절대값을 산출하고 Table 6에 정리하였다. 분석결과, 강체 표면 조건인 case 1의 경우 입력지점에서 최대 충격가속도가 391.45 G, 출력



지점에서 103.20 G가 발생하였다. 토양조건인 case 5에서는 SRS의 최대값이 295.19 G로 391.45 G보다 작았으며 이러한 이유는 토양의 낮은 지반계수로 인해 충격을 흡수해주기 때문으로 판단된다. 충격발생지점에서 충분히 떨어진 출력지점에서는 지면조건과 크게 상관없이 매우 낮은 100 G 수준으로 전장품에 손상이 발생할 수 있는 최대 가속도 1000 G 미만이므로 착륙장치를 통해 전장품을 안전하게 보호할 수 있다고 판단되었다<sup>(18)</sup>.

#### 4. 결 론

이 연구에서는 달착륙선 모사체에 적용이 가능한 풋댐퍼 기반 경량착륙장치 개발하고 검증하였다. 먼저 풋댐퍼를 설계하여 유한요소모델을 통한 압축해석 및 압축시험을 통해 선정된 알루미늄 허니콤을 풋댐퍼 상판의 소성변형 없이 균일하게 압축할 수 있는 풋댐퍼 모델을 설계하였다. 이를 착륙장치 4개 및 상부 프레임을 결합하여 전체모델을 설계하였고, 실물 모델로 제작하여 착륙시험을 수행하였다. 착륙시험은 지면환경, 착륙자세 및 수평속도 유무에 따라 수행되었다. 모든 착륙자세에서 안정적으로 착륙에 성공하였으며 충격하중을 먼저 받는 착륙장치에서 입력하중 대비 충격하중이 평균적으로 60 % 가량 흡수하는 것을 확인하였다. 따라서 착륙요구조건인 충격흡수율 50 %를 적절히 만족하는 것으로 판단된다. 또한 본체에 가해지는 영향을 분석하기 위해 SRS 분석을 수행하였다. 확인 결과 1000 G 미만으로 착륙 시, 본체에 있는 전장품의 손상 없이 안전하게 착륙할 수 있을 것으로 판단된다.

#### 후 기

이 연구는 2018년도 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었음(No. 2018M1A3A3A02065478).

#### References

(1) Song, E. J., Park, C. S., Cho, S. B. and Roh, W. R., 2009, Mission Design for a Lunar Orbiter Launched by KSLV-II, Aerospace Engineering and Technology,

Vol. 8, No. 1, pp. 108~116.

(2) Pham, V. L., Zhao, J., Goo, N. S., Lim, J. H. and Hwang, D. S., 2013, Landing Stability Simulation of a 1/6 Lunar Module with Aluminum Honeycomb Dampers, International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 14, No. 4, pp. 356~368.

(3) Kim, W. S., Kim, S. W. and Hwang, D. S., 2011, Development Trend of Shock-absorbing Landing Gear for Lunar Lander, Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 9, No. 1, pp. 119~129.

(4) Kim, Y. B., Jeong, H. J., Lim, J. H., Jang, I. S. and Kim, J. W., 2018, Overview of Shock Absorber of Lunar Lander Using Foot Damper, Proceedings of the KSAS Annual Autumn Conference, pp. 710~711.

(5) NASA, 1969, Technical Report: Surveyor Program Result, NASA SP-184.

(6) Sundararajan, V., 2018, Overview and Technical Architecture of India's Chandrayaan-2 Mission to the Moon, AIAA Aerospace Sciences Meeting, pp. 2178~2189.

(7) Yang, S. S., Jo, J. Y., Kim, J. H., Lim, J. H. and Kim, S. H., 2012, Landing Behaviors of Lunar Lander Considering the Effect of Lunar Regolith, Proceedings of the KSAS Annual Autumn Conference, pp. 1676~1681.

(8) Son, T. J., Na, K. S., Kim, J. W., Lim, J. H. and Kim, K. W., 2013, Design of a Structural Model for Korean Lunar Explorer, Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 41, No. 5, pp. 366~372.

(9) Liu, Y., Song, S., Li, M. and Wang, C., 2017, Landing Stability Analysis for Lunar Landers Using Computer Simulation Experiments, International Journal of Advanced Robotic Systems, Vol. 14, No. 6, pp. 1729~1740.

(10) Yue, S., Nie, H., Zhang, M., Wei, X. and Gan, S., 2018, Design and Landing Dynamic Analysis of Reusable Landing Leg for a Near-space Manned Capsule, Acta Astronautica, Vol. 147, pp. 9~26.

(11) Hexweb, T. M., 1999, Honeycomb Attributes and Properties, Hexcel Composites.

(12) Hongseong Industrial Company, 2021, Aluminum Honeycomb Core, <http://www.architects.com/kor/prod/rail.php?code=MIN1231691882>. (accessed 10, 15, 2021)

(13) Jeong, H. J., Lim, J. H. and Kim, J. W., 2018, Evaluation of Landing Stability of Lunar Lander Considering Various Landing Conditions, Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 46, No. 2, pp. 124~132.

(14) Kim, J. W., 2017, Moon Lander Configuration Study, Aerospace Industry Technology Trend, Vol. 15, No. 2, pp. 175~181.

(15) Jeong, H. J., Lim, J. H. and Kim, J. W., 2019, Development of a Coarse Lunar Soil Model Using Discrete Element Method, Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 47, No. 1, pp. 26~34.

(16) Kim, I., Koo, S. and Hwang, C., 2004, Determination of Shock Response Spectrum Using FRF of Statistical Energy Analysis Method, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 14, No. 7, pp. 551~560.

(17) Sun, W., Su, Q., Yuan, H. and Liu, L., 2020, Calculation and Characteristic Analysis on Different Types of Shock Response Spectrum, Journal of Physics: Conference Series, Vol. 1676. 012236.

(18) NASA, 2019, NASA TECHNICAL STANDARD, NASA-STD-5002A, pp. 6~44.



**Han-Sol Choi** received a B.S degree in Mechanical Engineering from Jeonbuk National University in 2019. He is currently a master's candidate as a graduate student. His research interests include finite element methods, multi-body dynamics, shock-absorber, and deployment mechanisms.



**Jae Hyuk Lim** received a B.S degree in Mechanical Engineering from Inha University in 2000 and a Master and Ph.D. degree from KAIST in 2002 and 2006. He is currently an associate professor in the Mechanical Engineering department at Jeonbuk National University. His research interests include attenuation of shock and vibration, multi-body dynamics, finite element methods, and machine learning applications.