

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(4), 284-290(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.4.284>

달 토양 특성을 고려한 달착륙선 충격흡수장치의 최적화

양순신, 강연철, 손재연, 오민환, 김정호, 조진연*

Optimization of shock absorption system for lunar lander
considering the effect of lunar regolithSoon Shin Yang, Yeon Chul Kang, Jae Yeon Son, Min Hwan Oh,
Jeong Ho Kim and Jin Yeon Cho*

Department of Aerospace Engineering, Inha University

ABSTRACT

To successfully explore the moon by lunar lander, it is essential to guarantee the safe landing of lunar lander. Therefore, efficient shock absorption system of lunar lander should be designed in order to reduce landing impact force. Also, for more practical design of lunar lander, it is important to consider the effect of lunar regolith. In the line of thought, finite element model of lunar lander considering the effect of lunar regolith is developed. To reduce landing impact force, optimization of shock absorption system for lunar lander has been carried out. In optimization, sequential approximate optimization method based on meta-model is used. Through the result of optimization, it is verified that landing impact force on lunar lander can be efficiently reduced by the present optimization procedure.

초 록

성공적으로 달 탐사를 수행하기 위해서는 달착륙선의 안전한 착륙이 보장되어야 한다. 그러므로 안전한 착륙을 저해하는 착륙 시 충격하중을 감소시키기 위해서는 효율적인 달 착륙선 충격흡수장치를 설계해야 한다. 또한 더욱 현실적인 달착륙선 설계를 위해서는 달 토양의 특성을 고려하는 것이 중요하다. 이에 본 논문에서는 달 토양의 특성을 반영한 달 착륙선 착륙 해석 모델을 구축하고, 효율적인 충격력 감소를 위해 달착륙선의 충격흡수장치에 대한 최적설계를 수행하였다. 최적설계는 메타모델 기반의 순차적 근사 최적설계기법을 이용하여 수행하였으며, 최적설계 결과로 부터 본 연구에서 사용된 최적화 방법을 통해 달착륙선에 가해지는 충격력을 효과적으로 저감시킬 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Lunar Lander(달착륙선), Shock Absorption System(충격흡수장치), Lunar Regolith(달 토양), Optimization(최적설계)

1. 서 론

1966년에 구소련의 Lunar-9가 최초로 달 착륙에 성공한 이후, 1969년에 Apollo-11이 유인 달

착륙에 성공하였고, 1976년 Lunar-24에 이르기까지 미국과 러시아 등 선진국에서 달착륙선 개발이 활발하게 이루어졌다[1]. 21세기 들어서도 미국과 러시아에 이어 일본, 인도, 중국 등 우주강

† Received: December 28, 2012 Accepted: March 26, 2014

* Corresponding author, E-mail : cjy@inha.ac.kr<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

국들의 달궤도선에 의한 달 탐사와 함께 달착륙선에 대한 연구도 꾸준히 이루어지고 있다[2].

성공적인 달 탐사를 위해서는 달착륙선의 안전한 착륙이 보장되어야 한다. 특히 착륙과정에서 달착륙선은 예상치 못한 다양한 충격하중을 받을 수 있으며, 이러한 충격하중을 충분히 흡수하지 못하면 과도한 충격력으로 인해 달착륙선 혹은 장비가 파손되거나 달착륙선이 뒤집어 지는 tip-over 현상이 발생할 수 있다. 따라서 달착륙선이 안전하게 착륙한 후 임무를 수행하고 지구로 귀환하기 위해서는 충격력 흡수를 위한 충격흡수장치가 중요한 역할을 하게 된다. 즉, 충격흡수장치에 대한 기술 개발은 달착륙선 개발을 위한 필수적이며 주요한 과제인 것이다. 이런 필요성으로 인해 그동안 국내외적으로 달착륙선 충격흡수장치에 대한 연구가 수행되었다[3-6].

또한 달 표면은 다양한 지형이 존재하며, 착륙하는 위치에 따라 서로 다른 특성을 보이기 때문에[7] 달 착륙선 설계 시 달 토양의 특성을 반영하는 것이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 기존 달 착륙선 충격흡수장치 최적화 연구[6]에서 고려하지 않았던 달 토양 특성을 고려하여 충격흡수장치 최적화 연구를 수행하였다. 최적설계 시 의미 있는 착륙조건을 부가하기 위해 선행연구[8,9]에서 도출된 달 토양 특성과 최대 충격하중이 발생하는 착륙조건을 활용하였다. 충격흡수장치의 설계변수로는 충격흡수 허니컴의 길이와 면적을 선정하였으며, 최적화 기법으로는 메타모델 기반의 순차적 근사 최적설계기법을 이용하였다.

II. 본 론

2.1 달 토양 특성을 고려한 달착륙선 해석 모델 개발

2.1.1 달착륙선 충격흡수장치의 구조

현재까지 달착륙선에 사용된 충격흡수장치의 형태는 Fig. 1과 같이 cantilever 형과 inverted tripod 형으로 구분할 수 있다[10]. Inverted tripod 형은 주 스트럿(primary strut)과 부 스트럿(secondary strut)이 모두 풋 패드(foot pad)에 닿아있는 형태로서 부 스트럿이 cantilever형에 비해 길어 상대적으로 무게가 다소 증가할 수 있지만, 착륙하중을 주 스트럿과 부 스트럿에 분산시킬 수 있는 큰 장점이 있다.

한국형 달착륙선의 일환으로 진행된 연구[4, 11]의 경우 inverted tripod 형의 구조로 설계된 전통적인 소형 달착륙선의 방식을 채택한 바 있다.

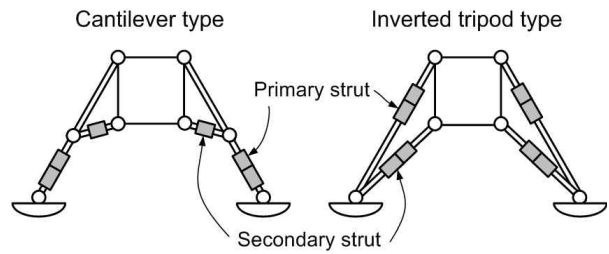


Fig. 1. Shock absorption system for lunar lander

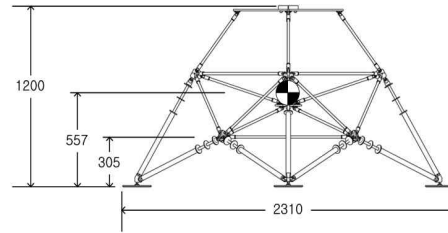


Fig. 2. Lunar lander for touchdown test

이에 본 연구에서도 Fig. 2와 같은 inverted tripod 형의 달착륙선을 고려하였다. 그리고 충격흡수장치로는 무게 대비 에너지 흡수율이 뛰어난 Surveyor, Apollo 등에 널리 활용되었던 알루미늄 허니컴을 고려하였다.

2.1.2 충격흡수장치의 단순화

본 연구에 활용된 알루미늄 허니컴 충격흡수장치는 충격 시 찌그러지면서 충격 에너지를 흡수하게 된다. 그러나 이와 같은 허니컴의 거동을 3-D 모델로 해석하는 것은 비효율적인 측면이 있다. 따라서 달착륙선의 착륙거동을 더 효과적으로 해석하기 위해 알루미늄 허니컴의 거동을 단순화시킬 필요가 있다[6]. 이에 본 절에서는 이를 일차원 모델로 단순화하는 과정을 자세히 기술하였다. 알루미늄 허니컴의 거동은 일반적으로 Fig. 3과 같은 힘-변위 관계를 갖는다[12].

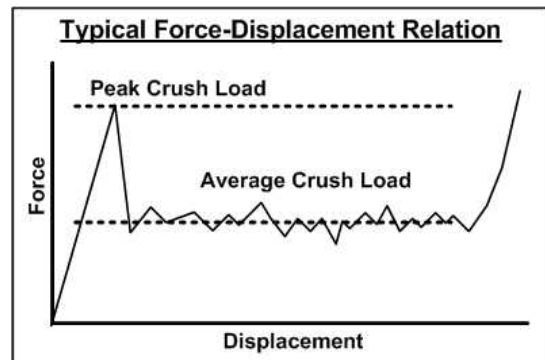


Fig. 3. Force-Displacement relation of honeycomb

알루미늄 허니컴의 거동 모사를 위해 소성 이론을 이용하였다. 소성 이론에서는 식(1)과 같이 부피가 일정하게 유지된다는 비압축 가정을 이용하게 된다.

$$A_0 L_0 = AL \tag{1}$$

여기서, A_0 와 L_0 는 초기 단면적과 길이이며, A 와 L 은 변형 후 단면적과 길이를 의미한다. 그리고 진응력(true stress)은 작용하중 F 를 초기 단면적(A_0)이 아닌 변형 후 단면적(A)으로 나눈 값으로 정의되며, 식(1)을 적용하여 식(2)와 같이 표현할 수 있다.

$$\sigma_{true} = \frac{F}{A} = \frac{F}{A_0} \frac{L}{L_0} \tag{2}$$

그리고 공칭응력(nominal stress, σ_{nom})과 공칭변형률(nominal strain, ϵ_{nom})은 식(3)과 같이 정의되며, 따라서 진응력을 식(4)와 같이 표현할 수 있다.

$$\sigma_{nom} = \frac{F}{A_0}, \epsilon_{nom} = \frac{L}{L_0} - 1 \tag{3}$$

$$\sigma_{true} = \sigma_{nom} (1 + \epsilon_{nom}) \tag{4}$$

그리고 로그 변형률(logarithmic strain, ϵ_{ln})은 정의에 따라 식(5)와 같이 쓸 수 있다.

$$\epsilon_{ln} = \ln\left(\frac{L}{L_0}\right) = \ln(1 + \epsilon_{nom}) \tag{5}$$

여기에서 식(6)과 같이 총 변형률로부터 탄성 변형률(elastic strain)을 빼주게 되면 소성변형률(plastic strain)을 얻을 수 있다. E 는 탄성계수를 의미한다.

$$\epsilon_{ln}^{pl} = \ln(1 + \epsilon_{nom}) - \frac{\sigma_{true}}{E} \tag{6}$$

즉, 소성 변형이 일어남에 따라 단면적이 바뀌게 되므로 초기 단면적으로 나뉜 공칭응력이 아닌, 변형된 순간의 단면적을 적용한 진응력(true stress)과 로그 소성변형률(logarithmic plastic strain)의 관계를 고려해야 된다. 따라서 등방성 재료에 대해 수행한 단축방향 실험(uniaxial test)의 공칭응력-공칭변형률 관계 결과를 가지고 있다면, 식(7)과 (8)을 이용해 진응력-로그 소성변형률 관계로 변환해서 알루미늄 허니컴의 거동을 모사할 수 있다.

$$\sigma_{true} = \sigma_{nom} (1 + \epsilon_{nom}) \tag{7}$$

$$\epsilon_{ln}^{pl} = \ln(1 + \epsilon_{nom}) - \frac{\sigma_{true}}{E} \tag{8}$$

본 연구에서는 알루미늄 허니컴의 준정적 실험에 의한 힘-변형 관계를 공칭응력-공칭변형률 관계로 변환한 후 식 (7)과 (8)을 통해 진응력-로그 소성변형률 관계로 변환하는 과정을 거쳐 알루미늄 허니컴의 소성 변형 거동을 모사하였다.

본 연구에서 사용된 알루미늄 허니컴의 물성치는 Table 1과 같다. 일차원 단순모델링 과정에 대한 검증은 위해 길이가 100mm인 1차원 트러스 알루미늄 허니컴 모델에 압축력이 가해지는 준정적 해석을 ABAQUS를 통해 수행하였으며, 그 결과를 본 연구의 일환으로 수행된 알루미늄 허니컴의 준정적 압축 시험 결과와 비교하였다. 그 결과 Fig. 4에 도시한 바와 같이 준정적 압축 시험 결과와 유사하게 알루미늄 허니컴의 거동을 모사할 수 있음을 확인하였다.

또한 2단 충격흡수장치의 메커니즘을 구현하기 위하여 ABAQUS에서 제공하는 “Slider”라는 MPC(multi point constraint)와 인장력을 견딜 수 있는 비선형 스프링을 적용하였다[13]. 비선형 스프링은 인장에 대해서는 허니컴의 강성을 갖고

Table 1. Properties of honeycomb

Peak crush load (kN)	8.24
Average crush load (kN)	3.0
Modulus (MPa)	202
Density (kg/m ³)	59.2
Cross section area(mm ²)	2654

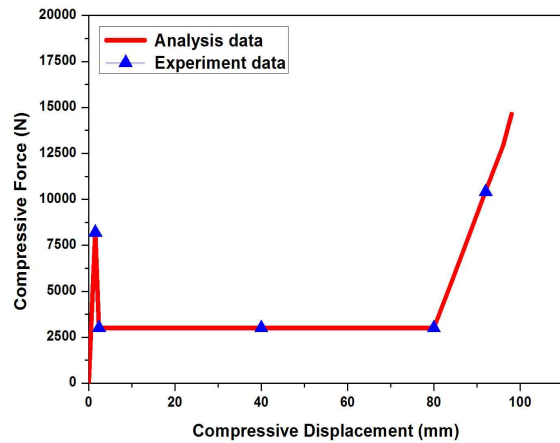


Fig. 4. Verification of 1-D honeycomb model

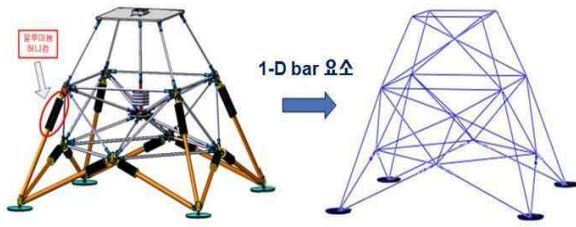


Fig. 5. 3-D model using 1-D element

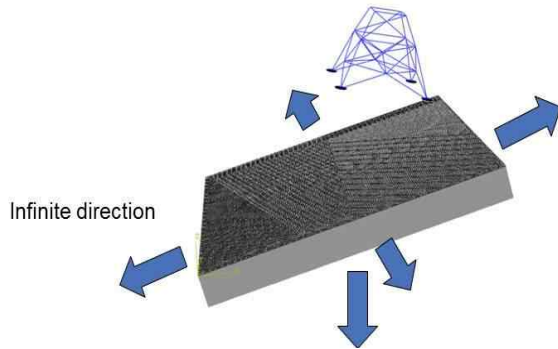


Fig. 6. Analysis model using Infinite element

압축에 대해서는 강성이 없도록 구성하였다. 이로써 Fig. 5와 같이 일차원 요소를 이용하여 달 착륙선 모델을 구축하였다.

2.1.3 무한요소의 적용

대상물과 그에 비해 대단히 큰 달표면 사이의 상호 거동을 해석함에 있어 무한 경계조건의 부가는 필수적이다. 특히 동적해석의 경우 지표의 유한한 영역만을 모델링하고 유한한 물체의 경계조건을 부가하게 되면, 응력과(stress wave)가 유한 경계면에서 반사되어 관심역역의 거동에 영향을 미칠 수 있다. 이에 본 연구에서는 Lysmer and Kuhlemeyer[14]의 연구를 바탕으로 한 1차(first-order)의 3차원 무한요소를 이용하여 이러한 문제점을 해결하였다. Fig. 6과 같이 무한 요소의 방향은 옆면 4방향과 아랫면의 총 5방향으로 적용하였다.

2.1.4 Mohr-Coulomb 모델을 이용한 달 표면 특성 모델링

달착륙선이 뒤집어지는 현상과 달착륙선에 작용하는 충격하중은 달 표면의 특성과도 밀접한 관련이 있다. 강제로 표면을 모델링하게 되면 충격하중이 훨씬 크게 예측되어 달착륙선의 경량 구조설계가 어렵게 되고 달 표면을 너무 무르고 연하게 모델링하면 충격하중이 과소평가되어 달 착륙선의 안전한 설계에 문제가 발생할 수 있다 [8]. 그러므로 달착륙선 설계 시 달 표면의 특성

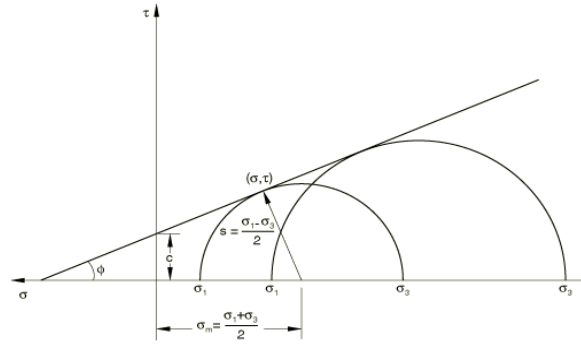


Fig. 7. Mohr-Coulomb model

을 적절히 고려해야 달착륙선의 안정적인 착륙을 보장할 수 있다. 토질역학(Soil Mechanics)에서는 지표면에 대한 모델링을 위해 Mohr-Coulomb 모델이나 Drucker-Prager 모델을 많이 이용한다 [15]. 이에 본 연구에서는 달 표면을 모델링하기 위해 토양과 암석 등의 모델링에 널리 사용되는 Mohr-Coulomb 모델을 선택하였다. Mohr-Coulomb 모델은 식(9)과 같이 표현될 수 있다. 여기에서 τ 는 전단응력, σ 는 수직응력, c 는 점착력, ϕ 는 마찰각을 의미한다. 그리고 식(9)은 모어 원을 통해 파손 시의 응력 상태를 표현할 수 있으며, Fig. 7과 같은 모어 원에 접하는 직선 형태로 표현된다.

$$\tau = c - \sigma \tan \phi \tag{9}$$

본 연구에서는 달 표면의 특성을 나타내기 위해 Apollo 11이 채취한 샘플의 물성치를 사용하였다. 하지만, 달 표면의 탄성계수는 문헌마다 그 크기가 상당히 다르게 제시되어 있다. 이에 본 연구에서는 적절한 달 표면 탄성계수 값을 선정하기 위해 탄성계수에 따른 경향성을 고찰한 연구결과[8]를 참고하였다. 연구에 따르면 달 표면 탄성계수가 클수록 충격하중은 커지게 되며 이러한 사실을 고려하여 본 연구에서는 달 착륙선의 안전한 설계를 보장할 수 있도록 문헌에 제시된 범위 중 가장 큰 Ottawa sand[8,16]값을 달 표면 탄성계수로 선정하였다. 본 연구에 사용한 달 표면 물성치를 Table 2에 나타내었다.

Table 2. Properties of lunar regolith

마찰각	40°
점착력	0.85kPa
팽창각	0°
밀도	1750kg/m ³
푸아송 비	0.28
탄성계수	182MPa

2.2 샘플 재사용이 가능한 메타모델 기반의 순차적 근사 최적설계

2.2.1 신뢰영역 알고리즘

일반적으로 메타모델을 이용한 순차적 근사 최적설계는 설계자의 경험에 의하여 설계영역을 조절하게 되며, 이에 따라 수렴성을 확보하기 어렵고 다양한 문제에 적용되기 힘든 단점이 있다. 이에 본 연구에서는 이러한 단점을 보완하기 위해 신뢰영역 알고리즘을 통해 설계영역을 조절할 수 있도록 하였다. 알고리즘은 식(10)과 같이 나타낼 수 있다[13]. 이 알고리즘에서 사용한 신뢰영역 크기 조절 상수는 $\kappa_1 = 0.25$, $\kappa_2 = 0.75$, $\kappa_3 = 4$, $c_1 = 0.25$, $c_2 = 2$ 그리고 $c_3 = 10$ 이다.

$$\rho^{(k)} = \frac{\Delta f^{(k)}}{\Delta \hat{f}^{(k)}} = \frac{f(\mathbf{x}^{(k)}) - f(\mathbf{x}^*)}{\hat{f}^{(k)}(\mathbf{x}^{(k)}) - \hat{f}^{(k)}(\mathbf{x}^*)}$$

$$\begin{aligned} & \text{If } \rho^{(k)} < \kappa_1 \\ & \text{then } \Delta^{(k+1)} = \min(c_1 \Delta^{(k)}, c_3 \|\mathbf{x}^* - \mathbf{x}^{(k)}\|) \\ & \text{If } \rho^{(k)} < \kappa_2, \text{ and } \|\mathbf{x}^* - \mathbf{x}^{(k)}\| = \Delta^{(k)} \\ & \text{then } \Delta^{(k+1)} = c_2 \Delta^{(k)} \\ & \text{otherwise, } \Delta^{(k+1)} = \Delta^{(k)} \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} & \text{If } \rho^{(k)} \leq 0, \text{ then } \mathbf{x}^{(k+1)} = \mathbf{x}^{(k)} \\ & \text{else } \mathbf{x}^{(k+1)} = \mathbf{x}^* \end{aligned}$$

2.2.2 전산 실험계획법

메타모델 기반의 순차적 근사 최적설계 수행시, 임의의 샘플점에서의 정보만을 이용하여 구성된 메타모델은 실제 시스템을 정확히 모사하기 힘들 수 있어 최적설계 결과에 대한 신뢰성 확보가 어려울 수 있다. 이에 본 연구에서는 실험횟수를 최소화하면서 실제 시스템과 유사한 메타모델 구성을 위해 엔트로피 최적화 조건을 이용하여 개선된 lattice-based OLHD (optimal latin hypercube design) 기법을 사용하였다[13].

2.2.3 이동최소자승법을 이용한 메타모델 구성

본 연구에서는 추가적인 비용 없이 메타 모델의 정확도를 향상시키기 위하여 이동최소자승법을 이용한 샘플 재사용이 가능한 메타모델 구성 기법을 사용하였다[13].

이 기법은 이동최소자승법의 근접 개념을 활용하여 Fig. 8과 같이 현재의 신뢰영역 내에 존재하는 이전 단계의 샘플점 뿐만 아니라, 현재의 신뢰영역 내에 있지 않더라도 샘플점의 영향반경과 현재의 신뢰영역이 교차하게 되는 샘플점들 모두 사용할 수 있게 된다.

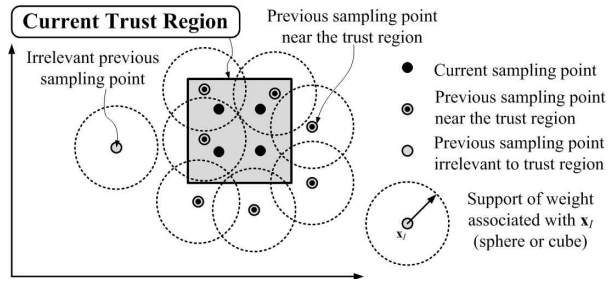


Fig. 8. Concept of nearness for the trust region and sampled points

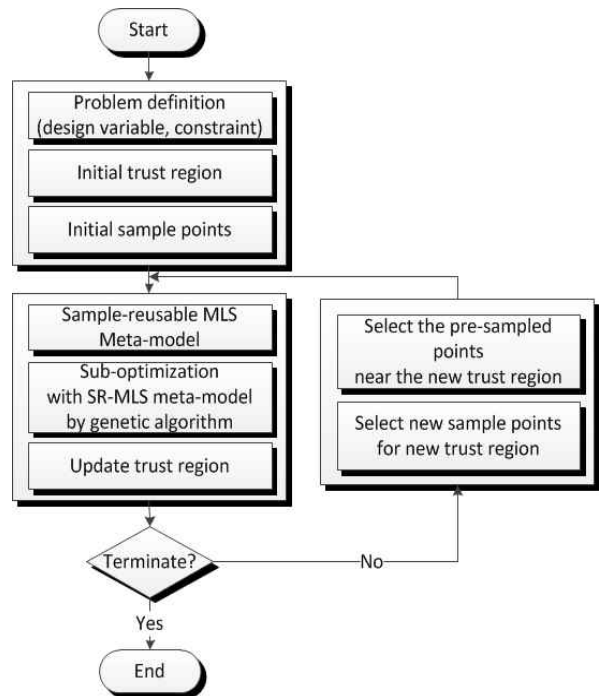


Fig. 9. Flowchart of sample-reusable meta model based optimization method

Figure 9에는 샘플 재사용이 가능한 순차적 근사 최적설계 절차의 흐름도를 나타내었다. 여기서 부최적설계(sub-optimization)를 위해서는 유전자 알고리즘(genetic algorithm)을 이용하였다.

2.2.4 달착륙선의 최대 충격하중(최대 가속도) 감소를 위한 충격흡수장치의 최적설계

달착륙선 충격흡수장치의 최적설계를 수행하기 위해 달착륙선에 가장 큰 가속도가 가해지는 착륙조건을 선정하였다. 본 연구에서는 Fig. 10과 같은 한국형 달탐사선의 예비설계조건을 기준으로 하였다[2]. 여기에서 지면의 각도(θ)는 15° , 달 착륙선의 각도(ϕ)는 $\pm 10^\circ$, 착륙 수평속도(V_x)는 $\pm 1\text{m/s}$, 착륙 수직속도(V_y)는 3m/s 이다.

그리고 달착륙선의 착륙모드는 풋 패드가 닿는 수에 따라 2-2모드, 1-2-1모드, 4모드로 구분할

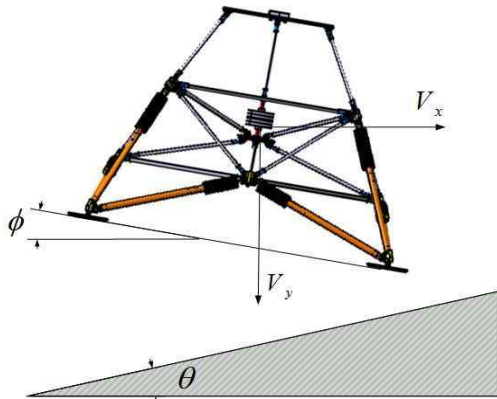


Fig. 10. Landing condition of lunar lander

수 있다. 각 착륙모드와 착륙각도 및 속도에 따른 영향을 고찰한 결과, 달착륙선의 각도(ϕ)가 $+10^\circ$, 착륙 수평속도(V_x)가 $+1\text{m/s}$ 이고, 풋 패드 2개가 먼저 지면에 닿고 나머지 2개가 닿게 되는 2-2모드일 때 가장 큰 충격하중을 받는 것으로 나타났다[9]. 이에 본 연구에서는 이 착륙조건을 충격흡수장치의 최적설계를 위한 착륙조건으로 선정하였다. 달착륙선의 질량은 150kg , 중력가속도는 지구의 $1/6$ 인 1.622m/s^2 을 적용하였다.

목적함수는 착륙 시 달착륙선의 최대가속도로 선정하였으며, 설계변수는 주4 스트럿과 부 스트럿의 충격흡수장치 1단과 2단의 단면적 및 길이로서 총 8개를 선정하였다. 이를 식으로 표현하면 (11)과 같다.

$$\begin{aligned} & \text{Min } F(a_1, a_2, a_3, a_4, l_1, l_2, l_3, l_4) \\ & \text{subject to} \end{aligned} \tag{11}$$

$$\begin{cases} 2000\text{mm}^2 \leq a_i \leq 3000\text{mm}^2 & \text{for } 1 \leq i \leq 4 \\ 50\text{mm} \leq l_i \leq 150\text{mm} & \text{for } 1 \leq i \leq 4 \end{cases}$$

여기서 a_i 는 스트럿의 단면적, l_i 는 스트럿의 길이를 의미하고, 목적함수 F 는 설계변수에 따른 착륙 시 최대가속도를 의미한다.

최적설계 초기값으로는 설계허용영역의 중간값을 선택하였다. Table 3에 최적설계를 통해 얻은 결과를 나타내었으며, Fig. 11에 달착륙선 최대가속도의 최적설계 수렴이력곡선을 나타내었다. 초기형상에 비해 최적설계 후 달착륙선의 최대가속도가 238m/s^2 에서 108m/s^2 로 절반 이상 감소된 것을 확인할 수 있다.

하지만 일반적인 달착륙선 설계기준인 $10g$ 이하 가속도[17]에는 약간 못 미치는 수준으로서,

Table 3. Result of optimization

	Primary strut		Secondary strut	
	Honeycomb I	Honeycomb II	Honeycomb III	Honeycomb IV
Area	2601mm^2	2563mm^2	2735mm^2	2941mm^2
Length	135mm	145mm	141mm	90mm

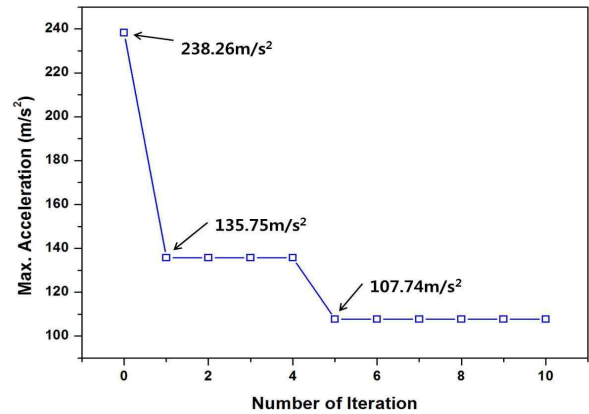


Fig. 11. Iteration history for maximum acceleration of lunar lander

이는 실제 제작 상황을 최적화에 고려하지 않았기 때문이다.

실제 제작 시에는 미리 알루미늄 허니컴을 압축하여 최대파손하중(peak crush load)을 평균 파손하중(average crush load)수준으로 감소시켜 놓은 예압축(pre-crushed) 허니컴을 사용하기 때문에, 이러한 점을 고려할 경우 일반적인 설계기준 $10g$ 이하를 충분히 만족할 수 있을 것으로 판단된다.

III. 결 론

본 연구에서는 달 착륙 시 달착륙선에 가해지는 충격하중(최대가속도)을 저감하기 위해 달 토양의 특성을 고려한 달착륙선 착륙 해석 모델을 구축하고 이를 이용하여 메타모델 기반의 순차적 근사 최적화를 수행하였다.

달착륙선의 충격흡수장치를 효과적으로 모사하기 위해 일차원 모델을 구축하였으며, Mohr-Coulomb 모델을 이용해 달 토양의 특성을 고려한 달 표면 해석 모델을 구성하였다. 이 해석 모델과 샘플 재사용이 가능한 메타모델 기반의 최적화 기법을 이용하여 최적설계를 수행하였으며, 그 결과 충격흡수장치의 단면적과 길이 변화를 통해 착륙 시 달착륙선에 가해지는 충격하중을 효율적으로 감소시킬 수 있음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 및 인하대학교의 지원으로 연구되었으며 이에 감사드립니다.

References

- 1) Huntress, W. T., Moroz, V. I., Shevaley, I. L., "Lunar and Planetary Robotic Exploration Missions in the 20th Century", *Space Science Reviews*, Vol. 107, 2003, pp. 541~649.
- 2) Kim, W.-S., Kim, S.-W., Hwang, D.-S., "Development Trend of Shock-Absorbing Landing Gear for Lunar Lander," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 9, No. 1, 2011, pp. 119~129.
- 3) Blanchard, U. J., "Evaluation of a Full-scale Lunar-gravity by Comparison of Landing-impact Tests of a Full-scale and a 1/6-scale Model", *NASA Technical Note D-4474*, 1968.
- 4) Kim, H.-D., Lee, H.-H., Kim, S., Park, J.-S., "Design of the KAU Lunar Lander for Shock Absorption Structure Test," *Proceeding of the 2010 KSAS Fall Conference*, 2010, pp. 837~840.
- 5) Kim, H.-D., Lee, H.-H., Hwang, D.-S., Park, J.-S., "Prediction to Shock Absorption Energy of an Aluminum Honeycomb", *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 38, No. 5, 2011, pp. 391~399.
- 6) Oh, M. H., Cho, Y. M., Lee, H. J., Cho, J. Y., Hwang, D. S., "Sequential Approximate Optimization of Shock Absorption System for Lunar Lander by using Quadratic Polynomial Regression Meta-model", *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 4, 2011, pp. 289~384.
- 7) ESA-NEXT Team, "Next lunar lander with in-situ science and mobility: Lunar environment specification", *ESA*, 2008.
- 8) Yang, S. S., Cho, J. Y., Kim, J. H., Lim, J. H., Kim, S. H., "Landing Behaviors of Lunar Lander considering the Effect of Lunar Regolith," *Proceeding of the 2012 KSAS Fall Conference*, 2012, pp. 1676~1681.
- 9) Yang, S. S., *Optimization for Shock Absorption System of Lunar Lander considering Characteristics of Lunar Regolith*, Master Thesis, Inha University, 2013.
- 10) Sun, Y., Hu, Y., Liy, P., Deng, Z. "Touchdown dynamics modeling and simulation of lunar lander", *ISSCAA*, 2010, pp. 1320~1324.
- 11) Son, T.-J., Na, K.-S., Kim, J.-W., Lim, J. H., Kim, K.-W., "Design of a Structural Model for Korean Lunar Explorer", *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 5, 2013, pp. 366-372.
- 12) HEXCEL Composites, *HexWeb™ Honeycomb Attributes and Properties - A comprehensive guide to standard Hexcel honeycomb materials, configurations, and mechanical properties*, 1999.
- 13) Oh, M. H., *Development of Sample-reusable Meta-model based Design Optimization Method and its Applications*, Ph.D. Dissertation, Inha University, 2012.
- 14) Lysmer, J., Kuhlemeyer, R. L., "Finite dynamic model for infinite media", *J. Eng. Mech. Div.*, ASCE 95, 1969, pp. 859~877.
- 15) Rao, A. S. R, Ranjan, G., *Basic and Applied Soil Mechanics*, 2nd Ed., New Age International, New Delhi, 2000, pp. 290~296.
- 16) Kikendall Orr, *Development of a finite element model to predict the behavior of a prototype wheel on lunar soil*, Ph.D. Dissertation, Clemson University, 2010, pp. 62~63.
- 17) Liu, Rongqiang, et al. "Design and selection of aluminum foam for impact damper of legged lunar Lander", *Systems and Control in Aerospace and Astronautics, 2008. ISSCAA 2008. 2nd International Symposium on. IEEE*, 2008. pp. 1~6.