

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2011.39.4.314

2차 다항회귀 메타모델을 이용한 달착륙선 충격흡수 시스템의 순차적 근사 최적설계

오민환*, 조영민*, 이희준*, 조진연**, 황도순***

Sequential Approximate Optimization of Shock Absorption System for Lunar Lander by using Quadratic Polynomial Regression Meta-model

Min Hwan Oh*, Young Min Cho*, Hee Jun Lee*, Jin Yeon Cho** and Do Soon Hwang***

ABSTRACT

In this work, optimization of two-stage shock absorption system for lunar lander has been carried out. Because of complexity of impact phenomena of shock absorption system, a 1-D constitutive model is proposed to describe the behavior of shock absorption system. Quadratic polynomial regression meta-model is constructed by using a commercial software ABAQUS with the proposed 1-D constitutive model, and sequential approximate optimization of two-stage shock absorption system has been carried out along with the constructed meta-model. Through the optimization, it is verified that landing impact force on lunar lander can be considerably reduced by changing the cell size and foil thickness of honeycomb structure in two-stage shock absorption system.

초 록

본 연구에서는 2단으로 구성된 달착륙선 충격 흡수 장치에 대한 최적화를 수행하였다. 충격 흡수 장치의 복잡한 충격거동을 모사하기 위해 1차원 구성방정식 모델을 제안하였으며, 이와 함께 상용해석 소프트웨어인 ABAQUS를 활용하여 최적화를 위한 2차 다항회귀 메타모델을 구성하였다. 구성된 메타모델을 순차적 근사 최적설계 기법에 적용하여 2단 충격 흡수 장치의 최적화를 수행하였으며, 이를 통해 허니컴 구조를 이용한 충격 흡수 장치의 셀크기와 포일 두께를 변화시킴에 따라 달착륙선의 월면 착륙 시 충격하중을 크게 저감시킬 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Lunar lander(달착륙선), Shock absorption system(충격흡수 시스템), Quadratic polynomial regression meta-model(2차 다항회귀 메타모델), Trust region algorithm(신뢰영역 알고리즘), Sequential approximate optimization(순차적 근사 최적화)

1. 서 론

최근 달에 분포되어 있는 자원의 활용을 위한 달 탐사에 대한 관심이 높아지고 있으며, 이에 따라 미국이나 유럽연합과 같은 우주 선진국을 중심으로 달 탐사를 위한 위성이나 달착륙선 등

† 2010년 12월 17일 접수 ~ 2011년 3월 23일 심사완료

* 정회원, 인하대학교 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 인하대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : cjl@inha.ac.kr

인천광역시 남구 용현동 253번지

*** 정회원, 한국항공우주연구원

의 개발이 활발히 진행되고 있다[1]. 그러나 국내에서는 아직 달 탐사를 위한 달착륙선 및 달 탐사위성 등의 연구 및 개발이 활발하게 이루어지고 있지 않은 상태이며, 이와 같은 상황이 지속될 경우 향후 달자원의 활용 등에서 뒤쳐질 수 있으므로 달 탐사를 위한 연구가 국내에서도 조속히 이루어져야 할 것이다.

본 연구에서는 달착륙선 연구개발의 일환으로 달착륙선의 착륙 시 충격하중을 감소시킬 수 있는 충격흡수 시스템의 최적설계를 수행하였다. 달착륙선은 착륙 시 큰 충격하중에 노출될 수 있으며, 착륙 시 이러한 충격하중을 효과적으로 흡수하지 못하면 원활한 임무수행에 큰 차질을 가져오게 된다. 이에 본 연구에서는 효율적인 최적의 충격흡수 시스템을 설계하기 위해 순차적 근사 최적화 알고리즘과 상용 유한요소 소프트웨어인 ABAQUS를 연동하여 최적설계 프레임워크를 구축하고, 이를 통해 달착륙선 충격흡수 시스템의 최적설계를 수행하였다.

II. 본 론

2.1 2차 다항회귀 메타모델을 이용한 순차적 근사 최적설계

인공위성이나 달착륙선과 같은 복잡한 항공우주 시스템의 설계를 위해서는 고정밀 모델이 필요하다. 그러나 모든 설계점에 대해 고정밀 모델의 반응을 구하기 위해서는 상당한 비용과 시간이 소요된다. 이러한 문제점을 감소시키기 위해 최근에는 고정밀 모델 대신 메타모델(meta-model)을 이용하는 방법에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다[2,3]. 대표적 메타모델로는 다항 회귀(polynomial regression), 크리깅(kriging), RBF(radial basis function) 등을 들 수 있다.

메타모델을 이용한 최적설계는 고정밀 모델을 사용한 최적설계에 비해 설계비용이 감소하는 장점이 있다. 하지만 고정밀 모델에 비해 불충분한 해석정보로 인하여 근사 최적해가 실제 최적해와 다를 수 있으며, 또한 한 번의 수행으로 실제 전역 최적해에 수렴하는 것은 매우 어려운 일이다. 따라서 근사 최적해의 수렴성을 판단하여 근사 최적화를 반복 수행할 것인지를 결정하는 방법을 추가적으로 도입해야 하는데, 이와 같은 방법을 순차적 근사 최적설계(sequential approximate optimization, SAO) 기법이라고 한다.

본 연구에서는 2차 다항회귀 메타모델(quadratic polynomial regression meta-model)을 이용하여 순차적 근사 최적설계를 수행하였다.

2.1.1 설계영역 설정을 위한 신뢰영역 알고리즘

메타모델을 이용한 순차적 근사 최적설계의 초기 연구단계에서는 설계자의 경험에 의하여 설계영역을 조절하였다. 그러나 이 방법은 수렴성이 설계자의 경험에 의하여 결정되므로 다양한 문제에 적용하기 어려운 단점이 존재한다. 최근에는 최적설계 시 설계자의 경험이나 직관에 의해 수렴성이 달라지는 단점을 줄이기 위한 연구가 다양하게 이루어지고 있다.

본 연구에서는 이 중 Fig. 1에 나타난 바와 같은 신뢰영역 알고리즘[4-6]을 통하여 순차적 최적설계를 수행하였다.

Fig. 1에 나타난 바와 같이 k 번째 iteration에서의 설계영역을 Ω^k 라 하면 $k+1$ 번째 설계영역인 Ω^{k+1} 은 메타모델에서의 최적값(\mathbf{x}^*)을 중심으로 신뢰영역의 크기($\Delta^{(k+1)}$)를 조절하게 된다. 일반적으로 사용되는 신뢰영역 알고리즘에서는 영역의 크기 조절 시 기준이 되는 메타모델의 정도(accuracy)를 측정하기 위하여 신뢰영역 비 $\rho^{(k)}$ 를 이용한다. 신뢰영역 비는 다음 식(1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\rho^{(k)} = \frac{\Delta f^{(k)}}{\Delta \tilde{f}^{(k)}} = \frac{f(\mathbf{x}^{(k)}) - f(\mathbf{x}^*)}{\tilde{f}^{(k)}(\mathbf{x}^{(k)}) - \tilde{f}^{(k)}(\mathbf{x}^*)} \quad (1)$$

신뢰영역 비는 메타모델을 통한 근사 최적해의 예측 감소량($\tilde{f}^{(k)}(\mathbf{x}^{(k)}) - \tilde{f}^{(k)}(\mathbf{x}^*)$)에 대한 실제 감소량($f(\mathbf{x}^{(k)}) - f(\mathbf{x}^*)$)의 비로 계산된다. 만일 신뢰영역 비 $\rho^{(k)}$ 가 0보다 크면 새로운 설계점

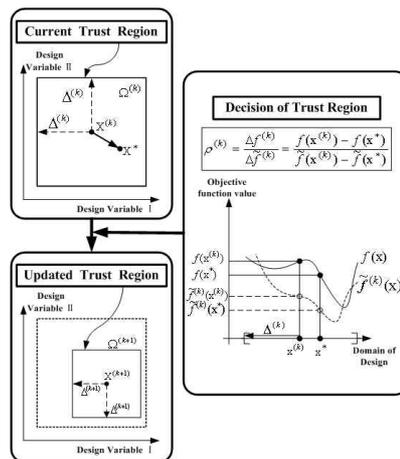


Fig. 1. 신뢰영역 알고리즘 개념을 이용한 순차적 최적설계

$\mathbf{x}^{(k+1)} = \mathbf{x}^*$ 으로 간주하며, 이때의 신뢰영역 크기나 근사 최적해를 결정하기 위해서는 식 (2)의 결정 알고리즘을 이용한다.

결정 알고리즘에서 신뢰영역 크기 조절 상수인 κ_1, κ_2, c_1 , 그리고 c_2 는 설계자의 경험에 의거하여 임의로 선정할 수 있으나, 본 연구에서는 Fletcher[5]가 제안한 수치인 $\kappa_1 = 0.25, \kappa_2 = 0.75, c_1 = 0.25$ 그리고 $c_2 = 2$ 를 사용하였다.

[결정 알고리즘]

$$\begin{aligned} & \text{If } \rho^{(k)} < \kappa_1, \text{ then } \Delta^{(k+1)} = c_1 \| \mathbf{x}^* - \mathbf{x}^{(k)} \| \\ & \text{If } \rho^{(k)} < \kappa_2, \text{ and } \| \mathbf{x}^* - \mathbf{x}^{(k)} \| = \Delta^{(k)}, \\ & \text{then } \Delta^{(k+1)} = c_2 \Delta^{(k)} \\ & \text{otherwise, } \Delta^{(k+1)} = \Delta^{(k)} \end{aligned} \quad (2)$$

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

2.1.2 메타모델 구성을 위한 실험계획법

컴퓨터를 이용한 전산실험은 물리적인 의미에 중점을 둔 고전적인 실험과는 달리 임의의 오차가 존재하지 않는다. 즉 동일한 입력 값에 대해 항상 같은 결과를 나타낸다. 따라서 기존의 실험 계획법과는 달리 설계영역을 고르고 빈틈없이 채우는 실험계획을 이용하는 것이 바람직하다.

이러한 실험계획법으로는 CCD(central composite design), FD(factorial design), LHD(latin hypercube design)[7]등을 들 수 있다. 이와 같은 실험계획법 중에서 LHD는 각각의 설계변수에 대해 실험점이 중첩되지 않고, 각 설계변수의 수준을 임의로 배치해주면 되기 때문에 설계변수의 수에 관계없이 발체점 개수의 조절이 용이하다는 장점이 있다. 이에 본 연구에서는 메타모델 구성

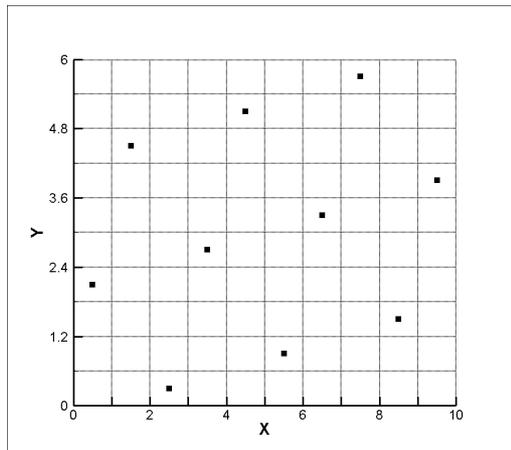


Fig. 2. Latin Hypercube Design의 예

을 위한 실험계획법으로 LHD를 이용하였다. Fig. 2에는 LHD로 추출된 발체점이 설계영역 내에 고르게 분포되어 있는 예를 나타내었다.

2.1.3 2차 다항회귀 메타모델을 이용한 순차적 근사 최적설계

본 연구에서는 순차적 근사 최적설계를 위해 함수기반(function-based)의 2차 다항회귀 메타모델 방법을 이용하였으며, 이 방법은 비교적 강건하게 전역 최적해를 찾을 수 있는 장점이 있다[8]. Fig. 3에는 2차 다항회귀 메타모델을 이용한 순차적 근사 최적설계의 흐름도를 나타내었다. 메타모델 구성을 위한 발체점은 상용 유한요소해석 소프트웨어인 ABAQUS를 최적설계 알고리즘과 연동하여 설계변수가 바뀔 때 따라 ABAQUS 해석결과로부터 자동으로 구할 수 있도록 하였다.

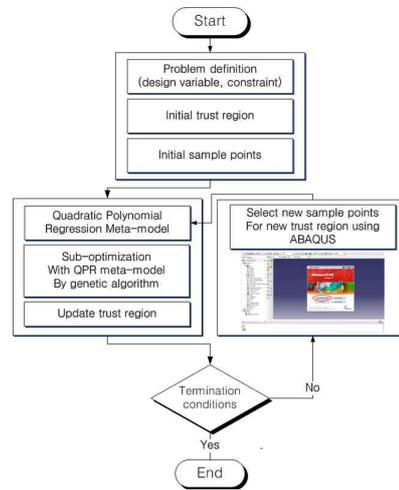


Fig. 3. 최적설계 알고리즘 흐름도

2.2 달착륙선 충격흡수 시스템 최적설계

성공적인 달 탐사를 위해서는 달착륙선의 안정적인 착륙이 보장되어야 한다. 달착륙선은 월면에 착륙 시 다양한 충격하중에 노출될 수 있으며, 이러한 충격들을 효과적으로 흡수해야만 착륙 후 계획된 임무수행을 할 수 있다. 그러므로 충격흡수 시스템은 달 탐사선의 원활한 임무수행을 함에 있어 매우 중요하다. 이에 본 연구에서는 달착륙선이 월면에 착륙할 때 발생할 수 있는 충격 하중을 저감하기 위해 충격흡수 시스템의 최적설계를 수행하였다.

2.2.1 달착륙선 충격흡수 시스템

달착륙선용 충격흡수 시스템은 신뢰성이 높아야 하며, 경량으로 설계되어야 한다.



Fig. 4. 아폴로 11호 달착륙선(Apollo 11 lunar module)

이와 같은 이유로 초기 개발된 Fig. 4의 Apollo 11 달착륙선과 같은 달착륙선의 충격흡수 장치에는 알루미늄 허니콤 충격흡수 시스템을 사용하였으며[9], 지금도 높은 신뢰성과 우수한 충격흡수 성능 및 경량성으로 인해 널리 사용되고 있다. 이에 본 연구에서도 이와 같이 다양한 장점을 가지고 있는 알루미늄 허니콤 충격흡수 시스템을 고려하였다.

2.2.2 허니콤 충격흡수 시스템의 단순화

달착륙선 충격흡수 시스템은 달착륙선이 월면에 착륙할 때 충격흡수 시스템에 장착된 허니콤이 Fig. 5와 같이 부서지면서 충격에너지를 흡수하게 된다[10]. 그러나 이와 같이 허니콤이 부서지며 충격을 흡수하는 거동을 허니콤 전체모델을 이용하여 모사하기 위해서는 많은 계산시간과 비용이 필요하게 된다.

이에 본 연구에서는 계산시간과 비용을 줄이기 위해 Fig. 6과 같이 알루미늄 허니콤 전체모델을 1-D 모델로 단순화하였다. 단순화된 1-D 모

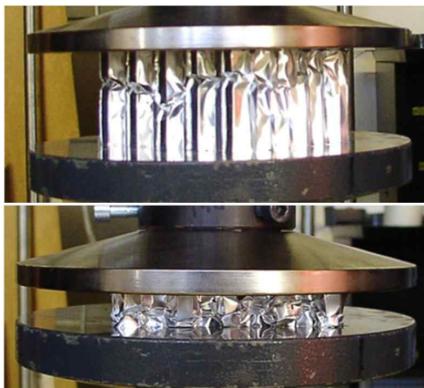


Fig. 5. 허니콤 충격흡수 시스템

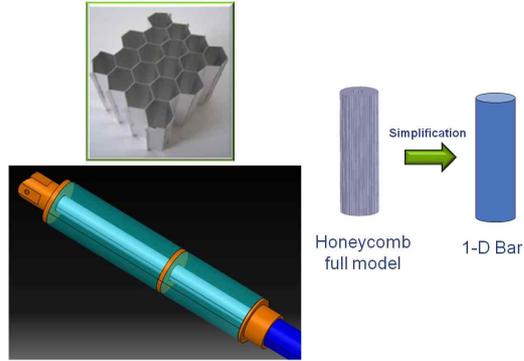


Fig. 6. 허니콤 모델의 단순화

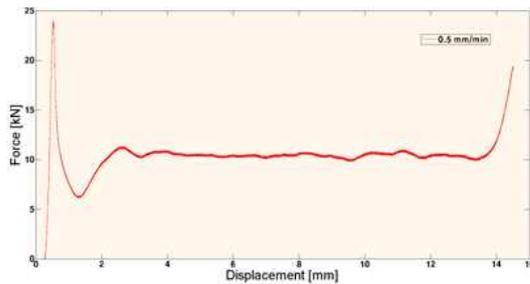


Fig. 7. 하중-변위 관계의 예

델의 하중-변위 관계는 Fig. 7과 같은 알루미늄 허니콤 전체모델의 하중-변위 관계와 유사하게 물성을 부여하였다.

2.2.3 알루미늄 허니콤 충격흡수 시스템 최대충격하중(최대 가속도) 최적설계

허니콤의 단면적이 결정되면, 허니콤 시스템의 충격흡수에 영향을 주는 인자는 Fig. 8의 하중-변위 관계에 나타낸 바와 같은 압축강도(compressive strength), 파괴강도(crush strength), 탄성계수(modulus), 밀도 등이 된다.

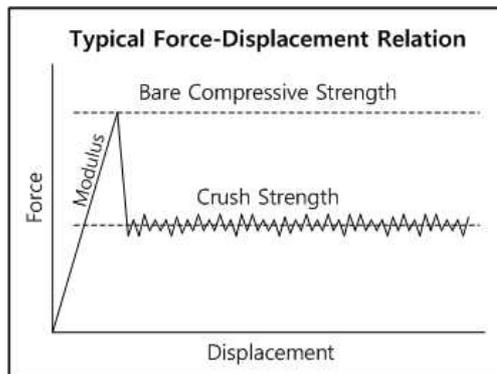


Fig. 8. 허니콤의 하중-변위 관계

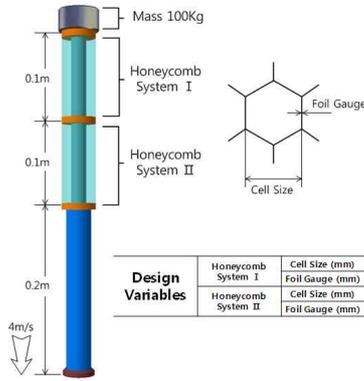


Fig. 9. 최적설계 대상 모델

이와 같은 인자들은 허니콤의 셀크기와 포일의 두께에 의해 바뀔 수 있다. 이에 본 연구에서는 허니콤의 셀크기와 포일의 두께에 따른 허니콤의 물성치 변화를 통해 달착륙선 충격흡수 시스템의 최대가속도 최적설계를 수행하였다. 최적설계에 사용된 알루미늄 허니콤은 HEXCEL사의 5052 alloy hexagonal honeycomb이며, 셀크기와 포일 두께에 따른 물성치는 HEXCEL사에서 제공한 허니콤의 물성치[11]를 보간하여 이용하였다.

본 연구에서는 실제 달착륙선 일면 착륙 시 발생하는 충격하중의 저감을 위한 알루미늄 허니콤 충격흡수 시스템의 최적설계에 앞서, Fig. 9와 같이 2단의 허니콤 구조물로 구성된 간단한 모델에 대해 최적설계를 수행하였다. 목적함수는 질량 100kg의 달착륙선이 4m/s의 낙하속도로 착륙할 때 본체가 겪게 되는 최대 가속도이며, 설계변수는 충격흡수 시스템에 장착된 허니콤 시스템 I, II의 셀크기 및 포일의 두께이다.

2단의 알루미늄 허니콤 구조물이 장착된 충격흡수 시스템을 통해 본체에 가해지는 최대 가속도 목적함수는 식 (3)과 같으며, ABAQUS 해석을 통하여 구할 수 있다.

$$F(x) = \text{Max. Acceleration for } x \in \Omega \quad (3)$$

$$\Omega = \left\{ x : \begin{array}{l} 1.5875 \leq \text{Cell Size } 1, 2 \leq 9.525, \\ 0.01778 \leq \text{Foil Gauge } 1, 2 \leq 0.0762 \end{array} \right\} \quad (4)$$

여기서, $x = [\text{Cell Size } 1, 2 ; \text{Foil Gauge } 1, 2]$ 는 설계변수, 그리고 Ω 는 설계허용영역(feasible design region)이다.

식 (3), (4)를 이용하여 알루미늄 허니콤 충격흡수 시스템의 최대 가속도 최적화 문제는 식 (5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$x^{optimum} = \min_{x \in \Omega} \{F(x)\} \quad (5)$$

초기 설계의 허니콤의 물성치는 Table 1에 나타내었으며, Table 2에는 최적설계를 통해 얻은 허니콤의 물성치를 나타내었다. 해석 시 시간간격은 ABAQUS에서 제공하는 'automatic' 방식을 이용하여 해석하였으며, 결과로부터 본 연구와 같은 해석조건에서는 강성이 낮은 허니콤을 아래 위치시킬 때 충격에너지를 효율적으로 흡수할 수 있음을 알 수 있다.

Fig. 10에 최대가속도 최적설계 이력을 나타내었으며, Fig. 11과 Fig. 12에는 초기 및 최적모델에 대해 각각의 허니콤 시스템의 시간에 따른 변형을 나타내었다. Fig. 11에 나타낸 바와 같이 초기모델에서는 하단부의 허니콤 시스템(honeycomb system II)이 거의 다 부서진 후 상단부의 허니콤 시스템(honeycomb system I)의 부서짐이 매우 적게 발생하여 효과적인 충격흡수가 이루어지지 않았음을 확인할 수 있다. 그러나 Fig. 12의 최적설계 모델에서는 상단 및 하단의 허니콤 시스템(honeycomb system I, II)이 거의

Table 1. 초기 설계 시 허니콤 물성치

| Honeycomb System I, II Designation Cell size(mm) - Foil Gauge(mm) | Density (kg/m³) | Modulus (MPa) | Compressive Strength (MPa) | Crush Strength (MPa) |
|--|-----------------|---------------|----------------------------|----------------------|
| 4.7 - 0.051 | 91.31 | 1012.9 | 5.65 | 1.69 |

Table 2. 최적설계에 의한 최적 허니콤 물성치

| Honeycomb System I Designation Cell size(mm) - Foil Gauge(mm) | Density (kg/m³) | Modulus (MPa) | Compressive Strength (MPa) | Crush Strength (MPa) |
|---|-----------------|---------------|----------------------------|----------------------|
| 6.35 - 0.0381 | 54.44 | 620.1 | 2.34 | 1.03 |
| Honeycomb System II Designation Cell size(mm) - Foil Gauge(mm) | Density (kg/m³) | Modulus (MPa) | Compressive Strength (MPa) | Crush Strength (MPa) |
| 4.8 - 0.0254 | 49.66 | 517.1 | 1.99 | 0.9 |

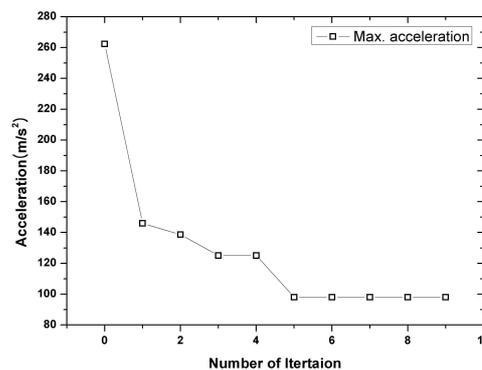


Fig. 10. 알루미늄 허니콤 최적설계 수렴 이력곡선

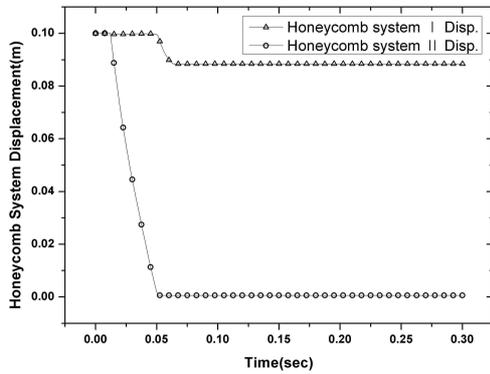


Fig. 11. 초기모델의 시간에 따른 허니콤 시스템의 길이변화

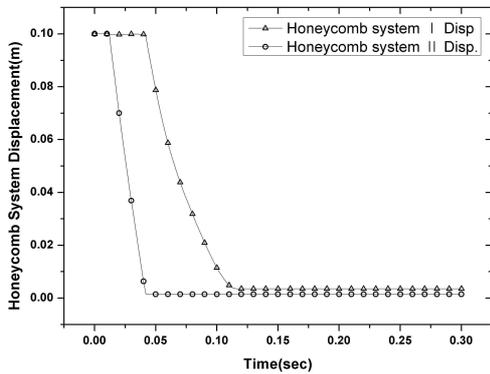


Fig. 12. 최적모델의 시간에 따른 허니콤 시스템의 길이변화

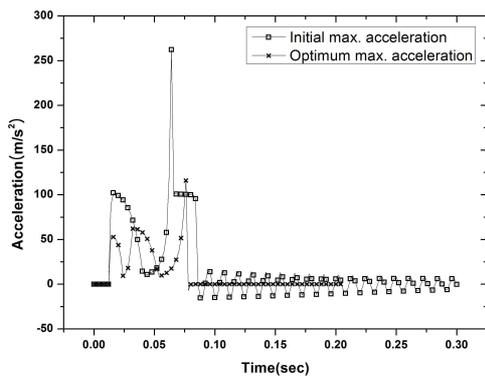


Fig. 13. 시간에 따른 가속도 이력곡선

다 부서져 충격을 보다 더 효과적으로 흡수했음을 알 수 있다.

Fig. 13에는 초기형상에 대한 가속도의 시간 이력곡선과 최적설계 후 형상에 대한 가속도의 시간이력곡선을 나타내었다. 결과로부터 최대 가속도가 상당히 감소된 것을 확인할 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 2차 다항회귀 메타모델을 이용한 순차적 근사 최적설계 기법과 상용 유한요소 해석 소프트웨어인 ABAQUS를 연동한 최적설계 알고리즘을 구현하였으며, 이 알고리즘을 이용하여 2단으로 구성된 달착륙선의 알루미늄 허니콤 충격흡수 시스템의 최적설계를 수행하였다.

달착륙선의 충격흡수 시스템은 달착륙선이 월면에 착륙할 때 본체에 장착된 탑재장비 등에 가해지는 충격을 흡수하여 달착륙선이 원래의 목적을 원활하게 수행할 수 있도록 하는 역할을 하게 된다.

알루미늄 허니콤의 단면적이 결정되어 있는 상태에서 허니콤의 셀크기와 포일 두께를 설계변수로 하고, 셀크기와 포일 두께에 따른 하중-변위 관계를 변화시킴으로써, 달착륙선이 월면 착륙 시 충격하중을 감소시킬 수 있음을 확인하였다.

향후 알루미늄 허니콤을 이용한 가속도 시험을 통해 해석에 이용된 단순화된 1-D 모델을 검증하고, 최적설계 모델을 달착륙선 전체모델로 확장시키면 보다 의미 있는 결과를 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 인하대학교의 지원에 의하여 연구되었음.

참고문헌

- 1) B. A. Cohen, the ILN Science Definition Team, "The International Lunar Network", NASA Marshall Space Flight Center, Huntsville AL 35812.
- 2) Simpson, T. W., Peplinski, J., Koch, P. N. and Allen, J. K., "Metamodels for Computer based Engineering Design: Survey and Recommendations", *Engineering with Computers*, Vol. 17, No. 2, 2001, pp. 129-150.
- 3) Wang, G. G., Shan, S., "Review of Metamodeling Techniques in Support of Engineering Design Optimization", *Transactions of the ASME, Journal of Mechanical Design*, Vol. 129, No. 4, 2007, pp. 370-380.

- 4) Sorensen, D. C., "Newton's Method with a Model Trust Region Modification." *SIAM Journal on Numerical Analysis*, Vol. 19, No. 2, 1982, pp. 409-426.
- 5) Fletcher, R., *Practical Methods of Optimization. 2nd Ed* John Wiley & Sons.
- 6) Rodriguez, J. F., Renaud, J. E., Watson, L. T., "Convergence of Trust Region Augmented Lagrangian Methods using Variable Fidelity Approximation Data", *Structural Optimization*, Vol. 15, Nos. 3-4, 1998, pp. 141-156.
- 7) McKay, M. D., Bechman, R. J., Conover, W. J., "A comparison of three methods for selecting values of input variables in the analysis of output from a computer code", *Technometrics*, Vol. 21, No. 2, 1979, pp. 239-246.
- 8) Raphael T. Haftka and Zafer Gürdal, *Elements of Structural Optimization. Third Revised and Expanded Edition*. KLUWER ACADEMIC PUBLISHERS.
- 9) William F. Rogers, Apollo Experience report -Lunar module landing gear subsystem, Manned Spacecraft Center, Houston, Texas 77058.
- 10) Levent Aktay, Alastair F. Johnson, Bernd-H Kroplin, "Numerical modelling of honeycomb core crush behaviour", *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 75, No. 9, 2008, pp. 2616-2630.
- 11) HexWeb™ Honeycomb Attributes and Properties, HEXCEL Composites.