

論文

착륙장치 2 자유도 동적 모델링 및 최적설계

이승규*, 신정우*, 김태욱*

Landing Gear 2 Degree of Freedom Modeling and Optimization

Seung-Gyu Lee*, Jeong-Woo Shin* and Tae-Uk Kim*

ABSTRACT

Because of kinematic complexities, nonlinear behavior, etc, the performance of oleo-pneumatic landing gear is predicted by qualified commercial softwares. While commercial softwares predict more exactly, it takes a long time to construct or modify a model. At initial design stage, design parameters can be determined quickly and exactly enough with simple 2 degree of freedom model of mass, spring and damping. 2 degree of freedom model can be easily applied to optimization and reliability analysis which takes repetitive computation. In this paper, oleo-pneumatic landing gear is modeled as a nonlinear 2 degree of freedom model. The analysis are compared with landing gear drop test. To determine design parameter, optimization problem is solved with genetic algorithm and 2 degree of freedom model.

Key Words : Landing Gear(착륙장치), Simulation(시뮬레이션), Genetic Algorithm(유전자 알고리즘)

Nomenclature

A_a	Pneumatic Area
A_o	Hydraulic Area
Cd	Coefficient of Discharge
$D_{c,i}$	실린더 내경
$D_{p,i}$	피스톤 내경
$D_{p,o}$	피스톤 외경
F_z	수직 지면반력
P_{atm}	대기압
P_0	Inflation Pressure of Gas Chamber
S	스트록(Stroke)
V_0	Initial Volume of Gas Chamber
a	오리피스(Orifice) 면적
n	Polytropic Index
η	착륙장치 완충 효율
ρ	오일 밀도

1. 서 론

착륙장치는 항공기 착륙 시 충격을 흡수한다. 착륙장치에 따라 휠(Wheel), 타이어(Tire), 브레이크(Brake), Retraction system, 조향장치(Steering system) 등은 선택적으로 적용될 수 있으나, 완충기(Shock absorber)는 반드시 착륙장치에 포함되어 있다. Steel spring, Rubber, Air, Liquid spring, 유공압(Oleo-pneumatic) 등 다양한 형식의 완충기가 있지만, 오늘날의 대부분 항공기는 유공압 방식의 완충기를 사용한다[1].

유공압 완충기 내부에는 오일(Oil)에 의한 감쇠력(Damping force)과 가스(Gas)에 의한 탄성력(Spring force)이 생성되며, 유공압 착륙장치는 완충기 및 타이어를 고려하여 질량, 스프링(Spring), 댐퍼(Damper) 시스템으로 모델링될 수 있다. 오늘날의 유공압 방식 착륙장치는 완충기 이외의 Retraction system을 구성하고 지면 반력을 지지하기 위한 구조물로 복잡하게 구성되어 있으므로, 착륙장치의 거동을 예측하기 위해 상용 소프트웨어를 많이 사용한다. 국내의 착륙장치 개발

2014년 06월 26일 접수 ~ 2014년 10월 21일 심사완료
논문심사일 (2014.09.12, 1차)

* 한국항공우주연구원

연락처, E-mail : lsg@kari.re.kr
대전광역시 유성구 과학로 169-84

사례는 많지 않으며, 신정우[2] 등은 회전익 착륙 장치에 대해, 최섭[3] 등은 고정익 착륙장치에 대해 상용 소프트웨어를 사용하여 착륙장치 동적 거동을 예측하고, 시험 결과와 비교하였다.

착륙장치 초기 설계 시에는 완충효율, 스트로크(Stroke) 등을 결정하는 주요 설계 인자의 초기값을 결정해야 하며, 설계 인자 변경에 따른 반복적인 해석이 필요하다. 상용 소프트웨어는 복잡한 착륙장치 동적거동에 유용하게 활용될 수 있지만, 동역학적인 모델을 구성하는 모델링 구성 및 변경에 많은 시간이 소요되므로, 설계 인자를 변경해 가며 반복적인 해석을 수행하기에는 현실적인 어려움이 따른다. 따라서, 초기 설계 시에는 착륙장치 설계 인자를 손쉽게 수정하고, 반복적인 계산에 적합한 간단한 해석 도구가 필요하다.

본 연구에서 유공압 착륙장치를 간단한 2 자유도 질량/스프링/감쇠 시스템으로 모델링하고, 시험결과와 비교하였다. 또한, 유전자 알고리즘을 통하여 요구도 변경에 따른 착륙장치 주요 설계 인자의 최적값을 찾는 과정을 거쳐, 간단한 2 자유도 질량/스프링/감쇠 모델의 설계 초기 적용 가능성을 검토해 보았다.

2. 본 론

2.1 착륙장치 완충기 모델링

유공압 방식의 완충기는 Fig. 1과 같이 실린더(Cylinder), 피스톤(Piston), 휠/타이어로 구성되며 충격 흡수 시의 동적거동을 예측하기 위해서 Fig. 2와 같이 2 자유도 질량/스프링/감쇠 시스템으로 모델링할 수 있다.

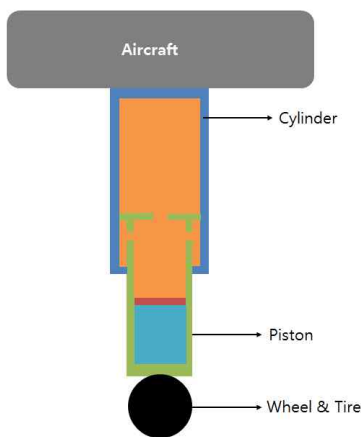


Fig. 1 Schematic Diagram of Shock Absorber

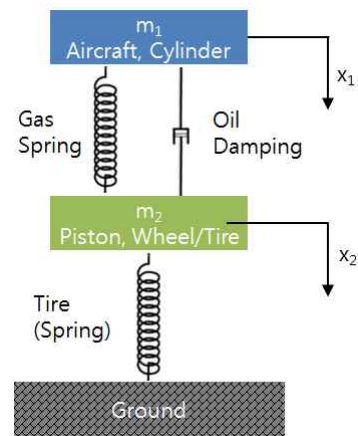


Fig. 2 Two-Degree System for Shock Absorber

m_1 은 실린더 및 항공기 질량을 반영하여 계산된다. 항공기 무게 중심 및 착륙장치 휠 위치를 고려하여야 하며, 전륜 착륙장치(Nose landing gear)의 경우, 전진 속도에 따른 관성력 등을 고려해야 한다.

m_2 는 Unsprung mass라고도 하며, 피스톤, 휠/타이어 등의 질량을 합한 값으로 근사할 수 있다. 가스에 의한 탄성력, 오일에 의한 감쇠력은 비선형이며 신정우[2]는 식 (1), (2)와 같이 제시하였다. A_o 는 Hydraulic Area이며, 실린더 내경에 의한 면적이다. A_a 는 Pneumatic Area이며, 피스톤 외경에 의한 면적이다. V_0 는 착륙장치가 힘을 받지 않을 때의 가스 부피이다. n 은 Polytropic Index이며, 본 연구에서는 1.4의 값을 적용하였다. 완충기 내부의 가스는 충격 흡수 시 단열과정을 거친다고 가정할 수 있으며, 질소와 같은 이원자 이상기체의 경우 $n=1.4$ 로 알려져 있다.

$$F_{damping} = \frac{\rho \cdot A_o^3}{2(Cd \cdot a)^2} (\dot{x}_1 - \dot{x}_2)^2 \quad (1)$$

$$F_{spring} = \left\{ (P_0 + P_{atm}) \left(\frac{V_0}{V_0 - A_a(x_1 - x_2)} \right)^n - P_{atm} \right\} A_a \quad (2)$$

타이어는 감쇠가 없는 비선형 스프링으로 모델링하였다. 타이어 제조사 자료를 바탕으로 타이어 지면 반력(F_{tire})를 식 (3)의 2차 다항식으로 모델링하였다.

$$F_{tire} = p_1 x_2^2 + p_2 x_2 + p_3 \quad (3)$$

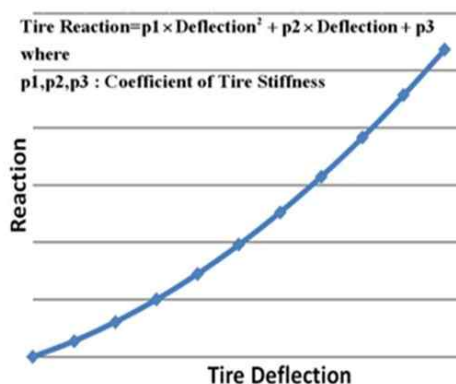


Fig. 3 타이어 변형량 및 지면반력

모델링 대상인 착륙장치는 Trailing arm이 있으며, 이로 인해 실린더와 피스톤 사이에 마찰력이 존재한다. 하지만, 마찰력 계수는 쉽게 예측할 수 없으므로, 본 연구에서는 마찰력은 무시하였다. 마찰력을 무시하고 해석한 결과와 시험결과를 비교했을 때, 지면반력, 스트로크 등에서 최대 5%정도 차이가 발생함을 확인하였으며, 2장3절에 자세히 설명하였다.

착륙장치 전체 동적 모델링은 Fig. 5, 식 (4)와 같다.

$$\begin{aligned}
 m_1 \ddot{x}_1 + F_{damping} + F_{spring} - m_1 g &= 0 \\
 m_2 \ddot{x}_2 - F_{damping} - F_{spring} + F_{tire} - m_2 g &= 0
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

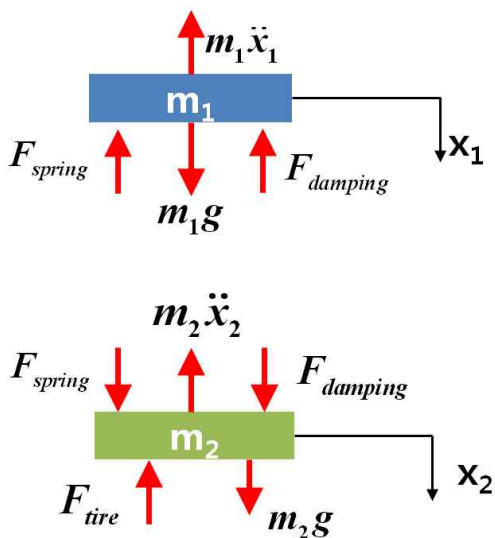


Fig. 4 착륙장치 전체 동적모델링

2.2 착륙장치 낙하시험

착륙장치 완충성능은 낙하시험을 통해 입증된다. 본 연구에서는 Fig. 5와 같이 Drop tower에 착륙장치를 설치하고 자유낙하 방식으로 낙하시험을 수행하였다. Drop carriage 내부에 Dummy weight를 설치하여 항공기 중량 및 관성력에 의한 효과를 모사하였다. 시험을 통하여 지면반력, 스트로크, 완충기 내부 압력, Mass travel 등을 측정하였다. Mass travel은 Drop carriage, Dummy weight, 완충기 등이 이동한 거리를 측정하는 것이며, Fig. 3의 x_1 에 해당하는 값이다. 스트로크는 완충기 길이 변화를 측정하는 값이며, Fig. 3에서 x_1-x_2 에 해당하는 값이다. 시험체가 강성체라고 가정한다면, Mass travel과 스트로크 측정값을 통해 Fig. 3의 x_2 값(타이어 변형량)을 알 수 있다.

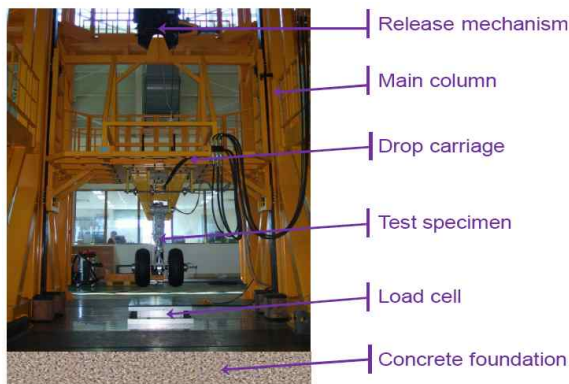


Fig. 5 자유낙하 방식의 Drop Tower

2.3 완충성능 해석 및 비교

2 자유도 질량/스프링/감쇠 시스템으로 낙하시험조건을 해석하고, 실제 시험결과와 비교하여, 2 자유도 질량/스프링/감쇠 시스템의 정확도를 검토하였다. 낙하시험은 낙하중량 및 낙하속도를 점진적으로 증가시키면서 4단계에 걸쳐 수행되었으며, Table 1과 같다. Table 1의 시험조건은 보안상의 이유로 시험조건 중 최대 낙하중량 및 최대 낙하속도로 정규화(Normalize)되었다.

Table 1. Test Condition

시험조건	낙하중량	낙하속도
Stage 1	0.80M	0.41V
Stage 2	0.88M	0.60V
Stage 3	0.96M	0.85V
Stage 4	1.00M	1.00V

낙하시험을 통해 측정된 지면 수직 반력, 완충기 스트로크, Mass travel, 완충기 내부 오일/가스 압력을 해석결과와 비교하였다. 그래프를 통해 전체적인 경향을 비교하고 Fig. 6에 정의된 1st Peak, 2nd Peak에서 구체적인 수치를 비교하였다. 1st Peak의 대부분은 감쇠력에 의한 것이며, 2nd Peak는 탄성력에 의한 것이다. 1st Peak과 2nd Peak의 값이 같을 때, 착륙장치의 에너지 흡수 효율은 최대가 된다.

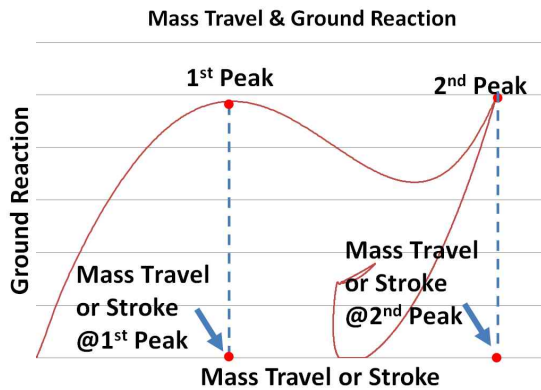


Fig. 6 1st Peak 과 2nd Peak

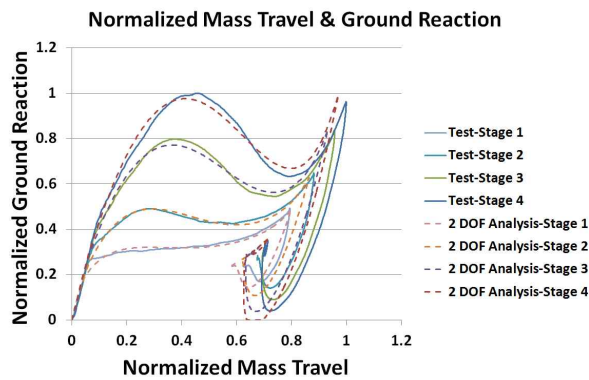


Fig. 7 Mass travel과 수직 지면반력

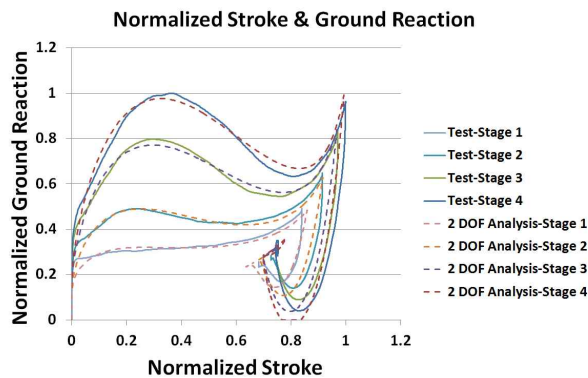


Fig. 8 스트로크과 수직 지면반력

Table 2. 1st Peak 수직 지면반력 비교

Stage	Test	2 DOF Analysis	Error(%)
1	-	0.32	-
2	0.50	0.49	2.00
3	0.80	0.77	3.75
4	1.00	0.98	2.00

Table 3. 2nd Peak 수직 지면반력 비교

Stage	Test	2 DOF Analysis	Error(%)
1	0.49	0.48	2.04
2	0.65	0.63	3.08
3	0.84	0.84	0.00
4	0.94	0.99	5.32

Table 4. 최대 Mass travel 비교

Stage	Test	2 DOF Analysis	Error(%)
1	0.79	0.80	1.27
2	0.88	0.87	1.14
3	0.96	0.93	3.12
4	1.00	0.97	3.00

Table 5. 최대 스트로크 비교

Stage	Test	2 DOF Analysis	Error(%)
1	0.84	0.86	2.38
2	0.92	0.92	0.00
3	0.97	0.97	0.00
4	1.00	0.99	1.00

Fig. 7, Fig. 8, Table 4~7에 제시된 값은 보안상의 이유로 Stage 4의 시험결과로 정규화한 값이다. 예를 들어, 수직 지면반력의 경우, Stage 4 시험조건에서 측정된 수직 지면반력 중 최대값으로 정규화하였다. Fig. 7, Fig. 8에서 2 자유도 해석결과와 시험결과가 전체적으로 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다. 구체적인 수치는 Table 4~7와 같으며, 시험결과와 최대 5%정도의 오차를 보인다.

하지만, Fig. 7에서 최대 Mass travel값은 시험 결과보다 더 작은 값을 예측하고 있는 것을 알 수 있다. 이는 해석 상에 반영된 스프링력이 실제보다 더 Stiff하기 때문이다. 식 (2)에서는 $n=1.4$ 를 적용하였으나, 유공압 완충장치 가스의 polytropic index는 $n=1.3\sim 1.4$ 로 알려져 있다. $n=1.3$ 를 적용하여 해석을 다시 수행했을 경우, 최대 Mass travel 값이 시험값에 더 가까워지는 것을 확인하였다.

Fig. 8은 X축이 Mass travel 이 아니라, 스트로크이다. Fig. 8에서 스트로크가 Zero 근처의 값일 때, 수직 지면반력은 해석결과보다 시험결과가 좀 더 급하게 꺾이는 것을 볼 수 있다. 이는 마찰력에 의한 것으로 판단된다. 해석에서는 마찰력을 무시했으므로, 수직 지면반력이 매끄럽게 변하며, 실제 착륙장치에서는 마찰력에 의해 수직 지면반력이 갑자기 변하는 것으로 볼 수 있다. 실제 착륙장치에 작용하는 마찰력은 Sealing과 피스톤 사이에서 발생하는데, Sealing과 피스톤 사이에는 오일이 존재한다. 그러므로, 경험에 의한 시험데이터가 없는 경우, 마찰력을 예측하여 해석모델에 반영하는 것은 현실적으로 쉽지 않다. Fig. 7에서 X축이 Mass travel일 때는 이런 현상을 볼 수 없다. Mass travel은 착륙장치 완충기 길이 변화량과 타이어 직경 변화량의 합이므로, 타이어 직경 변화량이 반영되어 있다. 또한, 실제 타이어는 직경이 변화할 때 마찰력이 거의 없고 볼 수 있다. 따라서, 그래프 상에서 갑작스러운 변화량을 볼 수 없다.

2.4 최적설계에 적용

항공기 무게 증가로 인해 각 착륙장치가 지지해야 할 무게가 5% 증가했다고 하자. 무게 증가분을 고려한 설계 변경이 필요하며, 최적설계를 통해 착륙장치의 주요 설계 인자를 찾아보았다. 설계 변경 방향은 수직 지면반력은 무게 증가 이전과 동일하게 유지하고, 효율은 70% 이상을 유지하면서, Mass travel(Fig. 3의 x_1)을 최소로 유지하는 것이다. 설계변수는 오리피스(Orifice) 면적, 실린더 내경, 피스톤 외경, 피스톤 내경으로 설정하였다. 완충 효율(η)은 식 (6), Fig. 10과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} & \min \text{ Mass Travel} \\ & \text{subject to } -D_{c,i} + D_{p,o} < -10 \text{ mm} \\ & \quad -D_{p,o} + D_{p,i} < -D_{p,o}^{\text{Initial}} + D_{p,i}^{\text{Initial}} \\ & \quad a - 0.05A_a < 0 \\ & \quad F_{z,Max} - F_{z,Max}^{\text{Initial}} < 0 \\ & \quad -\eta + 0.7 < 0 \end{aligned} \quad (5)$$

$$\eta = \frac{\text{Absorbed Energy}}{F_{\max} \times S_{\max}} \quad (6)$$

힘, 효율 이외의 Geometry 조건으로는 실린더와 피스톤 사이에는 누유를 방지하기 위한 부품 등이 설치되므로, 실린더 내경과 피스톤 외경은 최소 10 mm 이상 간격을 유지하도록 하였다. 피스톤의 두께는 초기 설계보다 크게 설계 변경되도록 하였으며, 이는 2번째 제한조건에서 실린더 외경/내경의 차이로 정의하였다. 또한, 오리피스 면적은 Pneumatic 면적의 5% 보다 작게 되도록 경계조건을 부여하였다. Matlab의 유전자 알고리즘을 통해 식 (5)의 최적설계 문제를 풀었으며, 유전자 알고리즘의 각 설계변수의 Population 은 20으로 설정하였다.

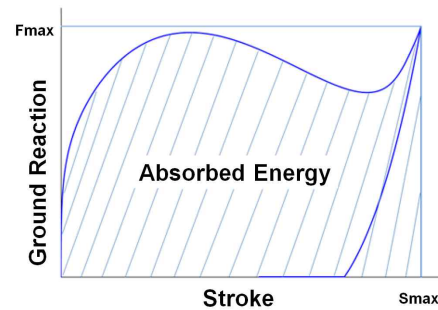


Fig. 9 Stroke and Reaction Curve

Table 6. Optimization Result

설계 인자	무게증가 및 설계변경 전	무게증가 및 설계변경 후
오리피스 면적	1.00	1.42
실린더 내경	1.00	1.13
피스톤 외경	1.00	0.96
피스톤 내경	1.00	0.86
피스톤 두께	1.00	1.75
Mass Travel	1.00	1.07
완충 효율	70.1 %	75.3 %

무게증가로 인해 완충 효율은 70%로 저하되고, 수직 지면반력이 약 10% 정도 증가했다. 설계 변경 후, 완충 효율과 수직 지면반력이 무게 증가 전의 수준으로 유지되었지만, Mass travel은 7% 증가하였다. 오리피스 면적 증가로 감쇠력 감소는 실린더 내경 증가로 인한 감쇠력 증가에 의해 상쇄되었다. 식 (1)에서 감쇠력은 오리피스 면적보다 실린더 내경에 더 민감하게 영향을 받는 것을 알 수 있다. 피스톤 외경 감소로 인해

탄성력의 stiffness는 감소하고 Peak load가 줄어들면서, Mass travel이 증가하였다. 피스톤 내경은 완충기 팽창 시 적용되는 Damping coefficient와 Gas chamber의 Initial gas volume에 영향을 줄 수 있다. 본 연구는 완충기 팽창 시의 거동은 주요 관심사가 아니므로, 완충기 팽창 시 Damping coefficient에 대한 영향은 고려하지 않는다. 유공압 완충기의 경우, Initial gas volume은 실린더, 피스톤의 내경은 물론 Oil Volume, Full Stroke 등을 통해 조정할 수 있으므로 본 연구에서 Initial gas volume은 상수로 가정하였다. 따라서, 피스톤 내경은 본 연구에서 적용한 2 자유도 모델의 완충성능에 직접적인 영향을 주지 않는 인자이다. Mass travel이 늘어나면서, 착륙장치 전체 길이가 늘어날 것으로 예상된다. 구조강도 유지 관점에서 피스톤 두께는 설계 변경 전에 비해 증가하는 것이 바람직하다. 따라서, 식 (5)의 두 번째 경계조건에 의해 피스톤 내경은 완충성능보다는 구조강도 유지 관점에서 감소하였다고 판단된다.

3. 결 론

본 연구에서는 유공압 착륙장치 초기 설계에 적용하기 위해, 간단한 2 자유도 질량/스프링/감쇠 시스템을 구성하고 낙하시험결과와 비교하였다. 마찰력 등 예측하기 어려운 설계 인자를 고려하지 않았기 때문에, 낙하시험결과를 정확히 예측할 수는 없었다. 또한, Spin-up, Spring-back을 예측할 수도 없다. 하지만, 착륙장치 전체적인 거동을 잘 예측하였으며, 주요한 설계 지표라고 판단되는 수직 지면반력, Mass travel, 스트로크에 대해서는 5% 오차 수준에서 잘 예측함을 확인하였다. 따라서, 초기 설계 인자를 설정하기 위해 간단한 2 자유도 질량/스프링/감쇠 시스템을 적용하는 것은 적절하다고 판단된다.

또한, 2 자유도 질량/스프링/감쇠 모델을 유전자 알고리즘에 적용하여, 반복적인 계산 및 최적 설계에 적용 가능한 것을 확인하였다.

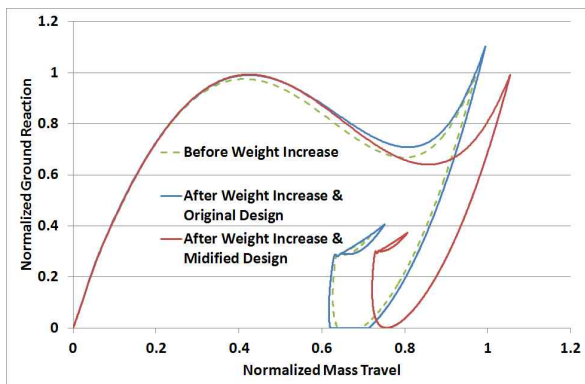


Fig. 10 Original and Modified Design

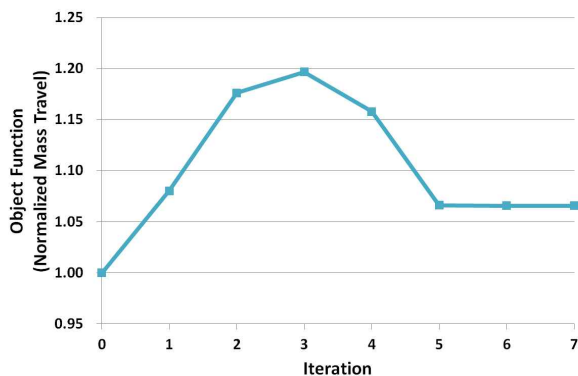


Fig. 11 Object Function for Each Iteration

참고문헌

- 1) Norman S. Currey, "Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices", AIAA EDUCATION SERIES.
- 2) 신정우, 김태욱, 황인희(2008), "항공기 착륙장치 동하중 해석", 한국항공우주학회, 제16권, 제1호, pp. 1-6
- 3) 최섭, 이종훈, 조기대, 정창래(2002), "ADAMS를 이용한 항공기 착륙장치 지상 충격하중 및 동적거동 해석", 항공우주학회지, 제30권, 4호, pp. 114-122