

# 유한요소해석을 이용한 반디호 전방착륙장치 충격해석

## Firefly Nose Landing Gear Impact Analysis using Finite Element Analysis

박일경\*, 최선우, 장재원, 안석민(한국항공우주연구원)

### 1. 서 론

항공기 착륙장치는 항공기의 이, 착륙을 위해 기체 하부에 장착된 구성품으로 항공기의 지상에서의 이동 및 방향전환 역할과 이착륙 및 활주 시 항공기 기체에 전달되는 충격량을 줄이고 발생하는 충격에너지를 흡수하는 역할을 수행한다.

이러한 착륙장치의 역할 중 이착륙 및 활주 시 항공기 기체에 전달되는 충격하중을 감소시키는 역할은 항공기 이착륙 안정성과 기체 수명 및 탑승자의 승차감에 매우 큰 영향을 미치는 것으로, 항공기 착륙장치 성능을 결정하는 중요한 변수로 작용한다.

착륙장치의 충격흡수 장치는 크게 그림 1에 도시된 스트러트의 구조적 유연성과 스프링 댐퍼를 이용한 방식과 그림 2에서 도시된 실린더와 피스톤으로 구성된 올레오-뉴메틱 완충장치를 이용하는 방식으로 나눌 수 있으며, 전자의 경우 비행체의 최대 중량이 2톤을 넘지 않는 소형항공기의 착륙장치에 많이 적용되고 있고, 후자는 중, 대형급 항공기의 착륙장치에 일반적으로 적용되는 방식으로 승객의 승차감 향상과 기체 수명 향상을 위해 소형 항공기에도 많이 적용되었다.



그림 1. 구조적 유연성 적용 충격흡수 장치

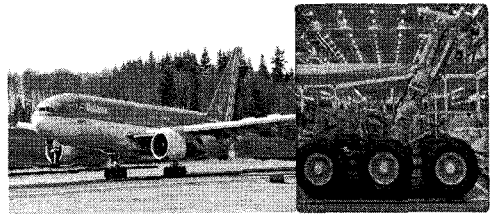


그림 2. 올레오-뉴메틱 완충장치 장착 항공기

그림 3의 항공기는 한국항공우주연구원에서 개발한 선미익 경항공기인 반디호로 동체, 주익 등의 주구조물이 모두 복합재료를 이용하여 만들어졌으며, 선미익 채택으로 우수한 비행 안정성을 갖도록 개발된 항공기이다.

반디호에 적용된 착륙장치에는 구조적 유연성을 이용한 충격 흡수장치와 항속거리 연장 및 비행 특성을 향상시키기 위한 접개들이 방식(Retractable Landing Gear)을 적용하였으며, 시스템의 복잡성을 줄이고 항공기 가격을 줄이기 위해 차동 제동 조향방식(Differential Braking Steering)을 적용하였다.



그림 3. 선미익 경항공기 '반디호'

본 연구에서는 상용 유한요소해석 프로그램인 MSC/Nastran을 이용하여 선미익 경항공기인 반디호에 적용된 전방착륙장치의 충격하중 해석을 수행하고, 얻어진 수치해석 결과를 통해 전방착륙장치 및 전방동체부의 거동 및 지지구조물로 전달되는 지상하중의 크기를 확인하였다.

## 2. 반디호 전방착륙장치

선미익 경항공기 반디호의 전방착륙장치는 그림 4와 같은 구조로 이루어져 있으며, 이착륙 시 동체로 전달되는 지상하중을 감소시키기 위한 스프링 댐퍼 링크 및 외팔보 타입 스트러트(Cantilever Type Strut)와 비행 시 착륙장치를 전방동체 내부로 접어 들어가도록 하기 위한 유압 실린더 및 작동 링크들로 이루어져 있음을 보여준다.

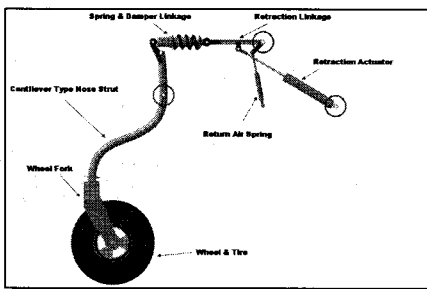


그림 4. 반디호 전방착륙장치

또한 휠은 차동 제동 조향장치 적용을 위해 휠 캐스터 포크(Wheel Caster Fork)에 연결되어 양쪽 주 착륙장치 휠의 제동력에 의해 발생하는 회전력에 따라 회전할 수 있도록 하였다. 그리고, 그림에 적색 원으로 표시된 지점은 동체에 힌지방식으로 연결되는 지지부를 표시하는 것으로 유압실린더가 압축될 때 전방착륙장치가 접어지도록 구성되어 있다.

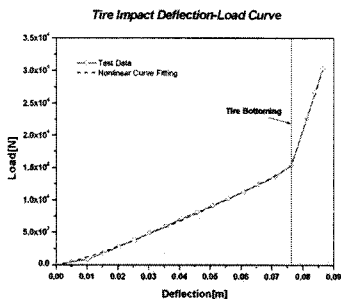


그림 5. 타이어 충격하중-변형량 특성 곡선 (5.00-5-Type III 6 P.R.@45 Psi)

반디호 전방착륙장치에 적용된 타이어는 Size 5.00-5-Type III 6 P.R.로 45 psi의 공기압이 적용되었다. 타이어의 하중-변형량 정하중 상태일 때와 충격하중 상태일 때 서로 다른 특성을 나타낸다. 또 타이어 내부 압력에 따라 특성이 변화하나 충격속력에 따른 하중-변형량

특성은 동일하다. 그림 5는 반디호 전방착륙장치에 적용된 타이어의 충격하중 작용 시 거동 특성을 보여주는 곡선으로 내부압력이 45 psi 일때의 거동 특성곡선으로 고무의 Hysteresis 에 의한 에너지 감쇠특성이 반영되지 않았다. 이는 충격하중에 Hysteresis 감쇠의 영향이 매우 적기 때문이다.

그림 5에서 일정한 타이어 변형 이후 하중이 급격히 증가하는 것을 볼 수 있는데, 이는 타이어의 최대 가능 변형 이후 휠이 지면에 닿기 시작함에 기인한다. 이러한 상태를 Tire Bottoming이라 한다.

## 3. 전방착륙장치 유한요소 모델링

반디호 전방착륙장치의 유한요소 해석을 위해 그림 4의 좌측에 도시된 충격흡수를 위한 타이어, 외팔보 타입 스트러트, 스프링 댐퍼 링크를 각각 유한요소로 모델링하였다.

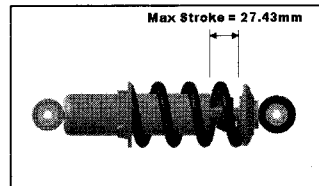


그림 6. 스프링 댐퍼 링크

그림 6은 전방착륙장치에 적용된 스프링 댐퍼 링크를 상세하게 보여주는 것으로 최대 허용 스트로크가 약 27.5mm 임을 볼 수 있다. 이와 같이 압축량에 따라 스프링의 특성이 변화하도록 유한요소 모델링을 수행하기 위해 비선형 요소인 CGAP (Gap Element)을 적용하였다.

앞서 기술한 타이어의 동특성을 유한요소모델에 반영하기 위해 스프링 댐퍼 링크와 동일한 CGAP 요소를 사용하였다. 이는 타이어의 Tire Bottoming 이후 급격하게 상승하는 강성을 모델링하기 적합하고 또한 일정 크기 이내에서만 탄성이 작용하도록 할 수 있어, 타이어가 지상에서 튀어 올라 공중에 떠 있는 동안의 응답특성을 모델에 반영할 수 있기 때문이다.

전방착륙장치 스트러트의 유한요소는 1-D Beam 요소인 CBAR를 적용하였다. 이는 스트러트가 단면이 일정한 곡형 파이프로 이루어져 있어 상대적으로 1-D 해석의 정확도가 우수하며 비선형해석의 수렴성을 향상시킬 수 있기 때문이다.

그림 7은 전방착륙장치 충격하중 해석을 위해 생성한 유한요소 모델과 하중 및 경계 조건을 보여주며, 각 부분에 대한 간략한 설명이 나타나 있다.

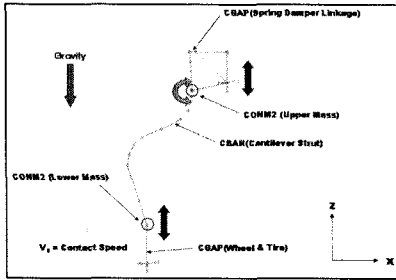


그림 7. 반디호 전방착륙장치 유한요소 모델

그림 7의 적색 원으로 표시된 부분은 질점 질량을 나타내는 것으로 Upper Mass는 전방동체의 질량을 나타내고 있으며, Lower Mass는 휠, 타이어의 질량을 보여주고 있다. Upper Mass의 크기는 전체 전방동체 부분의 67%로 FAR 23의 제한조건인 양력(L)=1/3×W(중량)를 적용한 것이다.

전방착륙장치 충격하중 해석을 위한 유한요소 모델에 부여된 하중조건으로는 중력과 지상 접촉 속도(Ground Contact Speed) 조건이 있으며, 지상 접촉 속도로 FAR 23에 기술되어 있는 최대 조건인 2.8 m/s를 적용하였다. 또 모델에 반영된 경계조건은 Upper Mass 부분의 회전과 수직방향으로의 자유도를 허용하였으며, 스트러트의 회전 중심점과 스프링 댐퍼 링크의 지지점이 함께 거동할 수 있도록 Dummy 모델을 생성하고 이를 적용하였다.

해석의 시간영역(Time Domain)은 충분한 착륙장치 거동을 확인하기에 적합하도록 선정하였다. 다음 표 1은 유한요소모델에 적용된 변수와 각각의 값을 보여주는 것이다.

표 1. 전방착륙장치 유한요소모델 변수

변수	값
Upper Mass	130 [kg]
Lower Mass	10 [kg]
V0	2.8 [m/s]
Ks	130000 [N/m]
Kt	190000 [N/m]
Ds	18000 [N s/m]
zt	0.2
T	0.1 [s]

#### 4. 유한요소 해석 결과

앞서 기술한 바와 같이 비선형요소를 포함한 유한요소모델은 Nonlinear Transient Analysis를 이용하여 해석을 수행하였다.

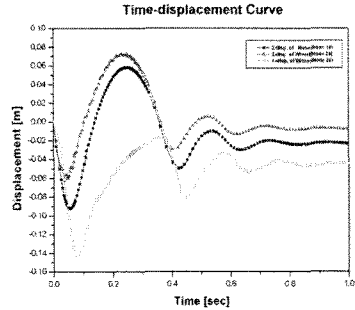


그림 8. 시간에 따른 변위 변화 곡선

그림 8은 그림 7에서 도시된 Nose(Upper Mass; 전방동체와 힌지결합된 지점, Node 18)와 Wheel (Lower Mass; 휠 중심점, Node 26)의 거동 중 시간에 따른 변위를 보여주는 것으로, 두 지점의 z 방향 변위의 양상과 크기가 매우 유사함을 확인할 수 있다.

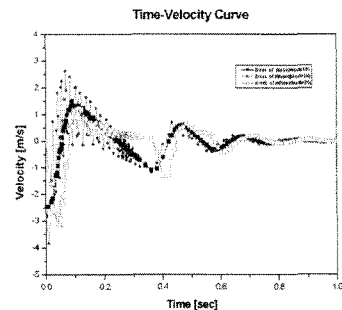


그림 9. 시간에 따른 속도 변화 곡선

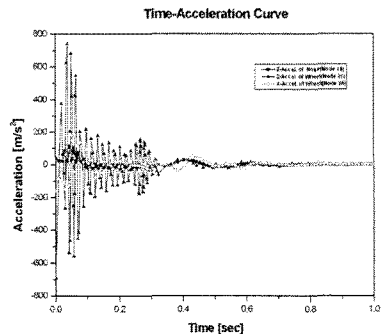


그림 10. 시간에 따른 가속도 변화 곡선

그림 9와 그림 10은 각각 두 절점(Node)의 시간에 대한 속력과 가속도 변화를 보여주는 것으로, 질량 대비 강성이 상대적으로 큰 휠 절점부의 진동이 심하게 나타나는 것을 확인할 수 있다.

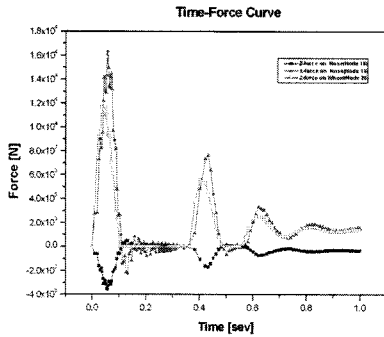


그림 11. 시간에 따른 Nose부와 Wheel부의 하중 변화 곡선

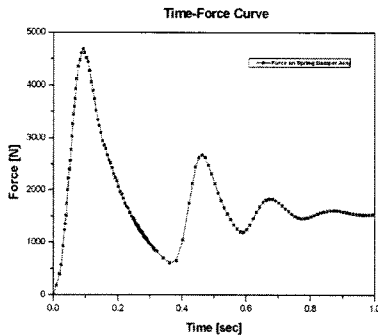


그림 12. 시간에 따른 스프링 댐퍼 링크 작용 하중 변화 곡선

그림 11은 시간에 따른 두 절점의 하중 변화를 보여주는 것으로, Nose 부의 z 방향 하중의 최대값은 약 3,750N 이며, x 방향 하중의 최대값은 약 17,400N이다. 그러므로 x 방향 최대하중의 크기가 z 방향 하중에 비해 약 4배 이상 크게 작용하고 있음을 확인할 수 있다. 이러한 현상은 생성된 유한요소 모델의 x 방향 자유도가 완전 구속되어 x 방향으로의 충격하중의 크기가 z 방향에 비해 상대적으로 매우 크게 작용하기 때문이다. 이러한 주변 경계조건 및 타 시스템과의 연관성으로 인한 해석치의 오차는 추후 더욱 상세한 전기체 착륙장치 충격해석모델의 해석을 통해 줄일 예정이다. 또 그림 11은 0.03s 이후 급격한 하중증가 현상을 보여주고 있다. 이는 스프링 댐퍼 링크의 최대 스트로크

도달에 의한 현상이다.

그림 12는 시간에 따른 스프링 댐퍼 링크에 작용하는 축 방향 하중을 보여주는 것으로 최대하중이 약 4700N 정도임을 확인할 수 있다.

## 5. 결 론

본 연구를 통해 구조적 유연성을 이용하여 충격하중을 감소시키는 반디호 전방착륙장치의 최대 충격하중을 구하기 위한 유한요소모델을 생성하고, 해석과정을 통해 최대 충격하중을 구하였다. 또한 시간에 따른 전방착륙장치의 거동을 확인하였으며, 중요 구성품 및 지지점의 충격 시 작용력을 확인함으로써 착륙장치의 안전성을 해석적으 향상시킬 수 있는 방안을 마련하였다.

## 참 고 문 헌

1. Benjamin Milwitzky, Francis E. Cook, "Analysis of Landing-Gear Behavior", NACA Report 1154
2. Ladislao Pazmany., "Landing Gear Design For Light Aircraft", Pazmany Aircraft Corporation, May 1986, Vol. 1, pp. 14-15.
3. "MSC.Nastran 2005, Quick Reference Guide", 2004, MSC.Software Corporation.
4. Federal Aviation Regulation (FAR), Parts 23 - Airworthiness Standards; Normal Utility, and Commuter Category Airplanes, 2003