소형항공기 주착륙장치 낙하시험

양진열*, 정승택*, 이승규*, 이성진*, 김성찬*, 송정헌**
*한국항공우주연구원, **한국항공우주산업
e-mail: success@kari.re.kr

Drop Test for the Small Aircraft Main Landing Gear

Jin-Yeol Yang*, Seung-Tack Jung*, Seung-Gyu Lee*, Seong-Jin Lee*,
Sung-Chan Kim* and Jung-heon Song**
*Korea Aerospace Research Institute(KARI),
**Korea Aerospace Industries(KAI)

요 약

항공기 착륙 시 발생되는 높은 충격하중에서 승무원 및 기체를 보호하기 위해 높은 충격흡수율이 요구된다. 따라서 착륙 시 발생하는 충격을 효과적으로 흡수할 수 있는 착륙장치는 항공기 핵심 구성요소이다. 다양한 종류의 완충장치가 존재하나, 소형항공기 주착륙장치에는 판스프링 방식을 이용하여 충격에너지를 흡수할 수 있다. 착륙장치의 완충 성능은 반드시 낙하시험을 통해 입증하여야 하며, 이는 미 연방 항공 규정에서 요구하고 있는 사항이다. 이 논문에서는 소형항공기 낙하시험을 위한 설비, 시험 절차 및 낙하시험 수행 결과를 제시한다.

1. 서 론

착륙장치(Landing Gear)는 항공기 지상 활주와 착륙 시 발생하는 충격을 흡수하는 역할을 한다. 착륙장치 개발에 있어 이러한 지상에서 발생하는 하중(지상하중(Ground Loads))을 예측하여 착륙장치와 그 지지구조물의 설계와 구조해석에 적용하는 업무는 매우 중요하다. 착륙장치 지상하중은 성능해석(Performance Analysis)을 통해 예측하고 낙하시험(Drop Test)을 통해 검증한다. 착륙 시 발생하는 충격을 흡수하기 위해 착륙장치에는 스틸코일스프링과 링스프링, 판스프링, 루버스프링 및 유공압 방식이 있으나, 경비행기 고정식 착륙장치에는 판스프링(Steel Leaf Spring) 방식을 적용하고 있다. 판스프링 완충장치는 단순하면서도 신뢰도, 정비성 관점에서 이상적이다. Fig. 1은 소형항공기에 적용된 일반적인 판스프링 완충장치로 착륙 시에 지상반력에 의한 단순거동을 보여주고 준다. 착륙장치 설계단계에서는 해석적 방법을 통해 완충성능과 작용하중을 예측하나 최종적으로는 실제 낙하시험을 통해 입증하여야 한다.

낙하시험 수행을 위해서는 미 연방 항공 규정(FAR part 23)에서 정의한 착륙속도, 항공기 자세, 지면조건 등을 구현하고, 성능입증에 필요한 데이터를 측정/저장할 수 있는 시험 설비가 필요하다. 이 논문에서는 착륙장치 낙하시험설비의 기본 구성과 낙하시험 절차 및 방법 그리고 그 결과를 제시한다.

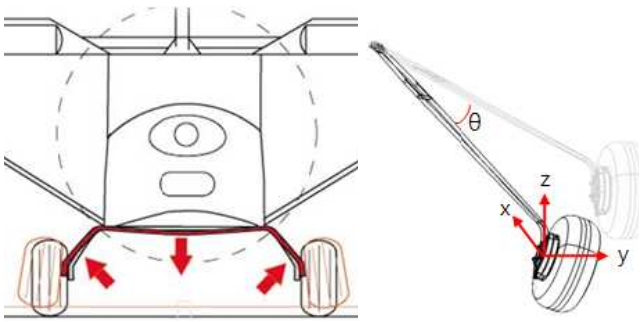


Fig. 1 Shock Absorber of Steel Leaf Spring

2. 낙하시험

2.1 시험체 (Test Specimen)

시험체(소형항공기 주착륙장치)는 항공기 중심면에 대해 좌/우 대칭이므로 좌측 주착륙장치에 대해서만 낙하시험을 수행한다.

Fig. 2은 Drop Carriage에 시험체가 장착된 모습이다.

Fig. 2 Test Specimen of the Drop Test

2.2 시험치구 및 장비

낙하시험설비는 전라남도 고흥 항공센터 낙하시험동에 있는 한국항공우주연구원 낙하시험설비를 사용하였다. 낙하시험 설비는 Fig. 3와 같이 Drop Tower를 포함한 Test Rig, 유압시스템, DAS(Data Acquisition System)로 구성되어 있다.

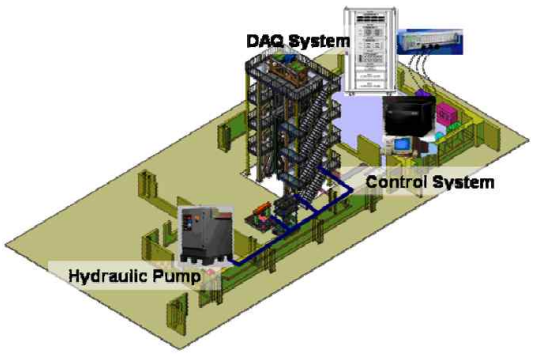


Fig. 3 Test Constitution of Test Facility

Fig. 4 Drop Test Tower

Drop Tower는 자유 낙하하는 시험체의 가이드 역할을 하며 Fig. 4는 Drop Test Tower를 보여준다. Drop Carriage는 시험체 및 Dummy Weight를 Drop Test Tower에 장착시켜주는 역할을 한다. 전기 크레인으로 시험체를 정해진 높이에 위치시키고 Release Device를 작동시켜 자유 낙하시킨다. 유압시스템은 3000psi의 유압을 공급하여, Release Device, 유압 작동기, 휠 회전을 위한 유압모터 등을 구동하게 된다. Attachment Fixture는 시험체를 Drop Carriage에 부착시켜 주는 역할을 수행한다. Fig. 5은 소형항공기 착륙장치 낙하시험 Test Rig 구성을 나타낸다.

항공기 전진 속도를 모사하여 낙하시험을 수행하기 위해 Wheel Spin-up System을 구성하였다. 소형항공기 착륙장치의 Wheel Spin-up System은 Fig. 5와 같이 Wheel Spin-up System에 장착된 휠을 유압모터를 사용하여 회전시키며, Wheel Spin-up System의 휠과 시험체의 휠을 접촉/마찰시켜 시험체 휠을 회전시킨다.

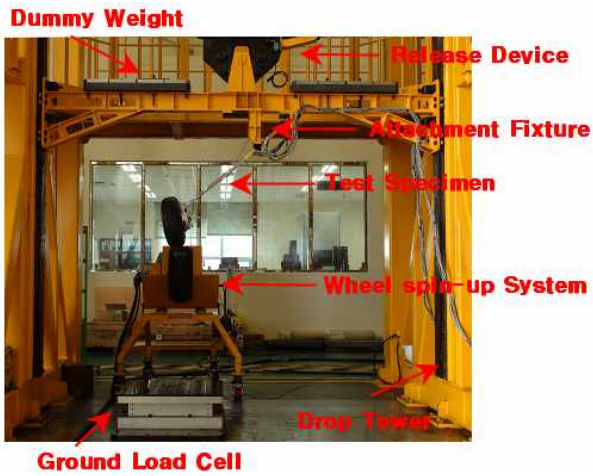


Fig. 5 Test Setup for the Small Aircraft MLG

낙하시험을 통해 기본적으로 측정하는 주요 물리량은 지면반력, 완충장치 Stroke, Mass Travel, 타이어 변형, 완충장치 내 압력/온도, 휠 회전속도 등이며, 필요시 가속도계나 Strain Gauge를 부착할 수도 있다. 이를 위해 3방향 하중을 측정할 수 있는 하중측정센서(Ground Load Cell), 변위센서(LVDT), 압력/온도 게이지 등의 센서가 사용된다. 본 시험에서는 3축의 지면반력, Mass Travel, 휠 회전속도, 시험체 변형률, Drop Carriage의 수직방향 가속도를 측정하였다. 센서로부터의 신호는 데이터 획득 시스템(Data Acquisition System)에 2.4 kHz의 Sampling Rate로 저장하였다. Fig. 6은 실제 사용된 각종 센서를 장착한 것을 보여준다. Fig. 7은 Ground Load Cell에서 측정되는 힘의 방향 및 기체 기준 좌표를 나타낸다.

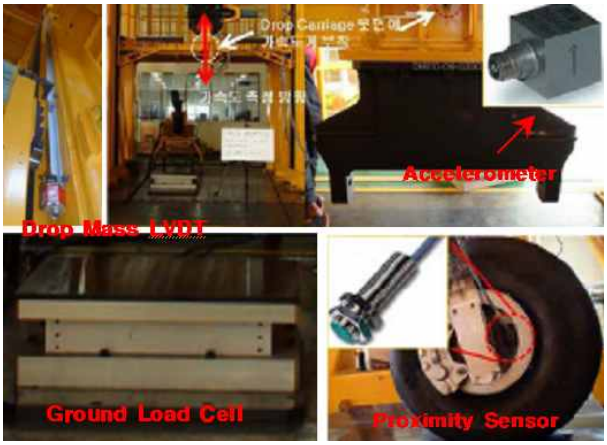


Fig. 6 Sensors for Drop Test

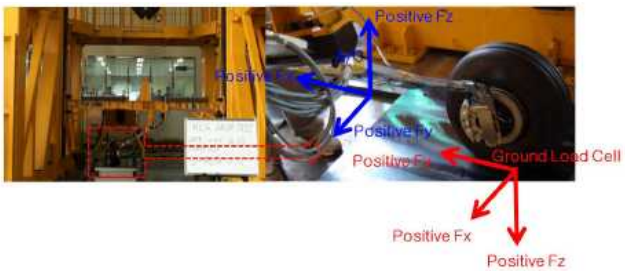


Fig. 7 Sign Convention of the Loads

2.3 시험조건 및 절차

본 시험에서는 Level 착륙, Tail Down 착륙 조건에 대해 각각 Limit, Reserve, Ultimate Drop Test의 조건을 수행하였다. 모든 조건에 대해 항공기 전진속도를 모사하기 위해 휠을 회전시켰다. 12도 Tail Down 환경을 모사해 주기 위한 Attachment Fixture를 별도 제작하였다.

시험 절차 및 방법은 매 시험마다 조금씩 바뀔수 있다. 본 시험에서는 Pre-Test 수행 시 몇번의 반복을 통하여 해당 절차의 문제점을 개선하고 아래의 절차대로 수행하였다.

A. 최소 낙하중량(Min. Drop Weight) 이상이 되도록 Dummy Weight를 조정하고 Drop Weight를 측정하였다.

B. 타이어가 Ground Load Cell에 닿는 순간의 Drop Carriage의 LVDT 값을 기록한다.

C. 만족해야 할 Sink Speed를 구현할 수 있는 최소 낙하높이를 만족하도록 Drop Carriage의 높이를 조정한다. Drop Carriage의 자유낙하 시 발생하는 마찰력 때문에 낙하높이에 따른 Sink Speed는 Pre-Test를 통하여 미리 확인해 두어야 한다.

D. Ground Load Cell의 영점을 잡는다.

E. 시제에 부착된 Strain Gage의 영점을 잡는다.

F. Wheel Spin-Up Device를 이용하여 시제의 휠을 회전시킨다. 휠의 회전방향은 항공기 착륙시의 휠의 회전방향과 반대가 되어야 한다.

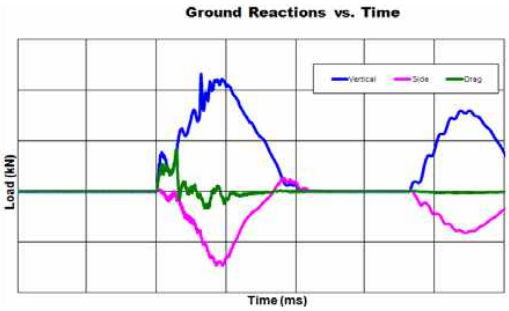
G. 시제의 휠 회전속도가 충분히 높아졌을 때, Wheel Spin-Up Device를 시제에서 분리한다.

H. Drop Carriage 자유낙하 시 Wheel Spin-Up Device와 간섭이 일어나지 않는 위치에 도달하면 Drop Carriage를 자유낙하 시킨다.

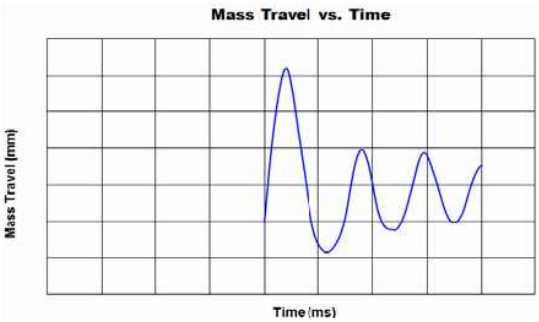
I. DAS를 통해 시제변형률, Drop Mass Travel, 지면반력 등의 데이터를 얻어낸다.

2.4 시험결과

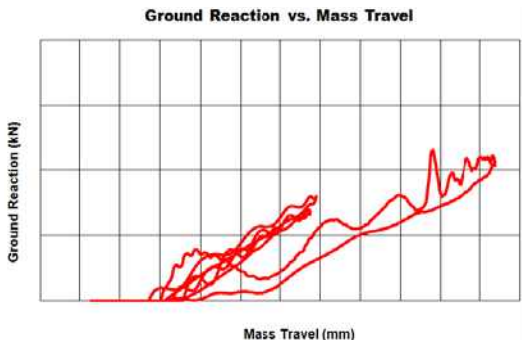
지상반력, Mass Travel 등의 계측결과는 아래와 같다. 착륙장치가 Touch Down하는 순간 전/후로 2초(총 4초)동안 2.4 kH로 측정하였다.



(a) Ground Reaction vs. Time



(b) Mass Travel vs. Time



(c) Ground Reaction vs. Mass Travel

(d) Wheel Rotation Speed vs. Time
Fig. 8 Measured Data

시험체는 판스프링 형식의 착륙장치로서 유공압 형식의 착륙장치에 비해 감쇠가 매우 작다.

계측한 결과를 도식화하면 위 Fig. 8에서와 같은 특징을 관찰할 수 있다. 시간에 따른 Ground Reaction이 모두 영(Zero)으로 되었다가 다시 증가하는 이유는 착륙장치가 Touch Down 이후 공처럼 다시 뛰어올라 지면에서 완전히 떨어졌다가 다시 Touch Down하기 때문이다. 착륙 시 착륙장치 변형에 의해 휠이 Y축(기체 좌표 기준)으로 많이 이동하므로 Side Force가 크게 관측되었다. Ground Reaction vs. Mass Travel은 유공압 형식의 완충기에 비해 선형 스프링의 특성이 나타나는 것을 볼 수 있다. 본 시험은 Wheel Spin-up Device의 휠과 착륙장치 휠을 마찰시켜 착륙장치의 휠을 회전시켰다. 이로 인해 초기의 Wheel Speed 신호 떨림이 관측되었다. 착륙시 Wheel Speed값은 Wheel Speed의 계측 값이 갑자기 감소하는 시점의 값을 사용하였다.

3. 결 론

착륙장치 낙하시험은 완충성능 입증 및 해석모델 검증을 위해 반드시 수행해야 하는 시험항목이다. 이 논문에서는 낙하시험설비에 대한 소개와 함께 착륙장치 낙하시험 수행과정 및 결과를 간략히 기술하였다. 기 수행한 유공압 형식의 착륙장치와는 다른 특성을 관찰할 수 있었다.

참고문헌

[1] Curry, N. S., Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices, AIAA, Washington, D.C., 1988.

[2] Test, Impact, Shock Absorber Landing Gear, Aircraft, MIL-T-6053C, 1967.

[3] Code of Federal Regulations No. 14, Aeronautics and Space, part 23, 2003.