

러버 스프링 방식 착륙장치 낙하시험

정승택*, 이승규*, 양진열*, 이성진*, 김성찬*, 송정현**

*한국항공우주연구원, **한국항공우주산업(주)

e-mail: stjung@kari.re.kr

Drop Test for Landing Gear with Rubber Spring Shock Absorber

Seung-Tack Jung*, Seung-Gyu Lee*, Jin-Yeol Yang*, Sung-Jin Lee*,
Sung-Chan Kim* and Jung-heon Song**

*Korea Aerospace Research Institute, **Korea Aerospace Industries, Ltd.

요 약

항공기용 착륙장치의 완충기 충격흡수 성능은 해석 과정을 거쳐 예측한 값과 낙하시험을 수행하여 그 성능을 입증하여야 한다. 이는 미 연방 항공 규정에서 요구하고 있는 사항이다. 본 논문에서는 착륙장치 낙하시험을 위한 설비, 시험절차 및 시험방법과 낙하시험 수행 결과를 제시한다.

1. 서 론

항공기의 착륙장치는 착륙시 항공기의 수직 속도 성분에 의한 운동에너지를 흡수함으로써 충격을 완화시켜주기 위한 장치이다. 이러한 기능을 가진 항공기 착륙장치는 고속으로 착륙하는 항공기가 활주로에 닿는 순간의 큰 충격을 최소로 하기 위해서는 필수적이다.

착륙장치의 충격 흡수 완충장치에는 스틸 코일 스프링과 링 스프링, 판 스프링, 러버 스프링 및 유공압 방식이 있다. 비용 대비 효과를 고려할 때, 소형 비행체에는 러버 스프링 완충장치가 이상적이다. 러버 스프링 완충장치는 러버의 탄성을 이용하여 충격을 흡수하며 이상적인 완충효율은 약 60%이다.

착륙장치 설계단계에서는 해석적 방법을 통해 착륙장치의 완충성과 작용하중을 예측하지만, 최종적으로는 낙하시험을 통해 충격흡수 성능을 입증하여야 한다. 소형 항공기용 착륙장치 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. 본 논문에서는 착륙장치 낙하시험 설비의 기본 구성과 낙하시험 절차/방법 및 결과를 러버 스프링 방식 착륙장치의 경우에 대해 제시하였다.

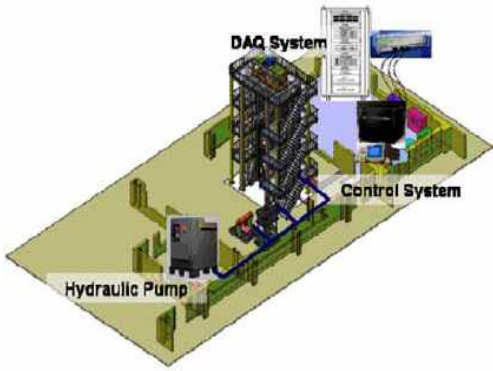
2. 본 론

2.1 낙하시험 설비

낙하시험 설비는 [그림. 2]와 같이 Drop Tower, Drop Carriage, Attachment Fixture를 포함한 치구, 유압시스템, 제어 및 데이터 획득 장비로 구성된다.



[그림 1] Rubber Spring Landing Gear

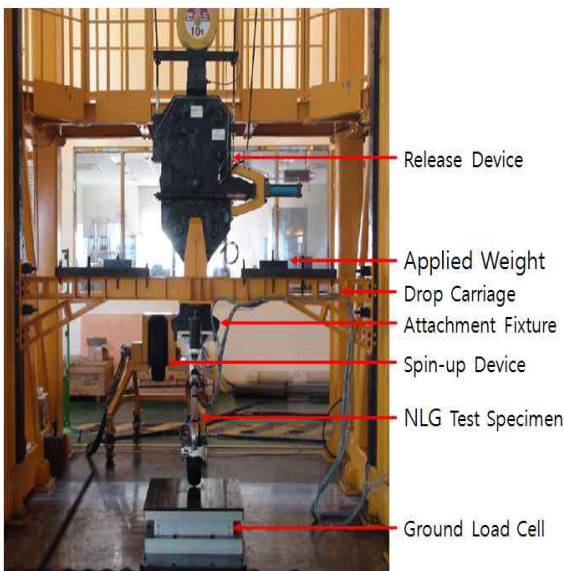


[그림 2] The Constitution of Test Facility

Drop Carriage, Attachment Fixture는 시험체에 따라 달리 설계해야 한다. 낙하시험 시 요구되는 최소 Drop Weight에 따라 해당 치구의 무게가 결정되므로 치구 설계 시 최소 Drop Weight를 먼저 결정하기 때문이다. Drop Tower 바닥 하부에는 반복 충격을 견딜 수 있도록 충분한 깊이로 콘크리트 타설을 한다.

착륙시 항공기 전진속도를 모사하기 위해서는 휠 회전장치(Wheel Spin-up Device)가 필요하다. 착륙 장치의 타이어와 직접적인 마찰을 통해 휠을 회전시킬 경우, 발열 및 마모에 의한 착륙장치 타이어의 파손이 발생할 수 있으므로, 이를 고려하여 휠 회전장치를 설계하여야 한다.

Release Device는 Mechanical Pin과 유압 작동기를 이용하여 Drop Carriage를 상단 크레인과 고정 또는 분리하는 장치이다. [그림 3]은 실제 낙하시험 설비의 구성을 보여주고 있다.

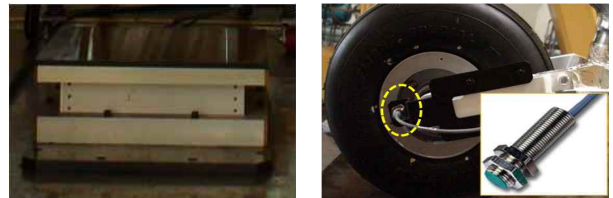


[그림 3] General View of Drop Test Rig

유압펌프는 고압의 유압을 공급하여, Release Device, 유압 작동기, 휠 회전을 위한 유압모터 등을 구동하게 된다. 제어시스템은 이들 장비와 출력 및 제어신호를 교환하며, 필요한 데이터를 데이터 획득장비(Data Acquisition System : DAS)로 전달하는 역할을 한다.

2.2 데이터 측정시스템

낙하시험을 통해 기본적으로 측정하는 주요 물리량은 지면반력, 완충장치 Stroke, Mass Travel, 타이어의 변형, 완충장치 내 압력/온도, 휠 회전속도 등이며, 필요시 가속도계나 스트레인 게이지를 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 DAS에 2.4kHz의 Sampling rate로 저장하였다.



(a) Ground Load Cell (b) Proximity Sensor



(c) Accelerometer



(d) Mass Travel LVDT



(e) Spin-up Device

[그림 4] Sensors for Drop Test



[그림 5] Directions of Measurement Force

[그림. 4]는 실제 시험에 사용된 센서들을 나타낸 것이고, [그림. 5]는 착륙장치 낙하시험 시 Ground Load Cell의 힘 측정 방향을 보여주고 있다.

2.3 낙하시험

2.3.1 시험조건

본 시험에서는 Pre-Test를 통해 착륙장치의 낙하 특성을 파악한 후 Limit, Reserve, Ultimate Drop Test를 수행하였다. 모든 조건에 대해 항공기 전진 속도를 모사하기 위해 Wheel Spin-up System을 이용하여 휠을 회전시켰다.

2.3.2 시험 방법 및 절차

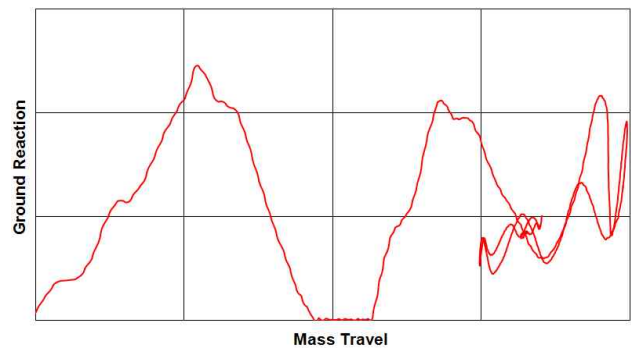
본 시험에서는 Pre Test를 수차례 수행하여 수행 방법 및 절차에 있어 문제점을 보완 및 개선하여 아래의 절차대로 수행하였다.

- (1) 최소 낙하중량 이상이 되도록 Dummy Weight 조정 및 Drop Weight 측정.
- (2) 타이어가 Ground Load Cell에 닿는 순간의 Drop Carriage의 LVDT 값 기록.
- (3) 정해진 최소 낙하높이를 만족하도록 Drop Carriage의 높이 조정.
- (4) Ground Load Cell 영점 확인/설정.
- (5) 시체에 부착된 Strain Gage 영점 확인/설정.
- (6) Wheel Spin-up System을 이용한 휠 회전.
- (7) 시체의 휠 회전속도가 충분히 높아졌을 때, Wheel Spin-up System 시체 휠에서 분리.

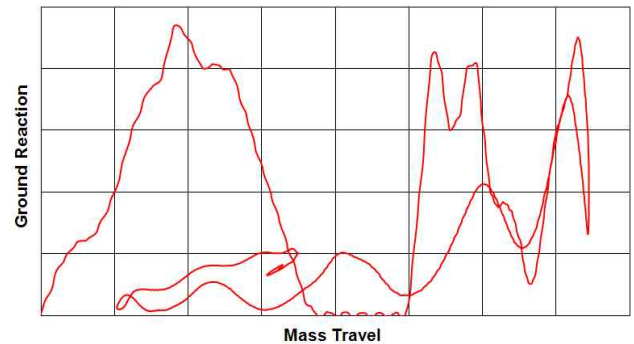
- (8) Drop Carriage 자유낙하 시 Wheel Spin-up System이 Drop Carriage와 간섭이 일어나지 않는 위치에 도달하면 Release Device의 버튼을 돌려 Drop Carriage를 자유낙하.
- (9) DAS를 통해 획득한 Data를 검토하여 Sink Speed, Wheel Speed를 만족하지 못 할 경우 동일한 시험을 재수행.

2.3.2 시험결과

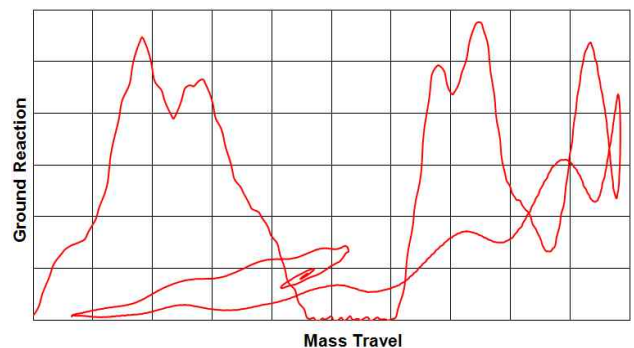
지상반력, Mass Travel 등의 시험결과는 아래와 같다. 착륙장치가 Touch Down하는 순간을 전/후로 2초(총4초) 동안 2.4kHz로 측정하였다.



[그림 6] Limit Drop Test



[그림 7] Reserve Drop Test



[그림 8] Ultimate Drop Test

3. 결 론

본 논문에서는 러버 스프링 완충장치가 적용된 착륙장치의 낙하시험을 수행하였다. 시험 결과 수직반력이 다소 떨리는 결과를 보였다. 시험 수행 시 착륙장치가 Rebound되어 활이 지면으로부터 떨어지는 현상이 관찰되었으며 이는 순간적으로 지면 반력이 영(Zero)이 되는 시험데이터로 확인할 수 있었다. 이는 댐핑력에 비해 탄성력이 상대적으로 큰 러버 스프링 완충장치가 갖는 특성인 것으로 추측된다.

이상과 같은 착륙장치 낙하시험 방법 및 절차에 따라 낙하시험을 수행함으로써 국내에서도 추가적으로 개발되는 중/소형 급의 항공기 착륙장치에 대해 낙하시험을 수행할 수 있을 것으로 사료된다.

참고문헌

- [1] Curry, N. S., Aircraft Landing Gear Desing : Principles and Practices, AIAA, Washington, D.C., 1988
- [2] Code of Federal Regulations No. 14, Aeronautics and Space, part 23, 2003.
- [3] 김태욱 외 6명, “유공압 착륙장치 낙하시험”, 한국항공우주학회지 제38권 제11호, 2010년