技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.11.1130

유공압 착륙장치 낙하시험

김태욱*, 이상욱*, 신정우*, 이승규*, 김성찬*, 황인희*, 강신현**

Drop Test of an Oleo-pneumatic Landing Gear

Tae-Uk Kim*, Sang Wook Lee*, Jeong Woo Shin*, Seung Kyu Lee*, Sung Chan Kim*,
In Hee Hwang* and Shin Hyun Kang**

ABSTRACT

The main function of a landing gear is to absorb the impact energy during touchdown. Most landing gear use an oleo-pneumatic shock absorber which essentially consists of an oil damper and a gas spring. The performance of a shock absorber can be estimated by analysis but it should be verified by drop test, which is required by MIL Spec. and FAR. In the drop test, various data such as ground loads, shock absorber pressure, stroke and mass travel are analyzed to validate the shock absorbing efficiency and the mathematical model for analysis. This paper presents the introduction of drop test facility, the test procedure and data evaluation method with real drop test example.

초 록

착륙장치는 완충장치를 이용하여 항공기 착륙 시의 충격을 흡수하는 역할을 한다. 다양한 종류의 완충장치가 존재하나, 완충효율 측면에서 가장 우수한 것은 유공압 방식이다. 착륙장치의 완충 성능은 반드시 낙하시험을 통해 입증하여야 하며, 이는 미 군사규격, 미 연방 항공규정 등에서 공통적으로 요구하는 있는 사항이다. 이 논문에서는 낙하시험을 위한 설비 구성, 시험 절차 및 결과분석 방법을 실제 낙하시험 사례와 함께 제시한다.

Key Words : Landing Gear(착륙장치), Oleo-pneumatic Shock Absorber(유공압 완충장치), Shock Absorbing Efficiency(완충효율), Drop Test(낙하시험)

1. 서 론

착륙장치는 완충장치를 이용하여 항공기 착륙 시의 충격을 흡수하는 역할을 한다. 완충장치에는 여러 형태가 있으나, 가장 효율적이면서 널리 사용되는 것은 유공압(Oleo-pneumatic) 방식이다. 유공압 완충장치는 Oil에 의한 감쇠력(Damping force)과 Gas에 의한 스프링 힘(Spring force)을

이용하여 충격에너지를 흡수한다. Fig. 1은 압축, 인장 상태에서의 완충장치 작동 개념과 착륙 시의 전형적인 지상반력(Ground reaction) 곡선을 보여준다. 설계단계에서는 해석적 방법을 통해 완충성능과 작용하중을 예측하나 최종적으로는 낙하시험을 통해 입증하여야 한다. 이는 미 군사규격(MIL Spec.), 미 연방 항공규정(FAR) 등에서 공통적으로 요구하는 사항이다[1-2]. 낙하시험 수행을 위해서는 관련 규정에서 정의한 착륙속도, 항공기 자세, 지면조건 등을 구현하고, 성능입증에 필요한 데이터를 측정/저장할 수 있는 시험설비가 필요하다. 이 논문에서는 착륙장치 낙하시험설비의 기본 구성과 낙하시험 절차 및 결과

† 2010년 6월 3일 접수 ~ 2010년 10월 4일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원

교신저자, E-mail : tukim@kari.re.kr

대전광역시 유성구 과학로 115

** 정회원, 현대위아(주)

Fig. 1. Typical shock absorber behavior

분석 방법을 실제 적용사례와 함께 제시한다.

II. 낙하시험설비

2.1 기본구성

시험설비는 착륙장치 낙하를 위한 Tower 및 부속 구조물, 유압 및 제어 시스템, 각종 센서 및 데이터 획득 장비 등으로 구성된다. 그 외 착륙장치 장착 치구(Attachment fixture), 전진속도를 모사하는 휠 회전장치(Wheel spin-up device), 시험체 및 낙하중량 탑재를 위한 크레인 등도 필요하다. 또한 바닥 하부에는 반복 충격을 견딜 수 있도록 충분한 깊이로 콘크리트 타설을 한다. Fig. 2는 KARI(Korea Aerospace Research Institute)에 구축한 시험설비의 구성을 보여준다.

먼저 Drop tower는 착륙장치 낙하를 위한 Main column과 지지 구조물로 이루어진다. 자유 낙하 방식을 사용할 경우, Column과 Drop carriage의 마찰력을 고려하여, 대상 항공기의 최대 착륙속도를 충분히 구현할 수 있도록 한다. Drop carriage는 시험체인 착륙장치와 낙하중량을 탑재하고, drop tower에 설치된 레일을 따라

Fig. 2. General view of drop test rig

낙하하게 된다. Carriage의 무게는 최소 낙하중량을 결정하는 중요한 요소이므로, 강도를 만족하는 범위 안에서 경량화 설계를 하여야 한다. Release device는 Mechanical pin과 유압작동기를 이용하여 Carriage를 상단 크레인과 고정 또는 분리하는 장치이다.

유압펌프는 3000psi의 유압을 공급하여, Release device, 유압작동기, 휠 회전을 위한 유압모터 등을 구동하게 된다. 제어시스템은 이들 장비와 출력 및 제어신호를 교환하며, 필요한 데이터를 데

Fig. 3. Main column and support structure

Fig. 4. Holding drop carriage by release device

Fig. 5. The constitution of test facility

Fig. 7. Wheel spin-up device

이터 획득 장비로 전달하는 역할을 한다. 시험의 전 과정은 단계별로 제어 시스템에 의해 통제되며, 응급상황 시 신속히 시험을 중단할 수 있도록 설계되어 있다.

2.2 데이터 측정 및 기타 장비

낙하시험을 통해 기본적으로 측정하는 주요 물리량은 지면반력, Stroke, Mass travel, 타이어 변형, 완충장치 내 압력/온도, 낙하 속도, 휠 회전속도 등이며, 필요시 가속도계나 strain gauge를 부착할 수도 있다. 이를 위해 3방향 하중을 측정할 수 있는 하중측정센서(Ground load cell), LVDT, 압력 게이지 등의 센서가 사용된다. 센서로부터의 신호는 데이터 획득 시스템(Data Acquisition System)에 최대 2.4 kHz의 Sampling rate로 저장한다. Fig. 6은 각종 센서가 장착되어 있는 예를 보여준다.

(a) Ground load cell

(b) Mass travel LVDT

(c) LVDT for tire deflection

Fig. 6. Sensors for drop test

항공기가 전진속도를 가지며 착륙할 경우, 지면과 접촉하는 순간부터 휠이 회전하게 되며, 항력(Drag load)을 발생시키게 된다. 낙하시험에서 직접 전진속도를 구현하기는 현실적으로 불가능하므로, 낙하 전에 전진속도에 해당하는 등가의 회전속도로 휠을 구동시켜 이를 모사하게 된다. 이 때 Load cell 상단에는 거친 콘크리트 판을 장착하여, 충분한 지면 마찰이 이루어지도록 한다. 휠을 회전시키는 데는 유압(전기) 모터 및 체인 벨트를 이용하는 방법과 dynamometer를 구성하고 휠과의 직접 접촉을 통한 방법 등이 있을 수 있는데, Fig. 7은 전자의 예를 보여준다.

III. 낙하시험

2.1 시험 절차 및 방법

낙하시험의 조건 및 방법은 민간, 군사 규격 등에서 참조할 수 있으며, 구체적인 수치 등은 대상 항공기의 요구조건을 반영하여 결정한다. 낙하시험 수행을 위해서는 먼저 낙하중량(Drop mass)과 에너지흡수 조건을 정의하여야 한다. 낙하중량을 계산할 때에는 항공기 착륙 시에 작용하는 양력(Lift)을 고려해야 하는데, 작동기(Actuator) 등을 이용하여 직접 양력을 구현하거나, 양력 효과를 고려하여 낙하중량을 조정하는 방법을 택할 수 있다. 후자의 경우 낙하중량은 다음과 같이 결정된다[2].

$$m_d = m \left[\frac{h + (1-L)d}{h + d} \right] \quad (1)$$

여기서,

m_d : The actual drop mass

m : Associated mass of gear

h : Free drop height

d : Total mass travel by simulation

L : The lift ratio

식 (1)에서 구한 m_d 를 적용하여 Drop simulation을 수행하고, Mass travel d_s 를 얻는다. 해석 결과, 착륙장치가 흡수한 에너지는 식 (2)와 같다.

$$E_{Req.} = \frac{1}{2}m_d V^2 + m_d g d_s \quad (2)$$

실제 낙하시험을 통해 흡수하는 에너지는,

$$E_{Test} = \frac{1}{2}m_d V_a^2 + m_d g d_a \quad (3)$$

여기서, V_a 와 d_a 는 시험을 통해 측정한 낙하속도와 Mass travel이다. 시험결과는 $E_{Test} \geq E_{Req.}$ 를 만족하여야 하며, 이를 불만족할 경우 중량을 증가시킨 후 시험을 다시 수행해야 한다.

착륙장치의 완충성능은 Gas/Oil servicing 상태에 크게 영향을 받는다. 따라서, 낙하시험 수행 전에는 완충장치의 압축시험을 통해 Gas spring curve의 특성을 확인하고, Servicing이 정상적으로 이루어졌는지를 검증한다. 등온(Isothermal)과정이 되도록 충분히 느린 속도(25mm/min)로 압축하게 되며, Fig. 8은 시험 결과를 보여준다. 시험결과가 이론값과 현저히 차이가 날 경우, Servicing 상태를 재점검하여야 한다.

시험조건에 따른 지면 상태도 고려해야 하는데, Spin-up 조건에서의 지면 마찰력은 Concrete plate, 경사지 착륙은 Wedge를 사용하여 실제 환경을 모사하게 되는데, Fig. 9는 다양한 지면 조건의 예를 나타낸 것이다.

시험을 통해서 얻은 완충장치의 에너지 흡수량과 완충효율은 Fig. 10의 "Ground reaction vs. Stroke Curve"를 통해 계산할 수 있다. 흡수한 에너지는 곡선 하단의 면적과 같고, 완충효율(η)은 식 (4)로 정의된다[3]. 가변 오리피스를 적용한 유공압 완충장치의 경우, 75%이상의 효율을 확보해야 한다[4]. 이 밖에, 시험 및 해석 결과 비교를 통해 해석모델을 검증하고, 누유(leakage) 발생 여부 등을 확인하기 위한 검사를 수행한다.

Fig. 8. Result of gas compression test

Fig. 9. Various ground conditions

Fig. 10. Typical energy curve

$$\eta(\%) = \frac{\text{Absorbed Energy}}{F_{\max} \times S_{\max}} \quad (4)$$

2.2 시험 결과 및 분석

낙하시험의 목적은 주어진 착륙조건에서의 완충성능을 입증하고, 성능해석에 사용한 해석모델을 검증하는 것이다. 따라서, 시험 데이터 분석을 통해 해석모델이 시험결과를 잘 예측하고 있는지를 확인하고, 오차가 클 경우 해석모델과의 Correlation을 수행하게 된다. Drop simulation은 상용 S/W인 VI-Aircraft[5]를 이용하였다. Oil damper, Gas spring 특성과 타이어 하중-변위 관계를 정의하고, 피스톤과 실린더 등 주요 part와 이들을 연결하는 Joint를 지정하여 해석모델을 구성한다. Fig. 11은 해석모델을 보여주는데, 실린더 상부에서 휠 중심까지를 L , 전체 스트로크를 S 라 할 때, $S/L = 0.36$ 이 된다.

Fig. 11. Example of drop simulation model

가장 중요한 비교의 대상은 식 (5)로 표시되는 감쇠력이다. 감쇠력은 속도의 제곱에 비례하기 때문에 지상반력의 Initial peak load를 결정하며, 완충효율에도 큰 영향을 미친다.

$$\text{Damping force} = \frac{\rho A_h^3}{2(C_d a)^2} \times v^2 \quad (5)$$

여기서,

ρ : Oil density

C_d : Coefficient of discharge

A_h : Hydraulic area

a : Orifice area

v : Velocity

감쇠력이 불충분할 경우, 에너지 흡수를 위한 Stroke이 더 필요하게 되고, 이에 따라 End peak load가 증가하게 된다. 이 경우 기체에 과도한 하중이 전달됨은 물론 Stroke이 부족할 경우 완충장치의 Bottoming이 발생할 수도 있다. 아래는 낙하중량 $m_d=2500\text{kg}$, 낙하속도 $V=3.05\text{m/s}$ 에 대한 낙하시험결과 및 Correlation과정을 보여준다. 1차 낙하시험을 통해, Fig. 12와 같이 감쇠력이 충분하지 못한 결과를 얻었는데, 착륙 초기에 충분한 에너지를 흡수하지 못하여 해석보다 더 많은 스트로크가 소요됨을 알 수 있다.

Fig. 12. Drop test result from lower damping

Fig. 13. Damping correlation by adjusting C_d

Correlation의 첫 단계는 시험결과를 설명하는 C_d 를 찾는 것이다. 오리피스 형상에 따른 이론적인 C_d 값이 알려져 있으나, 시험을 통해 이를 확인하고 필요시 제작된 형상에 맞는 C_d 값을 결정하는 과정이 필요하다. 본 논문에서 적용한 Sharp edge 형상의 C_d 는 이론적으로 0.72정도로 알려져 있으나, 낙하시험의 결과는 제작된 오리피스는 이보다 더 큰 값의 댐핑 특성을 가지고 있음을 보여준다. C_d 는 시행착오법(Trial and error method)을 이용하여 찾으며, 0.83일 때 시험결과와 유사한 댐핑 거동을 보였다. Fig. 13은 C_d 를 조정해 해석결과(C_d Adjusted)와, 낙하시험결과(Test)를 비교한 것이다.

다음 단계로, C_d 를 고정하고 오리피스 면적을 감소시켜 가며, 최초 해석결과와 일치하는 감쇠력을 가지도록 한다. 최초 해석과 낙하시험결과를 일치시켜야 하는 이유는 해석결과로부터 얻은 하중을 사이징(Sizing)에 사용하였기 때문이다. 현재 면적대비 약 11% 감소한 오리피스로 해석결과와 일치하는 감쇠력을 가질 수 있었는데, Fig. 14는 그 결과를 보여준다. Correlation의 결과, 오리피스 면적 등 설계 변경이 불가피할 경우, 완충장치를 수정하고 낙하시험을 재수행하여야

Fig. 14. Damping correlation by adjusting orifice area

Fig. 15. Correlated test results with simulation

한다. Fig. 15는 수정된 모델(11%의 면적감소)의 시험결과이며, 해석과 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

IV. 결 론

착륙장치 낙하시험은 완충성능 입증 및 해석 모델 검증을 위해 반드시 수행해야 하는 시험항목이다. 이 논문에서는 낙하시험설비에 대한 소개와 함께, 미 군사규격의 요구조건을 충족하는 회전익 착륙장치 낙하시험 수행과정을 기술하였다. 또한 시험결과 분석 절차를 수립하고, 이를 적용

한 실제 사례 제시를 통해 Correlation과정을 설명하였다. 국내에 착륙장치 낙하시험설비 및 관련 시험평가 기술을 확보함으로써, 향후 예상되는 항공기 개발사업에 크게 기여할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품 개발사업 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Test, Impact, Shock Absorber Landing Gear, Aircraft, MIL-T-6053C, 1967.
- 2) Code of Federal Regulations No. 14, Aeronautics and Space, part 29, 2003.
- 3) Curry, N. S., *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*, AIAA, Washington, D.C., 1988.
- 4) Landing Gear, Aircraft Shock Absorber (Air-Oil Type), MIL-L-8552C. 1965.
- 5) <http://www.vi-grade.com>