한국소음진동공학회 2011년 추계학술대회논문집, pp.250~254

무인정찰기 착륙장치 성능입증을 위한 낙하시험

Drop Test for the UAV Landing Gear Performance Verification

신정우*·이승규*·양진열*·김성준†·황인희*·정상준**
Jeong Woo Shin, Seung Gyu Lee, Jin Yeol Yang, Sung Joon Kim,
In Hee Hwang and Sang Joon Chung

Key Words : Landing Gear(착륙장치), Oleo-Pneumatic(유공압), Shock Absorber(완충기), Drop Test(낙하시험)

ABSTRACT

Main role of landing gear is to absorb the energy which is generated by aircraft lanidng and ground maneuvering. Generally, in order to absorb the impact energy during landing, oleo-pneumatic type shock absorber is used for aircraft landing gear. Oleo-pneumatic type shock absorber has a good energy absorbing efficiency and is light in weight because its structure is relatively simple. For the landing gear development, it is necessary to conduct drop test in order to verify shock absorbing performance. In the drop test, first, gas spring curve verification tests are conducted. Then, limit and reserve energy absorption drop tests are performed based on the STANAG 4671. The drop tests results with performance analysis results are presented.

기 호 설 명

h	: 자유낙하 높이
M	: 항공기 중량
g	: 중력 가속도
S	: 항공기 주익 넓이
M_d	: 낙하 중량
M_a	: Associated 중량
d	: 질량이동거리
L	: 양력비
P_a	: 가스 압력
P_{inf}	: 가스 충진 압력
P_O	: 오일 압력
Q	: 가스 하중
D	: 감쇠 하중
F	: 마찰 하중

† 교신저자; 정회원, 한국항공우주연구원
E-mail : yaelin@kari.re.kr
Tel : (042)860-2301, Fax : (042)860-2006
* 한국항공우주연구원
** 국방과학연구소

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)과 낙하시험(Drop Test)을 통해 예측할 수 있다. 그러나 통상적으로 항공기 개발 일정은 매우 촉박하므로 시간과 비용이 많이 소요되는 낙하시험을 많이 수행할 수 없다. 따라서 성능해석을 통해 지상하중을 예측하고 이를 검증하기 위한 최소의 낙하시험을 수행하는 것이 일반적인 착륙장치 개발 과정이다.

착륙 시 발생하는 충격을 흡수하기 위해 착륙장치에는 유공압식(Oleo-Pneumatic) 완충기(Shock Absorber)를 주로 사용한다. 유공압식 완충기는 효율이 좋으며 비교적 구조가 간단하여 중량 또한 가볍다. 김태욱 등은[1]은 유공압식 착륙장치의 낙하시험에 대한 연구를 수행한 바 있으며, 이를 통해 낙

하시험 결과와 성능해석의 결과를 Correlation하는 과정을 비교적 상세히 기술하였다.

본 논문에서는 유공압식 완충기를 사용하는 무인정찰기(UAV) 착륙장치의 낙하시험에 대해 기술하고 그 결과를 제시한다. 성능해석을 통해 산출한 지상하중과 낙하시험을 통해 측정한 지상하중을 비교하여 도시하고, 성능해석의 타당성을 검증한다.

2. 낙하시험 목적과 요구조건

무인정찰기는 군용 무인항공기 개발 기준서인 STANAG 4671[(2)]을 적용하여 개발하고 있다. STANAG 4671의 USAR.723, 725, 727에서는 착륙장치의 성능을 낙하시험을 통해 입증할 것으로 규정하고 있다.

USAR.725는 제한낙하시험(Limit Drop Tests)에 대해서 기술하고 있다. 자유낙하 높이 h는 식 (1)과 같이 규정하고 있다.

$$h(m) = 0.0132(Mg/S)^{1/2} \tag{1}$$

여기서 M은 항공기의 중량이며, g는 중력가속도, S는 항공기 주익의 넓이를 나타낸다. 자유낙하 높이는 0.234 *m* 보다는 커야하며, 0.475 *m* 보다 클 필요는 없다. 자유낙하시험에서 양력의 효과를 고려하기 위해 식 (2)를 사용하여 낙하중량(Drop Weight)을 결정해야 한다.

$$M_d = M_a \frac{(h+(1-L)d)}{(h+d)} \tag{2}$$

여기서 M_d는 낙하중량, M_a는 각 착륙장치의 Associated 중량, d는 질량이동거리(Mass Travel), L은 양력비(Lift Ratio)이다. 무인정찰기는 2개의 주륜착륙장치(Main Landing Gear, MLG)와 1개의 전륜착륙장치(Nose Landing Gear, NLG)로 구성된다. 주륜착륙장치의 경우 Associated 중량은 항공기 중량의 절반이다. 전륜착륙장치의 Associated 중량은 $1g$ 정적 하중에 $0.33g$의 전방작용 가속도를 고려하여 산출한 하중에 해당하는 중량이다. 양력비는 0.667보다 작아야 한다.

USAR.727은 Reserve 에너지 흡수 낙하시험(Reserve Energy Absorption Drop Test)에 대해 기술하고 있다. Reserve 낙하시험의 낙하높이는 제한낙하시험의 낙하높이의 1.44배 이상(낙하속도는 1.2배 이상)이어야 한다. 양력비는 1을 사용한다.

낙하시험 중 또는 완료 후 다음 사항들이 발생하면 시험 불합격으로 판정한다.

- 제한낙하시험 후 주요 부품의 영구 변형
- Reserve낙하시험 후 착륙장치 성능에 유해한 영구 변형 또는 파손

3. 낙하시험

3.1 완충기 하중

낙하시험에 대해 설명하기에 앞서 유공압식 완충기에 작용하는 하중에 대해 간단히 설명한다. 완충기 내부의 하중은 크게 가스하중(Gas Load), 감쇠하중(Damping Load), 마찰하중(Friction Load)으로 나눌 수 있다.

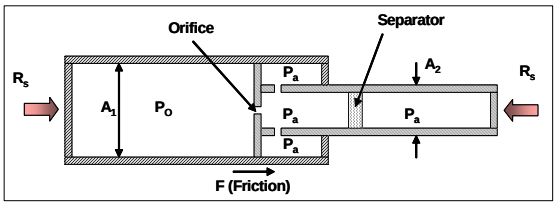

Fig. 1 Schematic of Shock Absorber

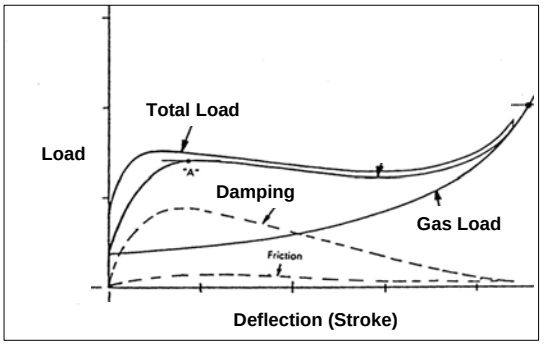

Fig. 2 Load vs. Stroke Curve for Oleo-Pneumatic Shock Absorber

Fig. 1과 같이 완충기에 R_s라는 하중이 작용할 때 피스톤에 작용하는 힘의 평형은 식 (3)과 같다.

$$\begin{aligned} R_s &= P_O A_1 - P_a(A_1 - A_2) + F \\ &= P_a A_2 + A_1(P_O - P_a) + F \\ &= \quad Q \quad + \quad D \quad + F \end{aligned} \tag{3}$$

여기서 P_a는 가스 압력(Gas Pressure), A_2는

Pneumatic Area, A_1은 Hydraulic Area, P_O는 오일 압력(Oil Pressure), Q는 가스하중, D는 감쇠하중, F는 마찰하중이다.

Fig. 2는 일반적인 착륙장치 하중-변위 선도이다. 착륙 초반에는 빠른 낙하속도에 의한 감쇠하중이 크게 발생하며, 후반에는 낙하속도가 크게 감소하며 완충기 변위(Oleo Stroke) 증가로 인한 가스하중이 크게 발생한다.

3.2 시험조건 (Test Conditions)

STANAG 4671에 따른 낙하시험 조건은 Table 1과 같다. 낙하높이와 낙하중량은 2장의 식 (1)과 식 (2)에 따라 결정한다. 식 (2)에서 질량이동거리는 성능해석을 통해서 산출한다.

Table 1 Drop Test Conditions for theUAV Landing Gear

No.	STANAG 4671	Condition	Attitude	Lift	Test Specimen
1	USAR.725	Limit	Level	2/3	NLG/MLG
2			Tail-down		MLG
3	USAR.727	Reserve	Level	3/3	NLG/MLG

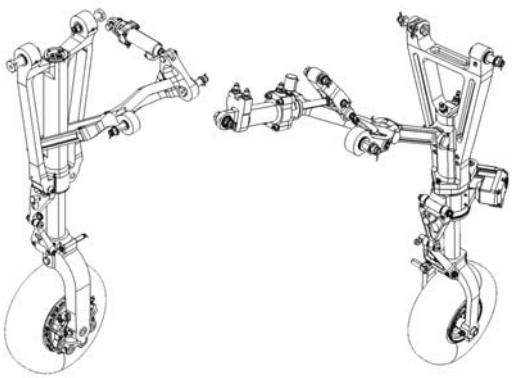

Fig. 3 Test Specimen of the Drop Test

3.3 시험체 (Test Specimen)

시험체는 착륙장치 완충기와 휠/타이어로 구성되며, 실제 착륙장치와 완전히 동일하다. (Fig. 3) 다만, 착륙장치 완충성능에 영향을 주지 않는 Retract 작동기(Actuator)와 조향 작동기(Steering Actuator)는 모사구조물(Dummy Structure)을 사용한다. 이외 전기와 유압관련 장치들은 모두 제거한다. 완충기 가스 충진압력과 타이어 충진압력은 성능해석에서 사용한 값을 사용하며, 각 낙하시험 수행 전 검사하여, 상이할 경우 다시 충진한다.

3.4 시험치구 및 장비

낙하시험 타워의 구성은 Fig. 4와 같다. 시험체는 Drop Carriage에 부착되며, Drop Carriage 위에 낙하중량을 맞추기 위한 추를 설치한다. 크레인을 이용해 Drop Carriage를 낙하 높이까지 이동시킨 후 Release Mechanism을 이용해 자유낙하 시킨다. 로드셀은 3방향 지상반력(Ground Reaction)을 측정할 수 있으며, 압력센서(Pressure Transducer)와 변위센서(LVDT)를 이용하여 필요한 압력 및 변위를 측정한다.

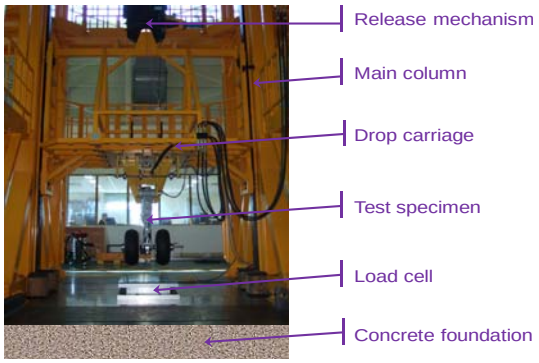

Fig. 4 Drop Test Tower

Fig. 5 Wheel Spin-up System

항공기 전진 속도를 모사하기 위해 휠 회전 시스

템(Wheel Spin-up System)을 구성하였다. Fig. 5와 같이 휠 회전 시스템에 장착된 휠/타이어를 유압모터를 사용하여 회전시킨다. 휠 회전 시스템의 타이어를 시험체의 타이어와 접촉/마찰시켜 시험체의 휠/타이어를 회전시킨다.

낙하시험시 발생하는 지상반력을 측정하기 위해 AMTI社의 낙하시험 전용 로드셀을 사용한다. 3방향(Fx, Fy, Fz)의 지상하중을 측정한다.

질량이동거리와 완충기 변위를 측정하기 위해 변위센서를 사용한다. 질량이동거리를 측정하는 변위센서로부터 획득된 변위정보를 이용하여 낙하속도(Sink Speed)를 계산한다. 즉 질량이동거리를 시간에 대해 미분하여 낙하속도를 구한다.

완충기 내부의 오일 및 가스 압력을 측정하기 위해 압력센서를 오일 챔버(Oil Chamber)와 가스 챔버(Gas Chamber)에 각각 장착한다.

휠 회전속도는 근접센서를 이용하여 측정한다. 근접센서를 휠 센터에서 일정 반경상에 위치하고 있는 금속표식에 근접하게 설치한다. 금속표식은 휠과 함께 회전하게 되며, 고정되어 있는 근접센서는 금속표식의 움직임을 감지하여 그 회전수를 측정하게 된다.

데이터 획득장비는 HBM社의 MGC Plus이며, CATMAN 소프트웨어를 사용한다. 모든 데이터는 2,400 Hz의 속도로 측정하며, 디지털 형태로 저장한다.

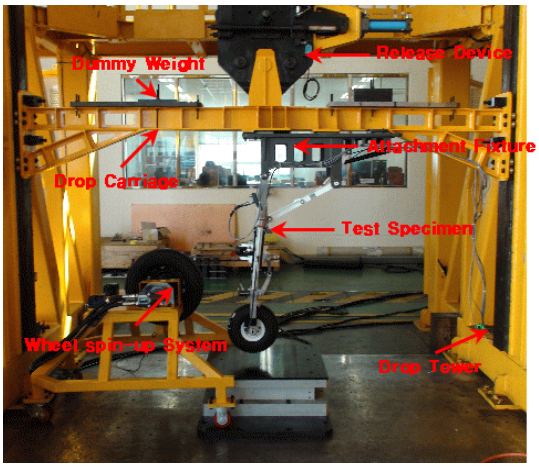

Fig. 6 Drop Test Setup for the UAV NLG

3.5 시험수행

Fig. 6은 전륜착륙장치의 낙하시험을 위한 설치가 완료된 모습이다.

낙하시험은 Table 1의 순서로 진행한다. 먼저 제한낙하시험을 수행한 후 시험체 검사를 한다. 시험체 검사 후 이상 없으면 Reserve 낙하시험을 수행한다.

제한낙하시험과 Reserve 낙하시험 수행 전에 먼저 가스스프링 선도 검증시험(Gas Spring Curve Verification Test)을 수행해야 한다. 가스스프링 선도 검증시험을 통해 착륙장치의 가스하중을 검증할 수 있을 뿐만 아니라, 오일 서비싱 상태도 확인할 수 있다. 준 정적상태를 유지하기 위해 25 mm/min. 이하의 속도로 정해진 완충기 변위까지 천천히 착륙장치를 압축한다. 정해진 완충기 변위에 도달했을 때 측정된 가스 압력과 해석을 통해 예측된 가스 압력의 차이가 ±5% 이내 일 경우 오일 서비싱이 정상적으로 이루어 진 것으로 본다. 차이가 ±5%보다 큰 경우 오일 서비싱을 다시 수행한다.

가스스프링 선도 검증시험이 완료되면 낙하시험을 수행한다. 식 (2)를 통해 계산된 낙하중량을 설정하고, 식 (1)에서 계산된 높이에서 자유낙하 시킨다. 식 (1)을 통해 계산된 높이는 이론값이다. 실제 시험에서는 마찰에 의한 속도 감소가 일어나기 때문에 식 (1)에세 계산된 높이에 해당하는 낙하속도가 나오도록 자유낙하 높이를 더 증가시킨다. 최종 낙하속도를 몇 단계로 나누어 낮은 속도부터 단계적으로 낙하시험을 수행한다. 시험을 수행하는 동안 시험체의 누유를 육안으로 검사하여 누유가 있을 경우 그 위치와 양을 기록한다.

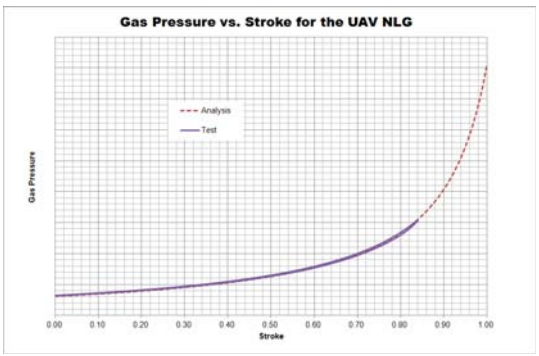

Fig. 7 Comparison of Gas Pressure for the UAV NLG

3.6 시험결과

Fig. 7은 전륜착륙장치의 가스스프링 선도 검증시험의 결과이다. 해석치와 시험치가 1% 이내로 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 8과 Fig. 9는 전륜착륙장치와 주륜착륙장치의 수직지상반력하중의 해석치와 시험치를 비교해서 보여주고 있다. 해석치와 시험치가 약간의 차이는 있지만 비교적 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 성능해석은 착륙장치를 강체로 모델링하여 수행하였다. 하지만 실제 시험체는 탄성체이므로 해석치와 시험치가 약간의 차이가 나는 것으로 판단된다.

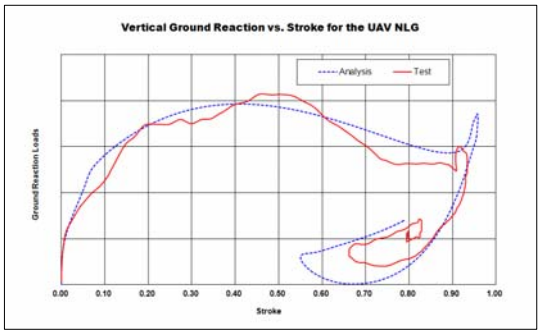

Fig. 8 Vertical Ground Reaction Loads for the UAV NLG

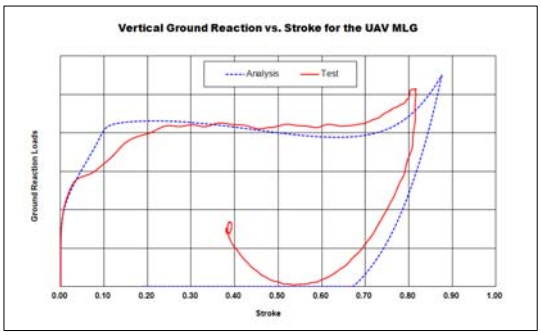

Fig. 9 Vertical Ground Reaction Loads for the UAV MLG

완충기 변위는 시험치가 해석치 보다 작은 것을 알 수 있다. 이는 성능해석에서 고려되지 않은 시험체 탄성에 의한 에너지 흡수의 영향으로 파악된다.

제한낙하시험 후 시험체 주요 부품의 치수검사를 수행하여 영구 변형이 없음을 확인하였다. 마찬가지로, Reserve 낙하시험 후 시험체 주요 부품에 대한 치수검사를 수행하여 착륙장치 성능에 유해한 영구변형 또는 파손이 없음을 확인하였다.

4. 결 론

본 논문에서는 무인정찰기 착륙장치 낙하시험의 준비과정과 시험수행 절차 및 결과에 대해서 간략하게 기술하였다. 착륙장치 낙하시험을 위해서 성능해석을 통해 산출된 주요 설계인자를 식별하였고, 그에 따라 설계된 시험체를 준비하였다. STANAG 4671을 분석하여 낙하시험 조건을 결정하였다. 결정된 낙하시험 조건을 구현하기 위해 시험치구와 장비를 준비하였다. 낙하시험을 통해 획득된 데이터를 이용해 성능해석의 타당성을 확인하였다. 제한낙하시험 완료 후 누유 및 주요 부품의 영구변형은 발생하지 않았다. Reserve 낙하시험 완료 후 누유 및 착륙장치 성능에 유해한 어떠한 영구변형 또는 파손도 발생하지 않았다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 무인정찰기 개발사업 수행결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

(1) Kim, T.-U., Lee, S. W., Shin, J. W., Lee, S. G., Kim, S. C., Hwang, I. H. and Kang, S. H., 2010, Drop Test of an Oleo-pneumatic Landing Gear, Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences. Vol. 38, No. 11, pp. 1130~1135.

(2) STANAG 4671, 2007, UAV system Airworthiness Requirements (USAR) for North Atlantic Treaty Organization (NATO) Military UAV Systems