論文

유공압 착륙장치 해석 및 시험평가

김태욱*, 이상욱*, 김성찬*

The Analysis and the Qualification Test Procedures
for Oleo-pneumatic Landing Gear

Tae-Uk Kim*, Sang Wook Lee* and Sung Chan Kim*

ABSTRACT

A landing gear absorbs the impact energy during the touchdown and it generally consists of an oleo-pneumatic shock absorber and structural components. It should be designed not only to satisfy the static and fatigue strength requirements but to have the sufficient shock absorbing efficiency. The design loads and shock absorbing performance are to be validated by tests, which is required by MIL Spec and FAR, etc. This paper presents the development procedures from the design requirements to the qualification tests and technical points to be considered, with examples of the helicopter landing gear development.

Key Words : Landing Gear(착륙장치), Oleo-pneumatic Shock Absorber(유공압 완충장치), Dropl Test(낙하시험), Static Test(정적시험), Fatigue Test(피로시험)

1. 서 론

착륙장치는 완충장치를 이용하여 항공기 착륙 시의 충격을 흡수하는 역할을 한다. 완충장치에는 여러 종류가 있는데, 가장 널리 사용되는 것은 오일 댐퍼(Oil damper)와 가스 스프링(Gas spring)으로 구성되어 우수한 완충효율을 가지는 유공압(Oleo-pneumatic) 방식이다[1]. 유공압 완충장치는 오리피스(Orifice)를 통한 유체의 흐름이 피스톤 속도의 제곱에 비례하는 감쇠력(Damping force)을 생성하고, Stroke에 따라 Polytropic과정을 겪는 질소 가스가 Spring force를 발생하여 충격에너지를 흡수, 소산시킨다. Fig. 1은 압축, 팽창 상태에서의 완충장치 작동

개념과 착륙 시의 전형적인 지상반력(Ground reaction) 곡선을 나타낸 것이다. 착륙장치는 구조적 측면에서 정적 및 피로강도 요구조건을 충족하고, 성능 측면에서는 충분한 완충성능을 가지도록 설계되어야 한다. 설계에 적용한 하중 및 완충성능, 최종적인 구조 건전성은 시험을 통해 입증해야 하는데, 이는 미 군사규격(MIL Spec.), 연방항공규정(FAR) 등에서 공통으로 요구하는 사항이다[2-3]. 예를 들어, 낙하시험에서는 지상반력, 완충장치 가스/오일 압력, Stroke 등을 측정하여 완충성능 충족 여부를 확인하고, 해석 모델과 설계하중을 검증한다. 피로시험에서는 최소 2배 수명 이상에 해당하는 피로하중을 부가하여 안전수명구조(Safe-life structure)를 입증한다.

이 논문에서는 유공압 착륙장치의 주요 설계요구조건과 이의 충족을 위한 성능, 정적, 피로해석 및 관련 인증시험 수행까지의 절차와 주요 기술적 고려사항을 기술한다.

2012년 05월 25일 접수 ~ 2012년 06월 07일 심사완료
논문심사일 (2012.05.29 1차), (2012.06.07, 2차)

* 한국항공우주연구원

연락처, tukim@kari.re.kr

대전광역시 유성구 과학로 115

Fig. 1 Typical shock absorber behavior.

2. 착륙장치 해석

2.1 개요

착륙장치의 주요 해석 및 인증시험 항목은 Fig. 2와 같다. 성능해석에서는 응력해석 및 Sizing을 위한 설계하중 및 피로 스펙트럼 구성을 위한 착륙 및 지상하중을 생성한다. 하중은 착륙장치 설계, 응력해석 결과, 항공기 형상과 연동되어, 전체 개발 과정 동안 몇 차례의 반복과정을 거치게 된다.

Fig. 2 Analysis and qualification tests for the landing gear development.

2.2 성능 및 응력해석

성능해석에서는 주어진 착륙조건에서 최적의 완충효율을 가질 수 있도록 주요 설계 파라미터를 정의한다. 완충장치의 가스/오일 체적, 오리피스 면적, 압축비 등을 정의하고, 감쇠와 강성 특성을 결정하게 된다. 최종적으로 상세해석 및 사이징에 사용하는 착륙하중을 제공하며, 이를 위해 착륙조건 별로 Dynamic simulation을 수행한다. 논문에서는 상용 S/W인 VI-Aircraft[4]를 사용하였고, Fig. 3은 해석용 모델을 보여준다.

Fig. 3 Landing gear model for dynamic simulation.

해석결과를 통해 댐핑의 적절성, 가용 stroke의 활용 정도, 완충효율 등을 분석하고, Iteration을 거쳐 최적의 파라미터를 찾게 된다. Fig. 4는 댐핑 설계에 따른 지상반력의 변화를 개념적으로 나타낸 것이다. 주어진 요구도를 만족하는 최적의 댐핑을 확인한 후에는 착륙조건별 하중해석 결과를 정리하고, 응력해석에 필요한 Load sheet를 작성하게 된다.

Fig. 4 The damping effect on ground reactions.

응력해석에서는 성능해석에서 제공한 하중 및 관련 데이터(stroke, 타이어 회전반경, 완충장치 압력 등)를 이용하여 각 구조 부재의 안전율을 계산한다. 유한요소법으로 Internal load를 계산하고, 필요 시 Hand calculation을 적용한다.

Fig. 5 FE Analysis for NLG main fitting.

2.3 피로해석

착륙장치의 구조설계에는 안전수명구조(Safe-life structure) 개념을 적용한다. 즉, 전체 운용수명에 해당하는 반복하중 스펙트럼 조건에서 균열 및 변형 등의 구조적 결함이 발생하지 않아야 한다. 피로해석을 위해서는 운용수명 동안 착륙장치에 작용하는 하중을 정의하여야 한다. 착륙장치는 다양한 착륙 및 지상하중을 받게 되는데, 각각의 발생빈도를 고려하여 피로하중 스펙트럼에 반영된다. 착륙하중 조건은 항공기 중량, 무게중심, 착륙속도 및 자세 등에 따른 조합으로 구성된다. Fig. 6은 항공기 중량 및 무게중심 영역속도의 예를 보여준다.

Fig. 6 Weight and C.G envelope.

착륙장치 주요 부품의 피로수명을 해석하기 위해서는 Fatigue critical section을 선정해야 한다. 형상 및 하중 경로가 단순한 부품의 경우를 제외한 많은 경우, 유한요소해석을 적용한다. Fig. 7은 형상이 복잡한 부품에 대한 유한요소해석 결과를 보여준다.

Fig. 7 FE Analysis for selection of fatigue critical section.

다음 단계로 응력전달함수(Stress transfer function)를 정의한다. 이는 작용 하중에 의해 발생하는 특정 위치에서의 응력 간의 관계식으로, 단위하중(힘, 모멘트)에 대한 응력을 계산하고 이를 선형 조합하여 구성한다. 특정 위치에 대해 응력전달함수를 구성하면, 피로하중 스펙트럼 상의 모든 하중조건에 대한 응력은 선형 관계식으로 계산된다. 피로하중 스펙트럼과 응력전달함수를 이용하면, 운용수명 동안 발생하는 응력 스펙트럼을 계산할 수 있다.

Minor rule을 이용하여 부품의 피로수명을 예측하기 위해서는 피로특성을 표현한 S-N 선도가 필요하다. MIL-HDBK-5J[5]등에서는 재료별 평균 S-N 선도를 제공하고 있는데, 착륙장치 피로수명 평가에서는 평균 S-N 선도에 Stress factor와 Life factor를 적용한 설계 S-N 선도를 사용한다. 설계 S-N 선도를 적용하는 이유는 표면가마(Surface finish)와 표면처리(Surface treatment) 등에 따른 재료의 피로특성 저하를 고려하기 위해서이다. Fig. 8은 평균 S-N선도로부터 Stress factor와 Life factor를 적용하여 설계 S-N 선도를 구성하는 과정을 나타낸 것이다.

Fig. 8 Design S-N curve.

응력 스펙트럼과 설계 S-N 선도를 기준으로 Minor rule을 적용하면, Fatigue critical section에서의 누적손상(Cumulative damage)과 피로수

명을 예측할 수 있다. Fig. 9는 Minor rule 을 이용한 누적손상 계산 예를 보여준다. Scatter factor 4를 고려할 때, 누적손상(D) 0.25를 만족해야 하고, 피로수명은 $1/D$ (Reserve factor on Life)이 된다.

Fig. 9 Cumulative damage calculation using Minor rule.

3. 인증시험

3.1 낙하시험

낙하시험의 조건 및 절차는 미 군사규격이나 기타 규정 등에 명시되어 있다. 낙하시험을 통해 기본적으로 측정하는 주요 물리량은 지상반력 (Ground reactions), Stroke, Mass Travel, 완충장치 내 압력 및 온도, 타이어 변형, 낙하속도, 휠 회전속도 등이며, 필요시 가속도계나 Strain gage를 부착할 수도 있다. 이를 위해 3방향 하중을 측정할 수 있는 하중측정센서(Ground load cell), LVDT, 압력 게이지 등을 사용한다. Fig. 10은 낙하시험설비의 주요 구성을 보여준다.

Fig. 10 General view of drop test rig.

낙하시험 수행을 위해, 먼저 낙하중량(Drop mass)과 에너지흡수 조건을 정의한다. 낙하중량을 계산할 때에는 착륙 시 항공기에 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.

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

여기서,

m_d : Actual drop mass

m : Associated mass of gear

h : Free drop height

d : Total mass travel from simulation

L : Lift ratio

식 (1)의 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 측정된 낙하속도와 Mass travel이다. 시험결과는 $E_{Test} \geq E_{req.}$ 를 만족해야 하며, 시험에서 흡수한 에너지가 작을 경우 낙하중량을 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 속도로 압축하게 되는데, Fig. 11은 시험결과예를 보여준다. 시험결과가 이론값과 현저히 차이가 날 경우, Servicing 상태를 재점검해야 한다.

Fig. 11 Gas compression test results.

시험으로 얻은 완충장치의 에너지 흡수량과 완충효율은 Fig. 12의 “Ground reaction vs. Stroke curve”를 통해 계산할 수 있다. 흡수한 에너지는 곡선 아래 부분의 면적이고, 완충효율은 식 (4)로 정의한다. 가변 오리피스를 적용한 유공압 완충장치일 경우, 75%이상의 효율을 확보해야 한다 [6]. 시험 후에는 해석결과와의 비교를 통해 해석모형을 검증하고, 누유(Leakage) 발생 여부 등을 확인하기 위한 검사를 수행한다.

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

Fig. 12 Typical energy curve.

낙하시험의 목적은 설계착륙조건에서의 완충성능을 입증하고, 성능해석에 사용한 해석모형을 검증하는 것이다. 이를 위해, 시험데이터를 분석하여 해석모형이 시험결과를 잘 예측하고 있는지를 확인하고, 오차가 클 경우 해석모형과의 Correlation을 수행하게 된다. 가장 중요한 비교의 대상은 식 (5)로 표시되는 감쇠력이다. 지상반력의 Initial peak load는 감쇠력에 의해 결정되며, 속도의 제곱에 비례하므로 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.

Fig. 13 Drop test results from lower damping.

Fig. 14 Damping correlation by adjusting orifice.

Fig. 15 Correlated test results with simulation.

3.2 정적시험

정적시험은 설계제한하중(Design limit load)과 극한하중(Ultimate load)에 대해 시험하며, 제한하중에서는 영구변형이 없어야 하고, 극한하중에서는 구조 파손이 발생하지 않아야 한다. Fig. 16은 Test rig와 하중부가 개념을 보여준다. 유압 작동기를 통해 휠 중심에 수직, 수평, 드래그 하중을 부가하고, 휠 하단에도 브레이크 하중을 부가하기 위해 별도의 유압작동기가 설치된다.

Fig. 16 Static test setup.

3.3 피로시험

시험하중 스펙트럼은 설계하중 스펙트럼과 동일한 것이 이상적이지만, 피로시험 수행 동안에는 완충장치 Stroke와 타이어 회전 반경을 고정해야 하는 제약조건이 존재한다. 또한 설계하중 스펙트럼의 하중조건 별 발생 빈도를 시험하중 스펙트럼에 그대로 적용하면 피로시험 수행기간이 과도하게 길어질 수 있다. 따라서 Fatigue critical section의 피로수명에 영향을 주지 않는 하중조건은 삭제하거나, 발생빈도를 줄이고 하중 진폭을 조정하여 설계하중 스펙트럼 이상의 누적 손상을 시험체에 부가할 수 있도록 시험하중 스펙트럼을 결정한다. 시험은 통상 4배수명에 대해 수행하여 안전수명구조임을 입증하게 된다. 피로시험의 Test setup 및 하중부가 개념은 정적시험과 거의 동일하다.

3.4 환경시험

환경요구조건[7]에는 온도, 습도, 진동, 기계적 충격 등의 항목이 있으며, 해당 착륙장치의 운용 환경을 고려하여, 시험 수행 및 유사성보고서(Similarity report)를 통해 관련 요구조건의 충족을 입증한다. 온도시험의 경우, 고온, 저온 상태에서 완충장치 압축 시험을 통해 작동성과 누유

등을 확인하게 된다. Fig. 17은 시험을 위해 완충장치를 하중부가장비인 UTM에 장착하고, 대형 온도 챔버 내부에 설치한 모습을 나타낸 것이다.

Fig. 17 High/Low temperature operation test.

4. 결론

유공압 착륙장치 개발을 위한 해석 및 인증시험 항목을 소개하고, 기술적 고려사항을 제시하였다. 완충성능과 설계하중 검증을 위한 성능해석, 낙하시험 기법과 구조건전성 확인을 위한 정적 및 피로시험에 대해 예시와 함께 기술하였다.

후 기

이 논문은 지식경제부 한국형헬기 민군겸용 구성품 개발사업 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Curry, N. S., 1988, *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practice*, AIAA, Washington D.C.
- [2] MIL-T-6053C, 1967, *Test, Impact, Shock Absorber Landing Gear, Aircraft*.
- [3] Code of Federal Regulations No. 14, 2003, *Aeronautics and Space, part 29*.
- [4] <http://www.vi-grade.com>
- [5] MIL-HDBK-5J, 2003, *Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures*.
- [6] MIL-L-8552C, 1965, *Landing Gear, Aircraft Shock Absorber(Air-Oil Type)*.
- [7] MIL-STD-810F, 2000, *Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests*.