

항공기 착륙장치 피로시험

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

*한국항공우주연구원

**국방과학연구소

e-mail: lsw@kari.re.kr

Fatigue Test of Aircraft Landing Gear

Sang-Wook Lee*, Seung-Gyu Lee*, Jeong-Woo Shin*, Tae-Uk Kim*,

Sung-Chan Kim*, In-Hee Hwang* and Jedong Lee**

*Korea Aerospace Research Institute

**Agency for Defense Development

요 약

항공기 착륙장치 피로 수명평가에는 안전 수명방법이 사용된다. 안전 수명방법은 항공기 전 수명 기간을 모사하는 피로하중 스펙트럼 조건에서 균열 또는 유해한 변형과 같은 구조적 결함이 발생하지 않도록 설계/입증하는 것을 말한다. 설계 단계에서는 해석적 방법을 통해 착륙 및 지상운용 하중을 구하고, 이를 착륙장치 피로해석에 적용하여 피로수명을 확인한다. 착륙장치는 수명 기간 중 일반적으로 High Cycle 피로를 겪게 되므로, 피로해석 시 응력 기반의 접근 방법이 적용된다. 시험평가 단계에서는 일반적으로 4배의 운용수명에 해당하는 피로하중 스펙트럼에 대해 시험을 수행하여, 착륙장치의 안전 수명을 최종 입증하게 된다. 이와 같이 항공기 착륙장치 피로 수명평가를 위해서는 착륙 및 지상운용 하중해석에서부터 피로해석, 피로시험에 이르기까지 전 과정이 유기적으로 결합되어 이루어져야 한다. 본 연구에서는 항공기 착륙장치 피로시험에 필요한 세부 과정과 관련 기술을 실제 적용 사례와 함께 기술하였다.

1. 서론

항공기에 사용되는 착륙장치는 충격 완충장치(Shock Absorber)를 이용하여 항공기 착륙 시의 충격을 흡수하고, 지상에서 운용시 이동, 감속, 정지 수단을 제공한다. 착륙 시의 충격을 흡수하는 방식에는 여러 가지가 있지만, 항공기에서 가장 널리 쓰이는 것은 유공압(Oleo-pneumatic) 방식의 완충장치이다. 유공압 방식은 오일에 의한 감쇠력(Damping force)과 질소 가스에 의한 스프링력(Spring force)을 이용하여 충격에너지를 흡수하게 된다.

항공기 착륙장치의 피로 수명평가에는 안전 수명(Safe Life) 방법이 적용된다. 안전 수명 방법은 항공기 전 수명기간을 모사하는 피로하중 스펙트럼 조건에서 균열 또는 유해한 변형과 같은 구조적 결함이 발생하지 않도록 설계하는 것을 말한다. 착륙장치의 설계 단계에서는 해석적 방법을 통해 착륙 및 지상운용 하중을 구하고, 이를 피로해석에 적용하여 피로수명을 확인한다. 착륙장치

는 수명 기간 중 일반적으로 High Cycle 피로를 겪게 되므로, 피로해석 시 응력 기반의 접근 방법이 적용된다. 응력 기반의 피로해석 시에는 재료의 평균 S-N 선도에 표면 마감 및 표면 처리 등에 따른 재료의 피로특성 저하를 고려한 설계 S-N 선도를 구성하여 사용한다. 또한, 피로 수명에 많은 영향을 끼치는 평균 응력 효과는 MIL-HDBK-5J에 제시된 등가(Equivalent) 응력 방법이나, Goodman 방법을 이용하여 고려한다.^{(1),(2)} 하지만, 최종적으로 항공기 착륙장치 피로 수명은 피로시험을 통해 입증하게 된다. 착륙장치 피로시험에서는 통상적으로 4배의 운용수명에 해당하는 피로하중 스펙트럼에 대해 시험을 수행하여, 안전 수명을 입증한다.⁽³⁾ 착륙장치 피로 수명평가를 위해서는 착륙 및 지상운용 하중해석에서부터 피로해석, 피로시험에 이르기까지 전 과정이 유기적으로 결합되어 이루어져야 한다.

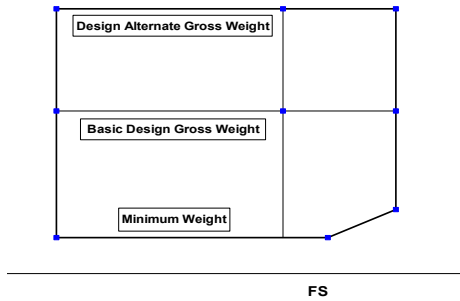
본 연구에서는 항공기 착륙장치 피로시험에 필요한 세부 과정과 관련 기술을 실제 적용 사례와 함께 기술하였다.

2. 본론

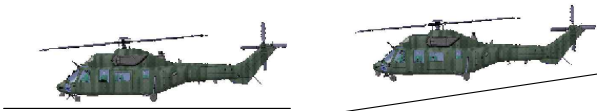
2.1. 피로 해석

2.1.1 착륙 및 지상하중 해석

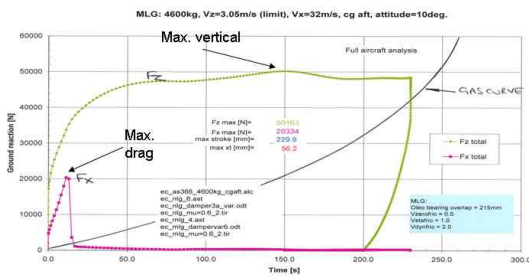
항공기 착륙장치는 다양한 착륙 및 지상하중을 경험하게 되는데, 각 하중 상태는 발생 빈도를 고려하여 피로하중 스펙트럼에 반영된다. 착륙하중은 상용 소프트웨어 또는 In-House 소프트웨어를 이용한 전산 해석을 통해 구할 수 있으며, 지상하중은 관련 규격서 등 적용 규정에 정의된 공식에 따라 산출한다.⁽⁴⁾ 착륙 조건은 항공기의 중량 및 무게중심, 착륙 속도, 착륙자세 등에 따라 수십~수백여 조합으로 구성될 수 있다. 그림 1, 2는 항공기 중량 및 무게중심 영역선도와 착륙자세를 나타낸 것이다.



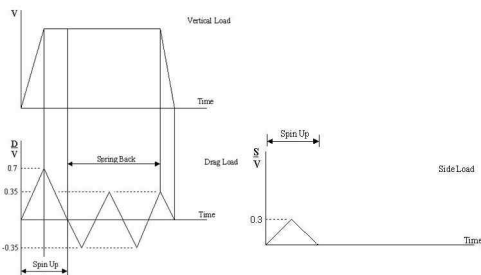
[그림 1] 항공기 중량 및 무게중심 영역선도



[그림 2] 다양한 항공기 착륙자세



[그림 3] 동적 착륙하중 해석결과



[그림 4] 착륙하중 이산화

2.1.2 피로 설계하중 스펙트럼

피로 설계하중 스펙트럼은 (1) 임무 형상(Mission Profile), (2) 항공기 중량 및 무게중심 분포, (3) 착륙속도 (Sink Speed) 분포, (4) 착륙시 항공기 자세 분포를 고려하여 생성한다. 일반적인 항공기의 지상 운용 스펙트럼은 착륙, 활주(Taxi), 제동(Braked Roll), 지상 선회(Turn), 피봇(Pivot), 견인(Towing) 등의 착륙 및 지상 하중조건과 항공기 운용수명 동안 각 하중조건 발생 빈도로 구성된다.

피로하중 스펙트럼을 구성하는 착륙하중 조건에 대해서는 전산해석을 통해 지면에서의 수직(Fz), 수평(Fx), 측면(Fy) 방향 하중의 동적 응답을 계산한다. 그림 3은 동적 착륙해석 결과를 착륙장치 스트로크에 따른 지면에서의 수직 및 수평 하중의 응답으로 나타낸 것이다. 피로하중 스펙트럼을 구성하기 위해서는 그림 3과 같이 연속적인 착륙장치 동적 하중응답을 이산화/단순화하는 과정이 필요한데, 이를 하중 배열(Load Sequencing)이라고 한다. 그림 4는 동적 착륙해석으로부터 얻은 최대 수직 하중 값을 바탕으로 해당 착륙조건에 해당하는 하중 스펙트럼을 구성하는 하중 배열 과정을 나타낸 것이다. 피로하중 스펙트럼은 휠 축 중심(Wheel Axle Center)에 작용하는 수직(V), 수평 하중(D)과 착륙장치 지면 접촉점(Ground Contact Point)에 작용하는 측면(S) 및 제동(B) 하중 형태로 표현하는 것이 일반적이다.

2.1.3 피로수명 해석

착륙장치 피로 수명 해석은 (1) 피로 취약 부위 선정, (2) 응력 전달함수(Stress Transfer Function) 및 응력 스펙트럼(Stress Spectrum) 구성, (3) 누적 손상 및 피로수명 예측의 순서에 따라 수행한다. 구조물 형상이 단순하고 하중 경로가 비교적 단순한 부품의 경우 비교적 쉽게 피로 취약 부위를 선정할 수 있지만, 형상이 복잡하거나 하중 경로가 복잡한 경우, 피로하중 스펙트럼의 대표적인 하중 조건에 대한 유한요소 해석을 통해 피로 취약 부위를 선정해야 한다. 피로해석 시에는 국부적인 응력집중 효과를 고려해야 한다.

2.2. 피로 시험

착륙장치 피로시험은 통상 항공기 전 수명기간을 모사하는 피로 시험하중 스펙트럼을 4회 반복 수행하여, 착륙장치가 안전 수명 구조임을 입증하게 된다. 피로시험 완료 후 주요 부품들에 대해 비파괴 검사(NDI : Non-Destructive Inspection) 등을 수행하여, 항공기 전 수명기간을 모사하는 피로하중 스펙트럼 조건에서 균열 또는 유해한 변형과 같은 구조적 결함이 발생하지 않았는지 확인한다.

2.2.1 피로 시험하중 스펙트럼

착륙장치 피로 시험하중 스펙트럼은 설계하중 스펙트럼과 동일한 것이 이상적이지만, 피로시험 시 완충기 스트로크와 타이어 회전 반경을 고정하고 시험을 수행해야 하는 제약조건으로 인해 설계하중 스펙트럼과 차이가 발생하게 된다. 또한, 설계하중 스펙트럼 상의 하중조건 별 발생 빈도를 시험하중 스펙트럼에 그대로 적용할 경우 피로시험 수행기간이 과도하게 소요되는 단점이 있다. 따라서, 시험하중 스펙트럼은 설계하중 스펙트럼을 그대로 사용하지 않고, 설계하중 스펙트럼에서 주요 부품별 피로 취약 부위의 피로수명에 영향을 끼치지 않는 하중조건은 삭제하거나, 발생 빈도를 줄이고 하중 진폭을 조정하는 Truncation 과정을 거쳐 결정하게 된다. 이렇게 결정된 피로 시험하중 스펙트럼을 사용하게 되면, 설계하중 스펙트럼과 동등 이상의 누적 손상을 시험체에 부가하면서 동시에 피로시험 수행기간을 단축할 수 있게 된다.

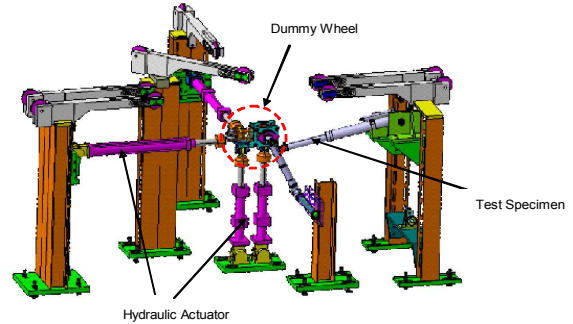
2.2.2 시험 치구

시험체에 하중을 부가하기 위해서는 시험치구를 준비해야 한다. 시험치구는 유압작동기와 시험체를 지지하는 프레임, 하중을 착륙장치에 전달하는 모조 휠(Dummy Wheel), 유압작동기와 모조 휠을 연결하는 러그(Lug)와 구면 베어링(Spherical Bearing), 그리고 중량 보상시스템(Counter Balance System)으로 구성된다. 시험치구는 시험체와 항공기 사이의 연결부 등 인터페이스를 정확히 모사해야 한다.

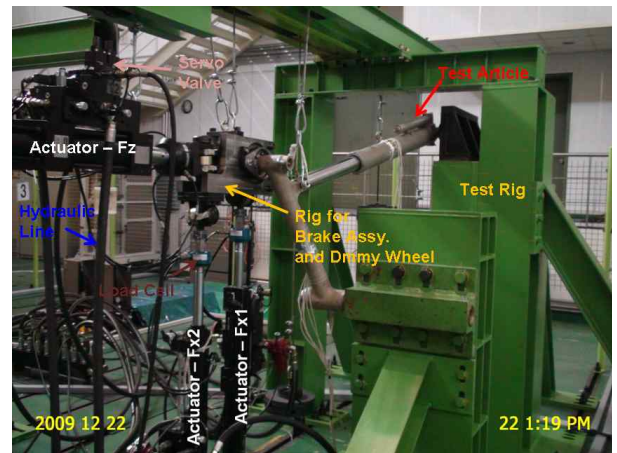
프레임은 하중 부가용 유압작동기와 시험체를 고정, 지지하는 구조물로서 하중 크기, 방향에 따라 보조 받침대를 사용하여 하중을 견고하게 지지하도록 설계한다. 모조 휠은 유압작동기 하중이 착륙장치 하중 전달경로(Load Path)에 따라 착륙장치로 전달될 수 있도록 하는 치구로, 실제와 똑같은 하중이 착륙장치로 전달되도록 실제 휠 베어링(Bearing) 등을 사용하고, 필요시 강성설계를 수행해야 한다. 시험치구는 최대작용 하중의 3배의 하중을 지지할 수 있도록 설계하는 것이 일반적이다. 중량 보상시스템은 시험체, 모조 휠, 유압작동기 등의 중량을 보상하는 역할을 한다.

그림 5는 시험에 사용되는 치구와 하중 부가 개념의 예를 나타낸 것이다. 유압 작동기를 통해 모조 휠 중심에 수직, 횡, 드래그 하중을 부가하며, 모조 휠 하단에 브레이크 하중을 부가하기 위해 별도의 유압 작동기가 설치된다. 모조 휠에 부가된 하중은 모조 휠과 시험체 연결부를 통해 실제 착륙장치 하중 경로에 따라 시험체로 전달된다. 그림 6은 실제

착륙장치 피로시험을 위한 치구 및 시험체 설치 장면과 주요 구성 요소를 나타낸 것이다.



[그림 5] 착륙장치 피로시험 치구 예시



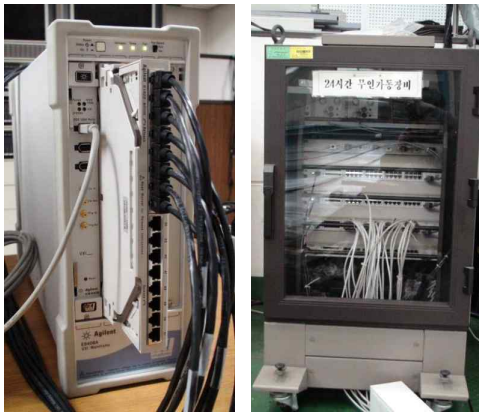
[그림 6] 착륙하중 피로시험 Set-up

2.2.3 시험 장비

피로시험 장비는 하중 제어장치와 데이터 획득장치로 구성된다. 하중 제어장치는 유압작동기를 통해 시험체에 부가되는 하중을 제어하는 시스템으로, 피드백 제어를 위해 각각의 유압작동기에는 하나의 로드셀(Load Cell)과 서보밸브(Servo Valve)가 부착되어 있다. 로드셀은 유압 작동기를 통해 시험체에 부가되는 하중을 측정하고, 서보밸브는 시험 하중에 해당되는 명령 신호(Command)와 로드셀에서 측정(Feedback)되는 실시간 시험 하중사이의 오차신호(Error)를 이용해 유압작동기의 유량 및 압력을 제어하여 시험체에 원하는 하중이 가해지도록 한다. 피로 시험 중 시험하중 외에 시험체의 변형률을 모니터링하기 위해서는, 시험체의 원하는 부위에 변형률 게이지를 장착하고 이를 데이터 획득장치에 연결해야 한다. 그림 7, 8은 각각 착륙장치 피로시험용 하중 제어장치와 데이터 획득장치의 예를 나타낸 것이다.



[그림 7] 피로시험용 하중제어장치

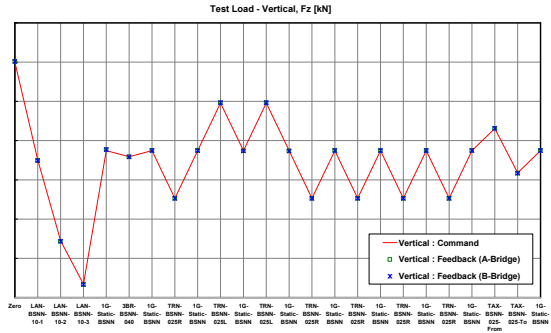


[그림 8] 피로시험용 데이터 획득장치

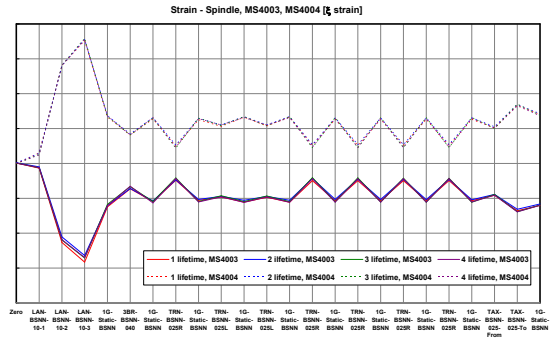
2.2.4 시험 수행

착륙장치 피로시험은 피로 시험하중 스펙트럼을 4회 반복 수행하여, 착륙장치가 안전 수명 구조임을 입증하게 된다. 일반적으로 1배 수명에 해당하는 피로시험이 완료 될 때마다 시험체 분해 후 주요 부품들에 대한 비파괴 검사 등을 수행하여, 균열 또는 유해한 변형과 같은 구조적 결함이 발생하지 않았는지 확인한다. 시험체 주요 부위에 대해서는 시험 중 실시간으로 변형률 등을 모니터링하여 시험체 이상 발생 유무 등을 확인하며, 비상 상황이 발생되면 장비의 작동을 즉시 정지시키도록 하중 제어장치 및 데이터 획득장치를 시험 착수 전에 설정한다.

그림 9는 대표적인 피로 시험하중 스펙트럼 조건에 대해 시험 중 측정된 하중 데이터를 나타낸 것으로, 로드셀에서 측정된 하중값이 피로 시험하중 스펙트럼에 따른 유압작동기 명령 신호를 잘 따라가고 있음을 알 수 있다. 그림 10은 시험체 주요 지점에서의 변형률을 1, 2, 3, 4배 수명시험 중 피로 시험하중 스펙트럼 상의 동일한 지점에서 측정하여 비교한 것으로, 동일한 시험하중이 작용할 때 변형률이 모두 유사함을 알 수 있다. 이를 통해 피로시험 중 시험체에 균열 등 이상이 발생하지 않았음을 간접적으로 확인할 수 있다.



[그림 9] 피로 시험 하중 데이터 예시



[그림 10] 피로 시험 변형률 데이터 예시

3. 결론

항공기 착륙장치는 안전수명 개념이 적용되는 구조로서, 피로해석 및 시험을 통해 수명을 입증해야 한다. 착륙장치 피로수명 평가는 착륙 및 지상하중 해석에서부터 피로 스펙트럼 생성, 피로 해석 및 시험에 이르는 일련의 과정이 유기적으로 결합되어 이루어진다. 본 연구에서는 이러한 피로수명 평가 절차 및 관련 기술을 적용 예시를 통해 고찰하였으며, 이는 향후 착륙장치 개발 프로그램에도 활용될 수 있으리라 판단된다.

후기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용 구성품 개발사업 수행결과 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] MIL-HDBK-5J, "Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures", 2003
- [2] MMPDS-01, "Metallic Materials Properties Development and Standardization", 2002
- [3] MIL-A-8866, "Airplane Strength and Rigidity, Reliability Requirements, Repeated Loads, Fatigue and Damage Tolerance", 1987
- [4] MIL-A-8863C, "Airplane Strength and Rigidity, Ground Loads for Navy Acquired Airplanes", 1987