

## 착륙장치 피로 시험평가<sup>§</sup>

이상욱\*† · 이승규\* · 신정우\* · 김태욱\* · 김성찬\* · 황인희\* · 이제동\*\*

\* 한국항공우주연구원, \*\* 국방과학연구소

### Fatigue Test and Evaluation of 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

(Received December 21, 2011; Revised July 22, 2012 ; Accepted July 23, 2012)

**Key Words:** Fatigue(피로), Landing Gear(착륙장치), Safe-Life(안전수명), Fatigue Test(피로시험)

**초록:** 항공기 착륙장치의 피로설계에는 안전수명 방법이 적용된다. 즉, 균열이나 유해한 변형과 같은 구조적 결함이 항공기 운용수명 기간을 모사하는 피로 하중 스펙트럼 조건에서 발생하지 않아야 한다. 일반적으로 항공기 착륙장치는 고주기 피로 환경에 노출되므로, 설계 단계에서 착륙장치의 피로 수명은 응력 기반의 해석을 통해 예측한다. 이를 위해 재료의 분산(Scatter) 및 표면처리 특성 등을 고려한 설계 S-N 선도를 구성하여 해석에 사용한다. 시험평가 단계에서는 실물 착륙장치에 대한 피로시험을 통해 피로설계 요구조건 충족 여부를 최종 검증한다. 본 논문에서는 항공기 착륙장치의 피로수명 해석 및 시험절차를 실제 적용 사례를 통해 제시하였다.

**Abstract:** For the fatigue design of aircraft landing gear, the safe-life approach is applied. Structural defects such as cracks or detrimental deformations should not occur under the fatigue load spectrum depicting the entire lifetime usage of the aircraft. In the design phase, the fatigue life of the landing gear is estimated analytically by adopting the stress-based approach because the fatigue of aircraft landing gear is generally high-cycle fatigue. This utilizes S-N curves that are factored to produce design curves that account for the scatter and surface finish of the material. In the test and evaluation phases, a fatigue test should be conducted for full-scale landing gear to substantiate the fatigue design requirement in the end. In this study, the procedure for the fatigue test and evaluation of aircraft landing gear is presented with real application cases.

### 1. 서 론

착륙장치는 충격 완충장치(Shock Absorber)를 이용하여 항공기 착륙 시의 충격을 흡수하고, 지상에서는 이동, 감속, 정지 수단을 제공한다. 착륙 시의 충격을 흡수하는 방식에는 여러 가지가 있지만, 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. 항공기 전 수명기간을 모사하는 피로하중 스펙트럼 조건에서 균열 또는 유해한 변형과 같은 구조적 결함이 발생하지 않아야 한다. 착륙장치의 설계 단계에서는 해석적 방법을 통해 착륙 및 지상운용 하중을 구하고, 이를 피로해석에 적용하여 피로수명을 확인한다. 착륙장치는 수명 기간 중 일반적으로 고주기(High Cycle) 피로를 겪게 되므로, 피로해석 시 응력 기반의 접근 방법이 적용된다. 응력 기반의 피로해석 시에는 재료의 평균 S-N 선도에 표면 마

§ 이 논문은 대한기계학회 2011년도 추계학술대회(2011. 11. 2.-4., EXCO) 발표논문임

† Corresponding Author, lsw@kari.re.kr

© 2012 The Korean Society of Mechanical Engineers

감 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) 응력방법이나, Goodman 방법을 이용하여 고려한다.<sup>(1,2)</sup> 하지만, 최종적으로 착륙장치 피로 수명은 피로시험을 통해 입증하게 된다. 착륙장치 피로 시험에서는 통상적으로 4배의 운용수명에 해당하는 피로하중 스펙트럼에 대해 시험을 수행하여, 안전 수명을 입증한다.<sup>(3)</sup> 착륙장치 피로 수명 평가를 위해서는 착륙 및 지상운용 하중해석에서부터 피로해석, 피로시험에 이르기까지 전 과정이 유기적으로 결합되어 이루어져야 한다.

본 연구에서는 착륙장치 피로 수명 해석 및 시험에 필요한 세부 과정과 관련 기술을 실제 적용 사례와 함께 기술하였다.

## 2. 피로 수명 해석

### 2.1 착륙 및 지상하중 해석

착륙장치 피로 수명 평가를 위해서는 항공기 운용 수명동안 착륙장치에 작용하는 하중을 우선 정의해야 한다. 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 군사 규격서 등 적용 규정에 정의된 공식에 따라 산출한다.<sup>(4)</sup> 착륙 조건은 항공기의 중량 및 무게중심, 착륙속도, 착륙자세 등에 따라 수십-수백여 조합으로 구성될 수 있다. Fig. 1, 2는 중량 및 무게중심 영역선도와 착륙 자세의 예시이며, Fig. 3은 착륙 조건 별로 달라지는 시간에 따른 착륙하중 응답 곡선(Ground Load vs. Time)을 예로 나타낸 것이다.

### 2.2 피로하중 스펙트럼

착륙장치 피로해석에 적용하는 피로하중 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 지

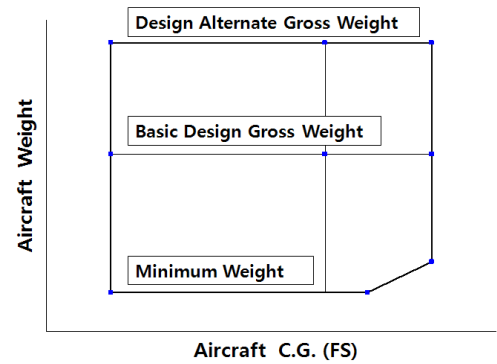


Fig. 1 Envelope of aircraft weight & C.G.

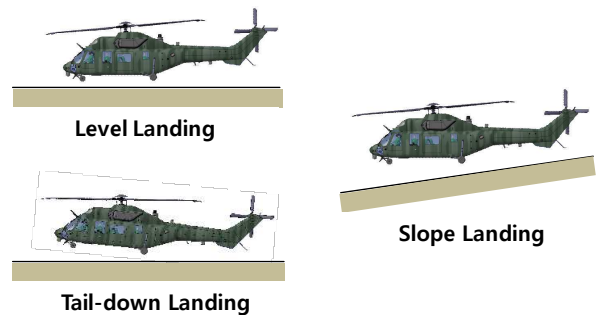


Fig. 2 Various landing attitude

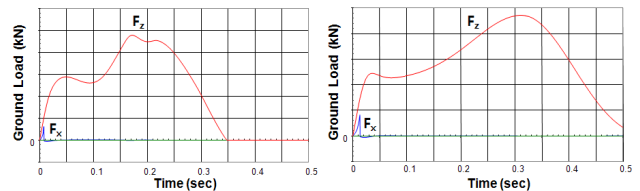


Fig. 3 Example of dynamic landing loads response (Ground Load vs. Time)

상 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. Fig. 4는 동적 착륙해석 결과를 착륙장치 스트로크에 따른 지면에서의 수직 및 수평 하중의 응답으로 나타낸 것이다. 피로하중 스펙트럼을 구성하기 위해서는 Fig. 4와 같이 연속적인 착륙장치 동적 하중응답을 이산화/단순화하는 과정이 필요한데, 이를 하중 배열(Load Sequencing)이라고 한다. Fig. 5는 동적 착륙해석으로부터 얻은 최대 수직 하중 값을 바탕으로 해당 착륙조건

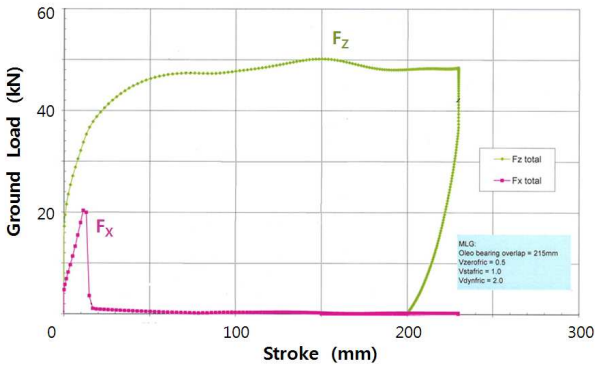


Fig. 4 Example of dynamic landing loads response (Ground Load vs. Stroke)

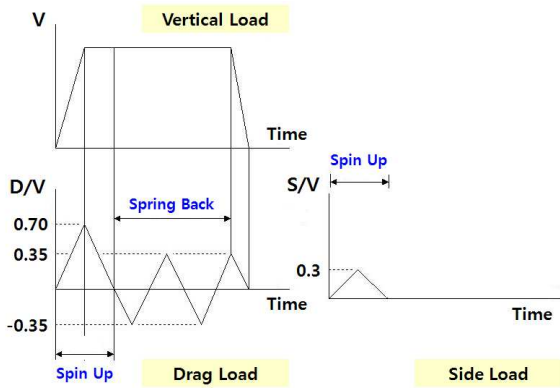


Fig. 5 Sequencing of landing loads

에 해당하는 하중 스펙트럼을 구성하는 하중 배열 과정을 나타낸 것이다. Fig. 5에 예시한 하중 배열에서, 수평 및 측면 방향 하중은 동적 착륙 해석으로부터 얻은 최대 수직 하중에 경험을 통해 결정한 상수를 각각 곱해서 결정하게 된다.

착륙장치 피로하중 스펙트럼은 다양한 착륙 및 지상하중 조건에 대해 구성된 각각의 하중 배열을 순차적으로 나열하고, 각 하중조건이 발생하는 빈도를 정의함으로써 구성이 완료된다. 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.

### 2.3 피로 수명 해석

#### 2.3.1 피로 취약 부위 선정

착륙장치 피로 수명 해석을 위해서는 주요 부품별 피로 취약 부위를 선정해야 한다. 구조물 형상이 단순하고 하중 경로가 단순한 부품의 경우 수 계산과 공학적 판단으로 비교적 쉽게 피로 취약 부위를 선

정할 수 있지만, 형상이 복잡하거나 하중 경로가 복잡한 경우 피로하중 스펙트럼의 대표적인 하중 조건에 대한 유한요소 해석을 통해 피로 취약 부위를 선정해야 한다. 수 계산을 통한 응력해석에는 국부적인 응력집중 효과를 고려하지 않은 공칭 응력 기준으로 마진을 산출하지만, 피로해석 시에는 국부적인 응력집중 효과를 고려해야 하므로 공칭 응력에 응력집중계수를 적용한 최대 응력을 사용한다. 유한요소 해석을 통해 구한 응력은 국부적인 응력집중 효과가 이미 고려되었으므로, 별도의 응력집중계수를 추가 적용하지 않는다.

#### 2.3.2 응력 전달함수 및 응력 스펙트럼

응력 전달함수는 작용 하중에 의해 발생하는 특정 위치에서의 응력 간의 관계식으로, 단위 하중(힘, 모멘트 등)에 대한 응력을 계산하고 이를 선형 조합하여 구성한다. 특정 위치(피로 취약 부위 등)에 대해 응력 전달함수를 구성하면, 피로 하중 스펙트럼 상의 모든 하중조건에 대한 응력은 선형 관계식으로 쉽게 계산할 수 있다. 착륙장치 축(Axle)과 같이 특정 응력 성분(굽힘 응력 등)이 지배적인 부품의 경우에는 해당 응력 성분에 대해서만 응력 전달함수를 구성한 후, 이를 피로해석에 바로 적용한다. 하지만, 복잡한 응력 상태에 있는 부품에 대해서는 모든 응력 성분별로 응력 전달함수를 구성하여, 피로해석에 사용한다.

피로하중 스펙트럼과 응력 전달함수를 이용하면, 특정 위치에서 항공기 운용수명 동안 발생하는 응력 이력을 계산할 수 있는데, 이를 응력 스펙트럼이라고 한다. Fig. 6은 피로하중 스펙트럼과 특정 위치에서의 응력 전달함수를 이용해 응력 스펙트럼을 구성하는 과정을 예로 나타낸 것이다.

#### 2.3.3 누적 손상 및 피로 수명 예측

부품의 피로수명을 해석적으로 예측하기 위해서는 재료별 피로특성을 표현한 S-N 선도가 필요하다. MIL-HDBK-5J, MMPDS-01 등의 재료 표준/규격서에서는 재료별 평균 S-N 선도를 제공하고 있는데, 착륙장치 피로수명 예측 시에는 평균 S-N 선도에 응력 계수(Stress Factor)와 수명 계수(Life Factor)를 적용한 설계 S-N 선도를 구성하여 사용한다. 설계 S-N 선도를 피로수명 예측에 적용하는 이유는 표면 마감과 표면 처리 등에 따른 재료의 피로특성 저하를 고려하기 위해서이다.

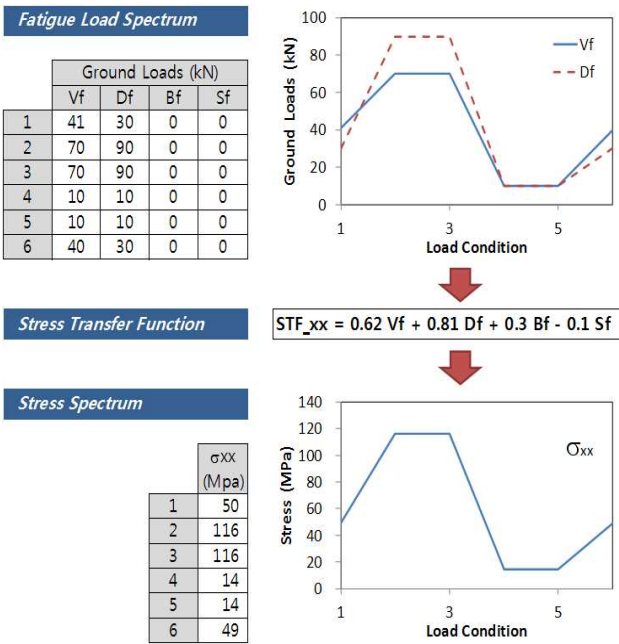


Fig. 6 Construction of stress spectrum

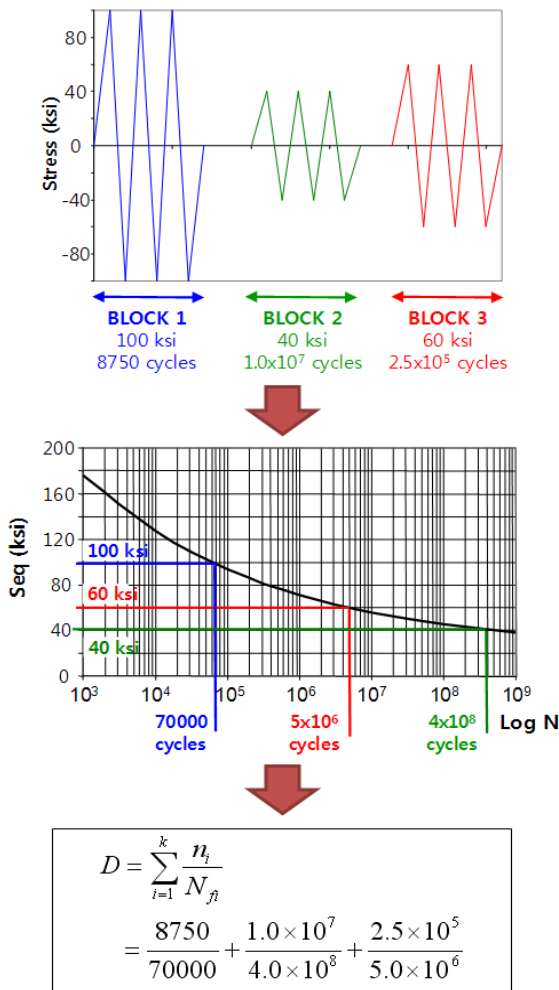


Fig. 7 Calculation of cumulative damage

앞에서 구성한 응력 스펙트럼과 설계 S-N 선도를 기준으로 Miner 법칙을 적용하면, 주요 부품의 피로 취약 위치 별로 수명기간 동안 예상되는 누적 손상과 피로수명을 예측할 수 있다. Fig. 7은 응력 스펙트럼과 설계 S-N 선도를 바탕으로 Miner 법칙을 이용해 누적 손상 값을 계산하는 절차를 나타낸 것이다.

### 3. 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.

#### 3.1 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 과정(Truncation)을 거쳐 결정하게 된다. 이렇게 결정된 피로 시험하중 스펙트럼을 사용하면, 설계하중 스펙트럼과 동등 이상의 누적 손상을 시험체에 부가하면서 동시에 피로시험 수행기간을 단축할 수 있게 된다.

Table 1은 착륙장치 피로시험에 사용된 시험하중 스펙트럼의 일부를 예로 나타낸 것이다. Table 1에서 각각의 행은 하중조건 및 작용 하중을 나타내며, 시험하중 스펙트럼은 이러한 각각의 하중조건 및 작용 하중들을 항공기 전 수명기간 중 예상되는 운용 시나리오를 고려하여 배열함으로써 구성된다. Table 1에 나타난 시험하중 스펙트럼의 경우 착륙, 심한 제동(Hard Braking), 우측 선회(Right Turning), 좌측 선회(Left Turning)

3회, 우측 선회, 지상 활주(Ground Taxiing) 순으로 하중조건과 각각의 작용 하중들이 배열되어 있다. 착륙장치 피로시험에서는 Table 1과 같은 시험하중 스펙트럼에 따라 시험조건 별 시험하중을 시험체에 부과하게 된다.

3.2 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 최대작용하중의 3배의 하중을 지지할 수 있도록 설계하는 것이 일반적이다. 중량 보상시스템은 시험체, 모조 휠, 유압작동기 등의 중량을 보상하는 역할을 한다.

Fig. 8은 시험에 사용되는 치구와 하중 부가 개념의 예를 나타낸 것이다. 유압 작동기를 통해 모조 휠 중심에 수직, 횡, 드래그 하중을 부가하며,

Table 1 Example of fatigue test load spectrum

Load Condition	Applied Loads [% of max. Fz]			
	D (Fx1)	B (Fx2)	S (Fy)	V (Fz)
Zero	0.0	0.0	0.0	0.0
LAN-BSNN-10-1	23.0	0.0	0.0	44.0
LAN-BSNN-10-2	-1.4	0.0	0.3	80.4
LAN-BSNN-10-3	-0.8	0.0	0.7	100.0
1G-Static-BSNN	-0.4	0.0	0.0	39.9
3BR-BSNN-080	0.0	29.2	0.0	37.2
1G-Static-BSNN	-0.4	0.0	0.0	39.9
TRN-BSNN-025R	-0.7	0.0	15.3	61.3
1G-Static-BSNN	-0.4	0.0	0.0	39.9
TRN-BSNN-025L	-0.2	0.0	-4.6	18.4
1G-Static-BSNN	-0.4	0.0	0.0	39.9
TRN-BSNN-025L	-0.2	0.0	-4.6	18.4
1G-Static-BSNN	-0.4	0.0	0.0	39.9
TRN-BSNN-025L	-0.2	0.0	-4.6	18.4
1G-Static-BSNN	-0.4	0.0	0.0	39.9
TRN-BSNN-025R	-0.7	0.0	15.3	61.3
1G-Static-BSNN	-0.4	0.0	0.0	39.9
TAX-BSNN-025-From	-0.3	0.0	0.0	29.9
TAX-BSNN-025-To	-0.5	0.0	0.0	49.9
1G-Static-BSNN	-0.4	0.0	0.0	39.9

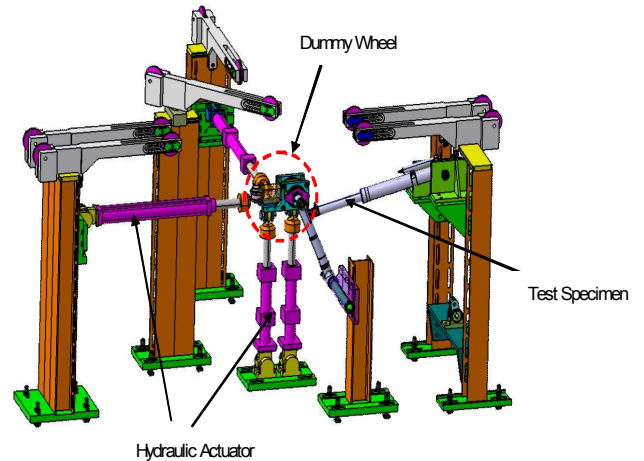


Fig. 8 Example of landing gear fatigue test rig

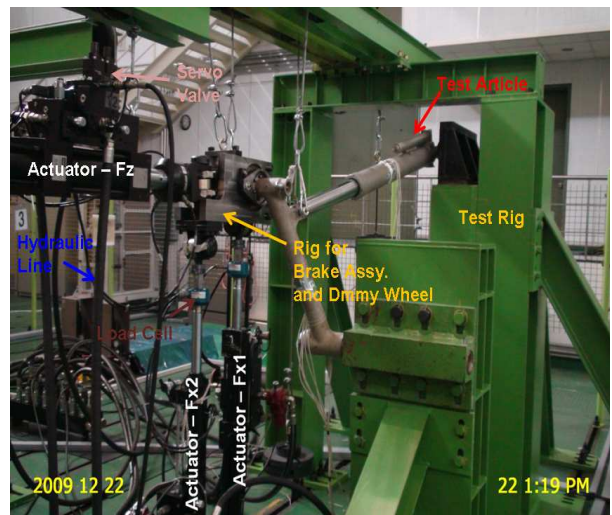


Fig. 9 Landing gear fatigue test set-up



Fig. 10 Load control system for fatigue test

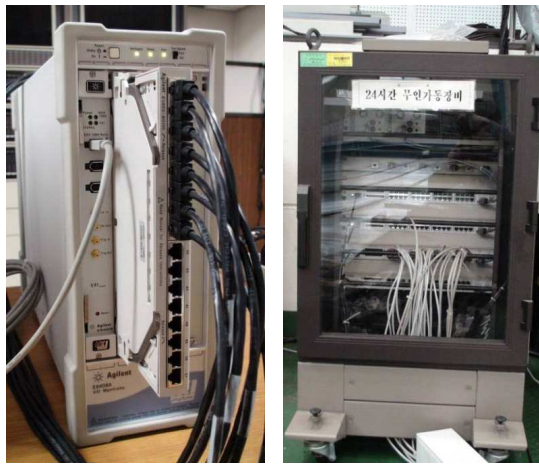


Fig. 11 Data acquisition system for fatigue test

모조 휠 하단에 브레이크 하중을 추가하기 위해 별도의 유압 작동기가 설치된다. 모조 휠에 추가된 하중은 모조 휠과 시험체 연결부를 통해 실제 작동장치 하중 경로에 따라 시험체로 전달된다. Fig. 9는 실제 작동장치 피로시험을 위한 치구 및 시험체 설치 장면과 주요 구성 요소를 나타낸 것이다.

### 3.3 시험 장비

피로시험을 위한 시험장비는 하중 제어장치(LCS : Load Control System)와 데이터 획득장치(DAS : Data Acquisition System)로 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 하중

에 해당되는 명령 신호(Command)와 로드셀에서 측정(Feedback)되는 실시간 시험 하중사이의 오차 신호(Error)를 이용해 유압작동기의 유량 및 압력을 제어하여 시험체에 원하는 하중이 가해지도록 한다. 피로시험 중 시험하중 외에 시험체의 변형률을 모니터링하기 위해서는, 시험체의 원하는 부위에 변형률 게이지를 장착하고 이를 데이터 획득장치에 연결해야 한다. Fig. 10과 11은 각각 작동장치 피로시험용 하중 제어장치와 데이터 획득장치의 예를 나타낸 것이다. 본 연구에서는 하중 제어장치로 미국 MTS 사의 Aero90-LT 하드웨어와 Aero-Pro 소프트웨어가 사용되었다. 또한, 데이터 획득 시스템은 미국 Agilent 사의 E1529A 스트레인 컨디셔닝 모듈 하드웨어와 MTS 사의 Aero-Pro 소프트웨어가 사용되었다.

### 3.4 시험 수행

작동장치 피로시험은 3.1절에서 구성한 피로 시험하중 스펙트럼을 4회 반복 수행하여, 작동장치가 안전 수명 구조임을 입증하게 된다. 일반적으로 1배 수명에 해당하는 피로시험이 완료될 때마다 시험체 분해 후 주요 부품들에 대한 비파괴 검사를 수행하여, 균열 또는 유해한 변형과 같은 구조적 결함이 발생하지 않았는지 확인한다. 본 연구에서는 비파괴 검사 방법으로 자분탐상 검사(MT : Magnetic Particle Testing)와 침투탐상 검사(PT : Liquid Penetrant Testing)를 부품별 재질에 따라 사용하였다. 강철 부품들에 대해서는 자분 탐상 검사를, 알루미늄 합금 부품들에 대해서는 침투 탐상 검사를 각각 적용하였다.

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. 피로시험 중 변형률 모니터링을 위한 스트레인 게이지는 작동장치 주요 하중 전달 경로 상의 부품들에 부착하는데, 본 연구에서는 총 15개의 단축 스트레인 게이지를 주요 부품 외부 표면에 부착하여 사용하였다.

Fig. 12는 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. Fig. 13은 시험체 주

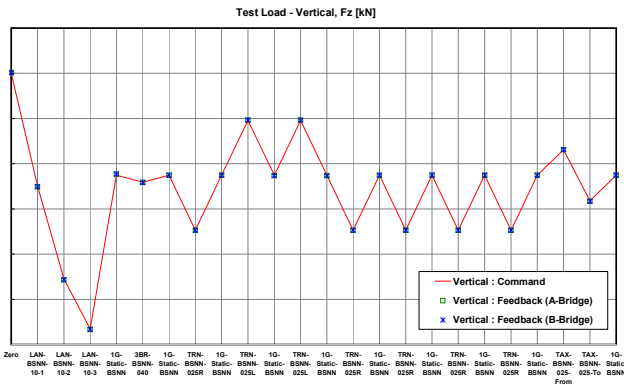


Fig. 12 Load survey for representative fatigue test load spectrum

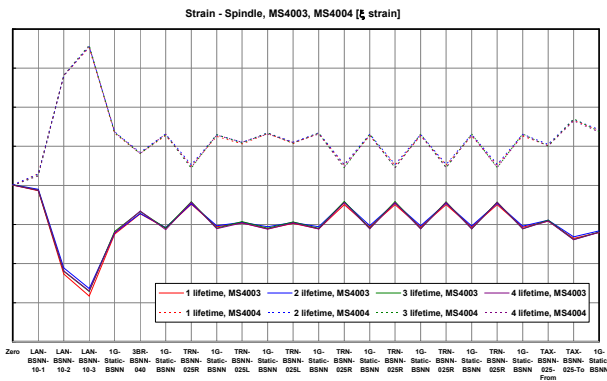


Fig. 13 Strain survey for representative fatigue test load spectrum

요 지점에서의 변형률을 1, 2, 3, 4배 수명시험 중 피로 시험하중 스펙트럼 상의 동일한 시점에서 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.

본 논문에서 사례로 제시한 착륙장치 피로시험 결과, 시험 수행 중 피로 시험하중 스펙트럼 상의 동일한 시점에서 측정/비교한 주요 지점의 변형률 값이 모두 유사하였으며, 4배 수명시험 완료 후 실시한 비파괴 검사 결과 균열 또는 유해한 변형과 같은 구조적 결함이 발생하지 않았다. 따라서, 해당 착륙장치는 항공기 전 수명기간을 모사하는 피로 시험하중 스펙트럼 조건에서 안전 수명 요구조건을

충족함을 알 수 있다. 착륙장치에 피로 사이징이 된 부품이 있는 경우 과대 설계 등 설계의 보수성과 추가적인 중량 절감 가능성을 확인하기 위해 4배 수명 시험 후 추가적인 피로시험을 수행하기도 하지만, 본 연구에서 사용된 착륙장치의 경우 모든 주요 부품이 정적 설계하중 조건에서 사이징되어 추가적인 피로시험은 수행하지 않았다. 착륙장치는 모든 부품이 피로 사이징되지 않고 정적 설계하중에서 사이징되었다고 하더라도, 피로시험을 통해 안전 수명을 입증하도록 관련 규격에서 요구하고 있다.

#### 4. 결론

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.

#### 후 기

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

#### 참고문헌

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