

항공기 착륙장치 진동시험

이성진*, 이승규*, 신정우*, 이상욱*, 김성찬*, 권준용**, 정상준**

*한국항공우주연구원

**국방과학연구소

e-mail:shell@kari.re.kr

Vibration Test of Aircraft Landing Gear

Seong-Jin Lee*, Seung-Kyu Lee*, Jeong Woo Shin*, Sang-Wook Lee*,

Sung-Chan Kim*, Jun-Yong Kwon** and Sang-Joon Chung**

*Korea Aerospace Research Institute (KARI)

**Agency for Defence Development (ADD)

요 약

항공기 착륙장치는 운용기간 중 진동환경에 노출되므로 제품 개발 시 진동환경에 대한 시험이 필요하다. 본 연구에서는 착륙장치 진동시험을 수행하기 위한 관련규격 분석, 시험절차 수립, 치구 준비 등의 시험준비 과정과 그에 따른 시험 수행 및 결과를 소개한다.

1. 서론

2. 진동시험

착륙장치는 항공기 이륙 시 충격하중을 흡수/소산하고 지상이동 시 항공기를 지지한다. 착륙장치 개발을 위해서는 기본적으로 낙하시험, 정적강도시험, 피로시험을 수행하며 강수, 강설, 모래/먼지, 진동 등의 환경시험 역시 수행한다.

Retractable 착륙장치는 항공기 이륙 후 Bay 내에 접혀있으며 착륙장치 펼침 현상을 방지하기 위해 Locking Mechanism에 의해 고정된다. 항공기 Bay 내에서 지속적인 진동환경에 노출된 착륙장치는 운행 중 펼쳐져서는 안되며, 착륙 시 Unlocking Mechanism이 원활히 작동되어 펼쳐져야 한다. 또한, 항공기 Bay 내의 지속적인 진동환경에서 착륙장치 내부 오일 등의 누유 및 구조물의 변형/손상이 없어야 한다.

이러한 요구조건들을 검증하기 위해서는 Bay 내에 접혀있는 형상의 착륙장치를 진동환경에 노출시키고 Locking/Unlocking Mechanism의 기능을 점검하고 누유 및 구조물의 변형/손상을 점검해야 한다.

본 연구논문에서는 진동환경에 노출된 군용 Retractable 착륙장치의 Locking/Unlocking Mechanism 기능, 누유 및 변형/손상을 점검하기 위한 진동시험 수행 방안을 제시한다.

2.1. 진동시험 규격(MIL-STD-810G)

진동시험 규격은 MIL-STD-810G[1]를 참고하여 프로펠러가 있는 항공기에 대한 진동 프로파일을 계산하였다. MIL-STD-810G[1]의 해당 장절에 제시된 진동주파수 f_0 는 항공기 블레이드 수와 RPM의 곱으로 이루어지고 f_1 은 $f_0 \times 2$, f_2 은 $f_0 \times 3$, f_3 은 $f_0 \times 4$ 이다. 진동 레벨 L_0 은 프로펠러가 있는 항공기의 값을 참고하여 f_0 에서 $0.1 \text{ g}^2/\text{Hz}$ 으로 시작하고 -6 dB/octave 으로 줄어든다. 그 내용은 Figure 1, Table 1과 같다.

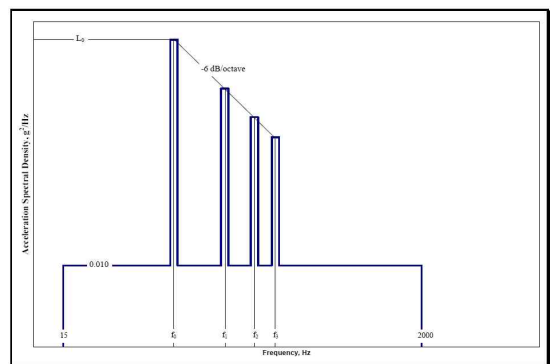


Figure 1 Vibration Profile

Table 1 Propeller aircraft vibration exposure

MATERIEL LOCATION 1/, 2/, 3/, 4/	VIBRATION LEVEL L ₀ (g ² /Hz)
In fuselage or wing forward of propeller	0.10
Within one propeller blade radius of propeller passage plane	1.20
In fuselage or wing aft of propeller	0.30
In engine compartment, empennage, or pylons	0.60
1/ For Materiel mounted to external skin, increase level by 3 dB.	
2/ f_0 = blade passage frequency (propeller rpm times number of blades) (Hz). $f_1 = 2 \times f_0$ $f_2 = 3 \times f_0$ $f_3 = 4 \times f_0$	
3/ Spike bandwidths are ± 5 percent of center frequency.	
4/ C-130 Aircraft 3 blade propeller - $f_0 = 51$ Hz 4 blade propeller - $f_0 = 68$ Hz 6 blade propeller - $f_0 = 102$ Hz (C-130J)	

2.2. 치구설계

진동시험을 위한 치구를 설계/제작하였다. 치구는 알루미늄으로 제작하였다. 치구설계 시 고려사항은 공진의 영향을 최소화하는 것이다. 가진 주파수와 치구의 고유진동수 비(Frequency Ratio)를 1에서 벗어나게 하기 위해 고유진동수를 일정 값보다 작거나 크게 해야 한다. 그러나 강도상의 문제로 인해 고유진동수를 작게 할 수 없어 스티프너 등으로 치구를 보강하며 고유진동수를 높였다. 또한 진동시험기에 장착할 수 있는 치구 및 시험체의 무게에 제한이 있어 고유진동수를 일정 값 이상 높일 수 없다.

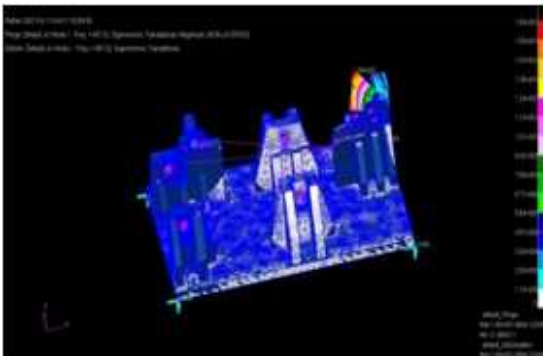


Figure 2 Test rig vibration analysis



Figure 3 Main Landing Gear Test Rig

2.3. 시험절차

좌측 주륜착륙장치와 전륜착륙장치에 대해서 진동 시험을 수행하였다. 주륜착륙장치는 항공기 중심면 (Center-Plane) 대비 좌/우 대칭이므로, 좌측 주륜착륙장치에 대해서만 시험을 수행하였다. 시험 장비는 LDS社의 V8-440을 사용하였다.

시험체에 대한 유압유 및 가스 서비싱을 시험 전 실시하였다. 시험체는 진동시험 전 수락시험을 수행하였으며 시험 전/후에 검사를 수행하여 Up-lock 풀림 여부 및 Locking 관련 부품의 심각한(기능을 상실한 만한) 손상 유무를 확인하였다. MIL-STD-810G[1]의 진동시험 프로파일의 허용오차(Tolerance)는 500 Hz 이하에서는 ± 3 dB이며, 500 Hz 이상에서는 ± 6 dB이다. 진동시험 시에는 입력한 진동프로파일의 Control 오차가 ± 3 dB이면 경고(Alarm)를, ± 6 dB이면 시험을 중지(Abort)하도록 설정하였다.

치구가 진동시험 시 착륙장치에 미치는 영향을 파악하기 위해 치구만 장착하여 진동시험을 수행하였다. 5분간의 치구 진동시험 완료 후 시험체에 대한 진동시험을 수행하였다. Figure 4는 주륜착륙장치의 X방향에 대한 진동시험이며 시험체를 진동시험기에 장착하고 X, Y, Z 방향에 대하여 각 1시간 동안 진동시험을 수행하였다. 장비 및 시험체 보호를 위해 진동수준을 최대 진동수준의 15%, 30%, 40%, 60%, 70%, 80%, 90%, 100%로 점진적으로 증가시켰다. 100%의 정상 진폭에 도달한 시점으로부터 1시간 동안 시험을 수행하였다. 전륜착륙장치 또한 주륜착륙장치와 같은 방법으로 시험하였다.



Figure 4 Test set-up for the MLG, X-axis vibration

2.3. 시험결과

시험체를 장착하지 않고 치구만 시험한 결과와 시험체를 장착하여 시험한 결과를 비교/분석하였다. Figure 5는 시체를 장착하지 않은 진동시험치구만의 진동시험 결과이고 Figure 6은 주륜착륙장치를 장착한 진동시험의 X축에 대한 진동시험 결과이다. 고주파수에서 관찰된 치구/시험체의 거동(Figure 6)은 치구만 시험했을 때 치구의 거동(Figure 5)과 유사하다. 따라서 Figure 6에 나타난 고주파수에서의 거동은 시험체 자체의 특성이 아닌 치구의 영향인 것으로 판단된다. Control은 진동 테이블에 부착한 2개의 가속도계(1, 2번 가속도계)의 평균값으로 진동 시험기 제어에 사용하였다. 시험치구에 붙인 2개의 가속도계(3, 4번 가속도계)는 Monitoring용으로 사용하였다. 주륜 및 전륜착륙장치의 진동시험 완료 후 Up-Lock의 풀림 여부 및 Hook와 Sleeve간의 접촉부위 손상여부를 육안검사 하였다. Up-Lock은 풀리지 않았으며 Locking 관련 부품의 심각한(기능을 상실할 만한) 손상이 없음을 확인하였다.

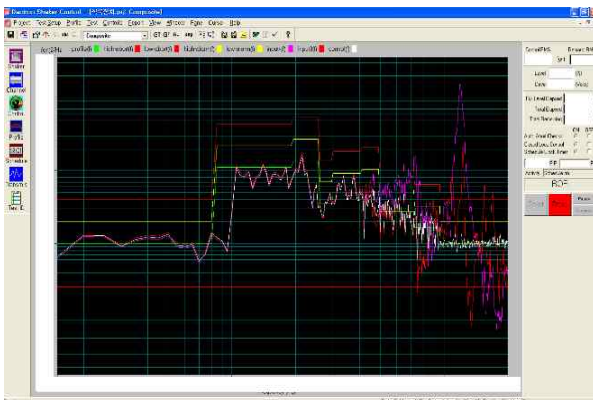


Figure 5 Test result for the MLG Rig, X-Axis

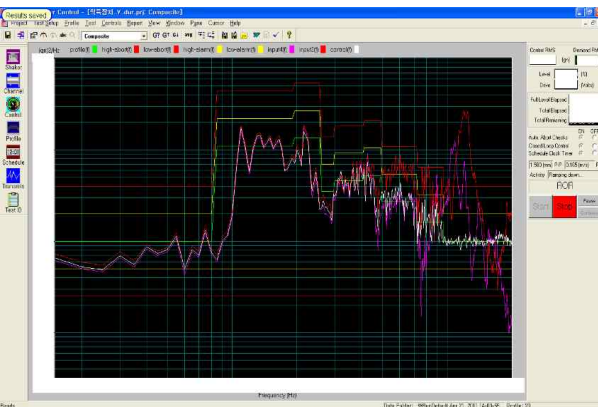


Figure 6 Test result for the MLG, X-Axis vibration

3. 결론

본 연구에서는 진동환경에 노출된 Retractable 착륙장치의 Locking/Unlocking Mechanism 기능, 누유 및 변형/손상을 점검하기 위한 진동시험 수행 방안을 제시하였다. 군용항공기 착륙장치 진동시험 수행을 위해서 MIL-STD-810G에 따라 가진 진동의 Profile을 정의하였으며 시험절차를 수립하였다. 또한 치구의 공진을 피하기 위한 치구의 고유진동수 해석을 수행하였다. 착륙장치 진동 시험의 상세한 분석을 위해서는 치구 자체의 진동시험을 수행하고 치구의 진동 특성을 분석하는 것 역시 중요함을 확인하였다.

후기

본 연구는 국방과학연구소 항공기 개발사업 수행결과 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

[1] MIL-STD-810G, Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests, Department of Defence, United States of America, 2008.