

항공용 마운트의 개발과 시뮬레이션

The Development & Simulation for the Isolation Mount installed in Aircraft

전 희 호†·박 재 민*·이 승 준*

Hee-Ho Jeon, Jae-Min Park and Seung-Joon Lee

(2009년 10월 7일 접수 ; 2010년 2월 26일 심사완료)

Key Words : Mount(마운트), Transmissibility(전달율), Recurdye(리커다인), Environment Test(환경시험), Vibration Test(진동시험), Shock Test(충격시험)

ABSTRACT

The mount which is used in military airplane should be operated in various situations such as vibration, shock and temperature. The recent mounts cost a lot and take much time to replace when they broke down. That's why new mount was produced in domestic by reverse engineering and the product has been proved its performance through environment test regarding vibration and shock. According to simulation of dynamic characteristics on vibration and shock, the result turns out to be similar to the result of the environmental test with an error of within 10 percent. As a result this research, a draft of the military aviation mount designing program is arranged.

1. 서 론

군 항공용 전자장비는 항공기 운용상에 발생할 수 있는 진동과 충격 등의 외부 환경에 노출되어 있기 때문에 마운트에 장착하여 항공기에 설치하게 된다.

현재 운용중인 군 항공기에는 Barry Controls(미)의 22721-1 마운트를 사용하여 왔으나, 고가이고 구매 기간 장기화로 생산성 저하 및 고장 시 유지보수가 어려운 단점이 있다. 이러한 이유 때문에 군 항공용 마운트에 대한 국산화 개발이 필요하다.

본 연구에서는 마운트의 물리적 특성과 장착 구조를 이용한 수동적(passive) 방진 설계 방식을 활용하여 기존 제품에 대한 역설계를 통하여 시제품을 제작하였다. 환경시험을 통해 시제품의 성능을

검증하고, 시뮬레이션을 통해 마운트의 응답 특성을 검증함으로써 군 항공용 전자장비 마운트의 적합성 여부를 확인하였다⁽¹⁾.

2. 마운트의 설계 개념

마운트 시스템은 Barry Controls사 제품과 동일한 사양을 갖도록 제작되었으며 Fig. 1과 같이 알루미늄 재질의 상·하부 프레임과 4개의 마운트로 구성되어 있다.

군 항공기에 탑재되는 전자장비는 마운트의 상부 프레임에 설치되며, 진동 및 충격과 같은 외부 하중에 의한 장비 파손 및 성능 불량을 방지하도록 설계된다.

항공용 마운트의 제원은 Table 1과 같이 구성되어 있으며, 장착되는 전자장비의 무게는 3.8 kgf이다.

시뮬레이션 및 성능검증 시험을 위해 마운트에 장착되는 전자장비(Fig. 2)는 실제 장비의 재질과 무게가 동일한 더미(Fig. 3)를 제작하여 활용하였다.

† 교신저자; 정회원, LIG넥스원 구미연구소
E-mail : hhj1029@lignex1.com
Tel : (054)469-8817, Fax : (054)469-8648
* LIG넥스원 구미연구소

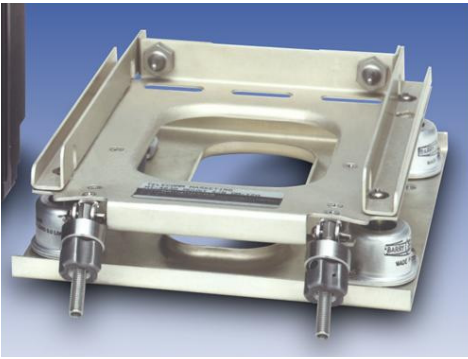


Fig. 1 Isolation mount



Fig. 2 Aerospace SRU with isolation mount

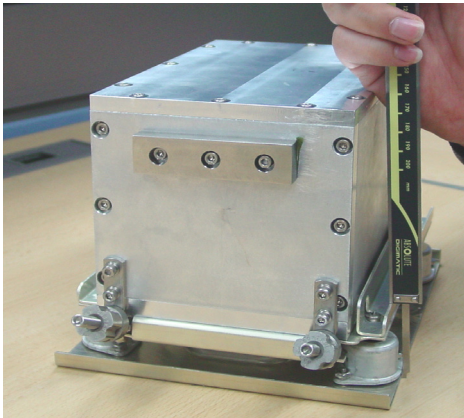


Fig. 3 Dummy of SRU

3. 환경 시험

전자장비 더미를 마운트에 장착한 후 항공용 환경시험조건에 따라 진동시험과 충격시험을 실시하였다²⁾.

시험 방법 및 규격은 항공용 전자장비에 사용되는 마운트에 적용하는 단품 규격인 MIL-C-172C 규격을 적용하였다³⁾. Table 2와 같이 진동시험 규격은 Z축을 120sec동안 5~55 Hz로 주파수를 균일하게 변화시키면서 양진폭 0.06 inch으로 단순 조화 가진한다. 충격시험 규격은 Z축으로 11 msec 동안 30 G, 반정현파(half sine파)로 충격을 가한다.

진동시험은 Fig. 4와 같이 Z축에 대해 전자식 진동

Table 2 Environment test method

Item	Method
Vibration test	3 Axis, 120 sec, 5~55 Hz Double Amplitude 0.06 inch
Shock test	3 Axis, 11 msec, 30 G

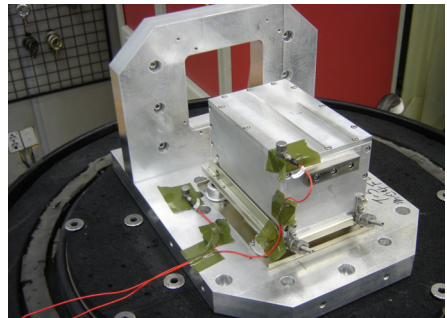


Fig. 4 Mount vibration test(Z axis)

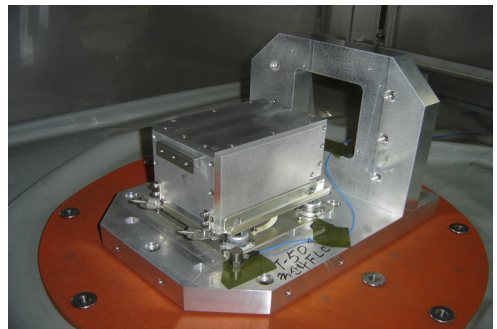


Fig. 5 Mount shock test(Z axis)

Table 1 Specification of mount components

Item	Materials	Remark
Upper frame	AL5052-H32, 1.6t	
Lower frame	AL5052-H32, 1.6t	
Mount	T22-AB-3 T22-AB-5	Barry Controls

시험기(V860)를 사용하였고, 충격시험은 Fig. 5와 같이 Z축에 대해 충격시험기(F-110-CHV -30-30)를 사용하였다.

Fig. 6은 진동 시험의 입력값/출력값에 대한 프로파일값이며, 이 그래프에서 마운트의 공진점이 27 Hz임을 알 수 있다.

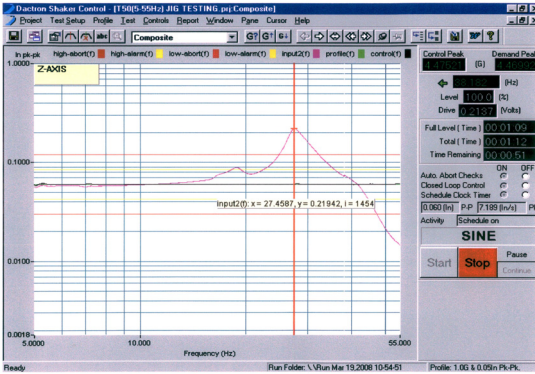


Fig. 6 Vibration test input/output profile(Z axis)

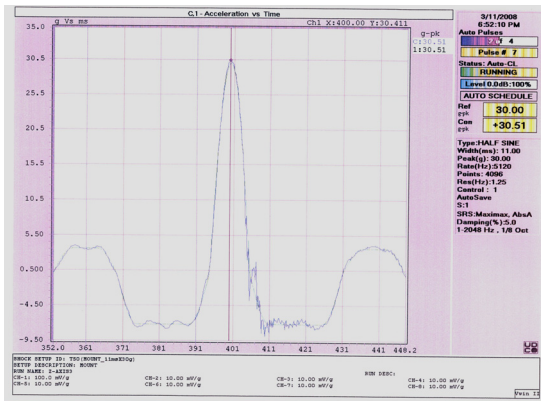


Fig. 7 Shock test input/output profile(Z axis)

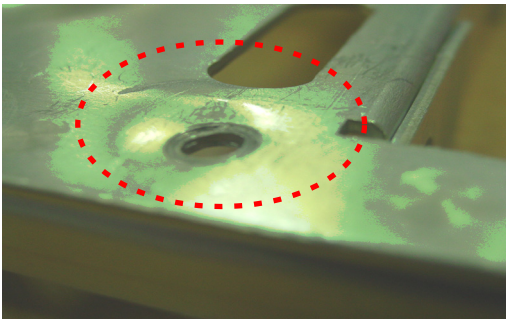


Fig. 8 Upper frame bending region

Fig. 7은 충격 시험의 입력값/출력값에 대한 프로파일값이다.

충격시험 결과 Fig. 8과 같이 마운트의 볼트 체결부위에서 휨 현상이 발생하였다. MIL-C-172C에 기초한 마운트의 충격 시험규격에는 국부적인 휨 현상은 허용하고 있으며, 마운트와 장비의 분리는 발생하지 않았으므로 이 시제품은 충격 시험 규격을 만족하는 것으로 확인된다.

4. 시뮬레이션

상용 동역학 해석 프로그램인 Recurdyn을 이용하여 대상 마운트 시스템을 Fig. 9와 같이 모델링하고, 시뮬레이션을 수행하였다. 그 결과를 실제 시험결과와 비교함으로써 환경시험 결과의 타당성을 검증하였다.

Recurdyn을 이용하여 시뮬레이션 함에 있어 구성품의 무게 정보는 프로그램상의 라이브러리를 이

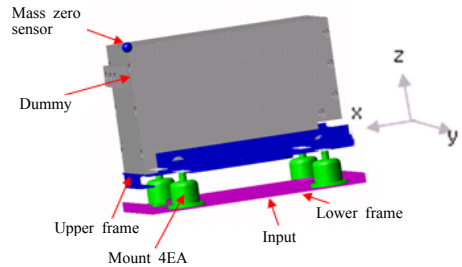


Fig. 9 Body information of Recurdyn model

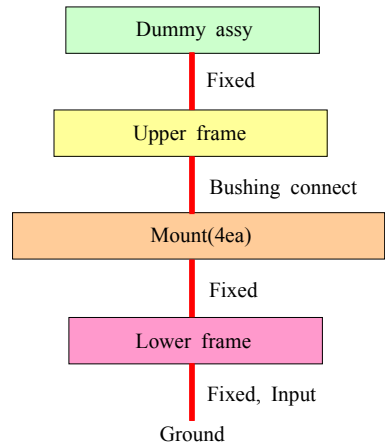


Fig. 10 Connection information of Recurdyn model

용하여 재질을 입력하였으며, 마운트의 실제 무게를 측정하여 수동 입력하였고, 센서부는 질량이 0인 출력 측정 센서로 조건을 설정하였다. Joint정보는 Fig. 10과 같이 각 구성품들을 실제 부품 체결상태를 고려하여 연결하였고, 상부 프레임과 마운트의 연결은 Fig. 11과 같이 부싱 연결로 처리하였다.

Fig. 13은 Recurdyn 프로그램의 근사다항식입력 방법이며, 이 방법을 이용해서 근사다항식 Fig. 14를 구현하였다.

부싱의 스프링 상수 K값은 마운트 카탈로그(Fig. 12)에 제시된 값을 이용하여 Fig. 13과 같이 근사다항식(spline data) 값으로 입력하였다⁽⁴⁾.

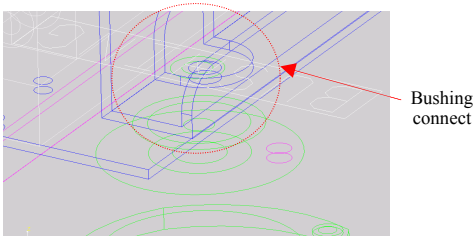


Fig. 11 Bushing connection(isolation with upper frame)

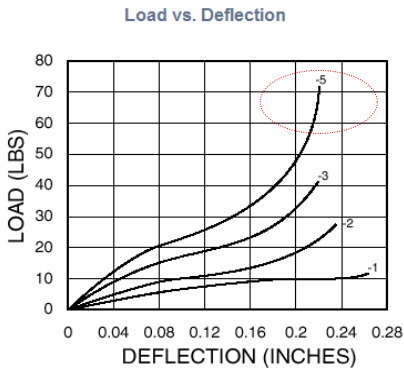


Fig. 12 K value of mount

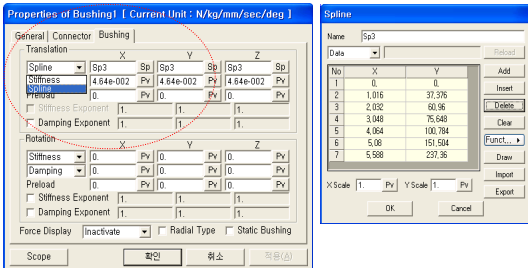


Fig. 13 Spline data input of Busing's K

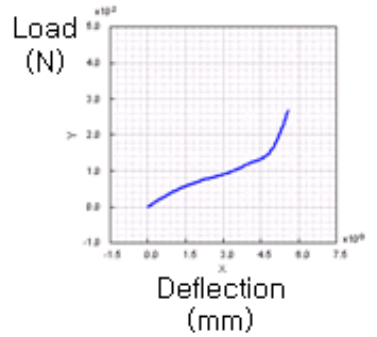
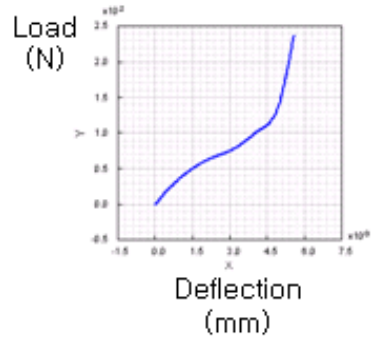


Fig. 14 K value of bushing

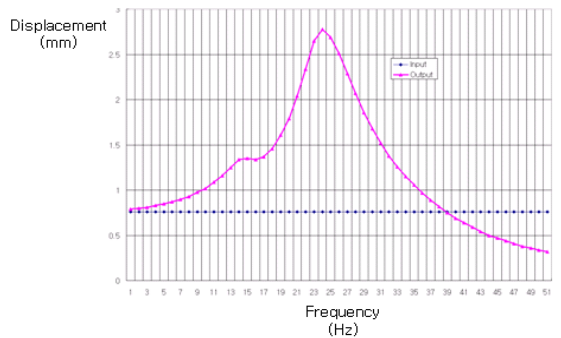


Fig. 15 Transfer efficiency mount(simulation result)

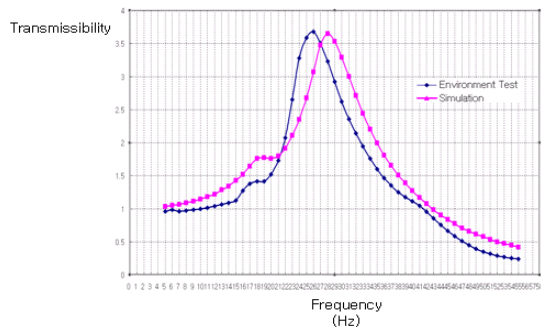


Fig. 16 Transmissibility comparison between test and simulation

진동시험 입력 값의 시뮬레이션 입력 함수는 환경시험 규격에 따라 다음과 같이 표현하였다.

$$Y=0.762 \cdot \sin(2\pi ft) \quad (1)$$

감쇠계수 C값은 임의 값을 입력하여 시행착오 방식으로 수행하여 Fig. 5의 진동시험 입출력 프로파일(Z축)과 가장 유사한 값을 보이는 적정한 값 0.05 N·sec/mm를 찾았다. 시행착오 방식에서 구한 C값을 모델에 입력하고 해석한 모델의 결과 값(Fig. 9의 질량 0인 센서부의 결과값)은 Fig. 15와 같으며, Fig. 5 진동시험 입출력 프로파일(Z축)과 비교하면 8% 정도의 오차를 보였다^(5,6).

Fig. 16에서 볼 수 있듯이, 시뮬레이션 값과 시험 값의 전달률 그래프의 경향이 유사하고, 공진점이 10% 이내의 오차 범위이므로, 시뮬레이션 모델이 실제모델을 잘 구현하고 있다고 판단할 수 있다.

진동 시뮬레이션에서 사용된 데이터를 활용하여 충격시험 시뮬레이션을 수행하였다. 환경시험 결과에서 마운트 체결부위에 휨 현상이 발생하였으므로 충격 시뮬레이션에서는 휨 현상이 발생한 상부프레

임의 응력 분포를 관찰하기 위해 Fig. 17과 같이 유한요소 모델로 구현하였다.

충격 시뮬레이션은 Z축에 대해서 11 msec 동안 최대 30 G의 가속도를 인가하는데, Recurdyn에서는 Fig. 7의 충격 입력 프로파일(Z축)의 데이터를 Fig. 18과 같이 구현하여 인가하였다⁽⁷⁾.

반정현파의 가속도를 인가한 결과 주요 관심부위인 마운트와 상부 프레임 체결부위에서 159 MPa의 응력집중이 발생하여 AL5052의 항복강도인 155 MPa를 초과하는 것을 확인하였다.

충격 시뮬레이션의 결과 마운트 체결 부위에서는 소성 변형의 가능성이 있음을 알 수 있다. 충격 시뮬레이션의 결과에서도 진동시뮬레이션의 결과와 마찬가지로 실제 모델과 시뮬레이션의 모델이 유사함을 검증하였다. 충격 시뮬레이션 결과와 환경시험 결과를 근거로 충격시험 후의 상부 프레임의 마운트 체결부위 휨 현상은 도입 제품의 설계상 국부적인 휨이 발생할 수 있는 현상임을 알 수 있고, 프레임과 마운트의 분리가 없었으므로 개발 마운트는 항공용 마운트로 적용 가능한 것으로 판단된다.

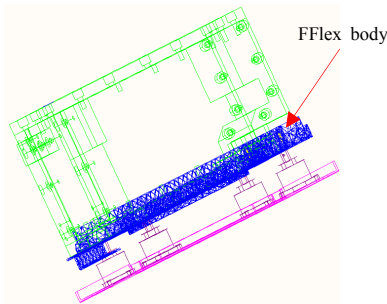


Fig. 17 Mount shock simulation model

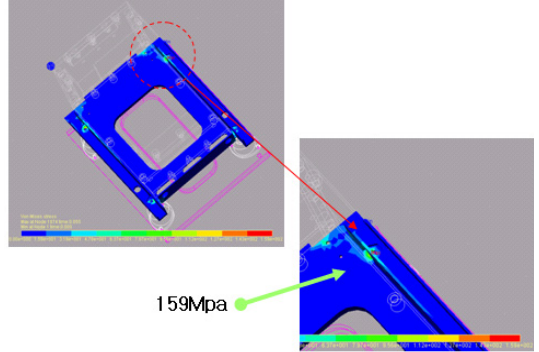


Fig. 19 Bending region(shock simulation)

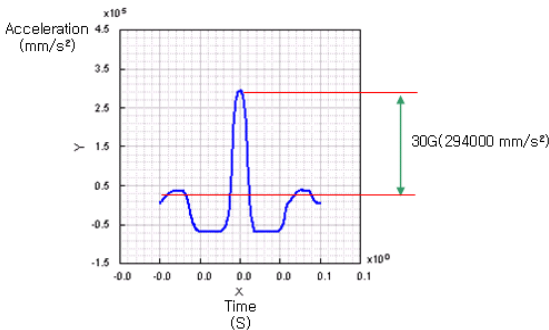


Fig. 18 Shock simulation input graph

기 호	질 별(°)	인장 시험			
		두께 mm	인장 강도 N/mm ²	항복 강도 N/mm ²	
A5052P	H12	0.2 이상	0.3 이하	215 이상 265 이하	-
A5652P	H22(°)	0.3 초과	0.5 이하	-	-
	H32	0.5 초과	0.8 이하	-	-
		0.8 초과	1.3 이하	-	155 이상
		1.3 초과	2.9 이하	-	155 이상
		2.9 초과	6.5 이하	-	155 이상
		6.5 초과	12 이하	-	155 이상

Fig. 20 Property of KS D 6701, A5052P-H32

5. 결 론

이 연구에서는 항공용 전자장비에 대한 방진용 마운트를 국내 제작하여 항공용에 적용하였으며, 기능적 신뢰성이 있는 마운트를 대상으로 모델링 과 시뮬레이션 기법으로 시뮬레이션과 실제 환경시험을 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 상용 도입 마운트를 역설계 하여 국산화 개발한 모델을 실제 환경시험을 통해 성능을 확인하였고 시뮬레이션 모델을 구축하여 진동, 충격 해석을 수행함으로써 국내 제작품의 결과의 정당함을 확인하였다.

(2) 5~55 Hz까지 가진 한 결과 시뮬레이션에서는 26 Hz에서 공진 발생하였으며, 시험결과는 28 Hz에서 공진이 발생하여 시뮬레이션 방법이 타당함을 알 수 있다.

(3) 동역학 해석 프로그램에서 모델링한 시뮬레이션 모델과 실제 모델의 유사성을 진동, 충격 시뮬레이션과 시험 해석 결과로 검증함으로써, 시뮬레이션 모델의 신뢰성을 확인하였다. 향후 개발하는 제품에 대한 환경시험 이전의 시뮬레이션 검증으로 제품 개발에 소요되는 비용 및 시간을 절약할 수 있다.

(4) 외부 환경에서 오는 외란의 크기를 조절하여 상용 마운트 등을 군 환경조건으로 적용할 수 있는 설계 프로세스를 구축하였다.

참 고 문 헌

- (1) Kwon, B. H., Kim, J., Kim J. C. and Seo, S. H., 2000, "Isolation Mount Design for the Combat Computer Console Installed in Surface Ship," Proceedings of the KSNVE Annual Spring Conference, pp.1772~1777.
- (2) MIL-STD-810E, 1989, "Environmental Test Methods And Engineering Guidelines."
- (3) MIL-STD-172C, 2001, "Case; Base, Mounting; And Mounts Vibration."
- (4) "Selection Guide for BARRY CONTROLS Isolators and Mounting Systems," Barry Controls.
- (5) "Engineering Handbook," Key Bellevills. INC.
- (6) Hunt, J. B., 1979, "Dynamic Vibration Absorbers," Mechanical Engineering Publications LTD London.
- (7) Harris, C. M., 1990, "Shock & Vibration Handbook," McGraw-Hill Handbooks.