

항공기용 착륙장치 핸들의 진동 특성 개선에 관한 연구

강구현^{1,†} · 안종무¹

¹국방기술품질원

Study on Vibration Characteristic Improvement of Aircraft Landing Gear Handle

Gu Heon Kang^{1,†}, Jong Moo Ahn¹

¹Defense Agency for Technology and Quality

Abstract

The landing gear (L/G) handle of an aircraft is an essential piece of equipment for aircraft take-off and landing. The bracket in the landing gear handle was fractured during a vibration test when developing the landing gear handle. This paper summarizes the vibration test procedures performed during landing gear handle development. A cause analysis, design improvements, and verification results of the fault in the vibration test are also provided.

초 록

항공기 구성품인 착륙장치 핸들은 항공기 이·착륙 시 착륙장치 작동을 위한 핵심적인 장비이다. 착륙장치 핸들의 개발을 위한 진동시험 중 착륙장치 핸들 내부의 브라켓 파손 현상이 발생하였다. 따라서 본 논문에서는 착륙장치 핸들 개발 시 수행한 진동시험 절차와 진동시험 중 발생한 결함사항에 대한 원인 분석, 설계 개선사항 그리고 검증 결과를 함께 기술하였다.

Key Words : Aircraft(항공기), Landing Gear Handle(착륙장치 핸들), Landing Gear Control System(착륙장치 제어 시스템), Vibration Test(진동시험), Fracture(파손)

1. 서 론

항공기 구성품(LRU, Line Replacement Unit)은 구성품의 기능뿐만 아니라 항공이라는 특수한 환경의 노출 속에서 견디며 올바르게 작동하기 위한 높은 신뢰성이 요구된다. 특히 항공기의 엔진, 각종 펌프류, 기총 그리고 공기역학적 특성에 의한 진동으로부터, 항공기 구성품은 내구성을 확보하여야하며 진동 시험 수행을 통해 내구성을 입증 및 검증해야 한다. 항공 선

진국인 미국의 경우, 군수분야에서 1960년대부터 군수품 환경시험을 위한 표준인 MIL-HDBK-810G[1]를 발간하면서 항공기 체계와 그 구성품에 대한 진동규격을 제정하여 이를 준수하도록 하고 있으며, 민수분야의 경우에도 1970년대부터 항공탑재장비에 대한 환경조건 및 시험절차 표준인 DO-160[2] 발간하면서 진동 시나리오에 대해 내성을 입증하도록 하고 있다. 국내의 경우, KF-16 면허생산을 시작으로 T-50 항공기 개발 등을 거치면서 진동 영향에 대한 중요성을 인식하여 항공기 진동 시험에 관한 연구들이 진행 되었다.[3,4]

본 논문에서는 군용항공기 랜딩기어 핸들의 신뢰성 검증을 위하여 항공기 기총 발포 시 유발되는 진동에

관한 발포진동 시험을 모사하였으며, 이에 대한 진동 시험 방법 및 그 결과를 기술하였다. 또한, 시험 중 발생한 브라켓 파손의 원인 규명과 개선을 위해 구조해석을 수행하였고, 해석 결과를 바탕으로 브라켓 설계 변경 및 변경된 형상으로 진동 시험을 반복 수행 하였다. 이를 통해 랜딩기어 핸들은 항공기의 발포진동에 대한 진동 특성이 개선되었으며 구성품 신뢰성이 향상되었음을 입증하였다.

2. 시험대상 및 조건

2.1 시험대상

본 논문에 사용된 구성품은 항공기 조종실에 장착되는 랜딩기어 핸들이며, 이·착륙 과정에서 착륙장치(Landing Gear)를 작동시키는 작동장치 중 하나이다.

랜딩기어 핸들은 핸들 조립체, 비상버튼, 연결기 등으로 구성되어 있으며, 전면에 착륙장치의 접힘·펼침을 위한 핸들 조립체와 비상시 핸들 작동을 위한 비상 버튼(Emergency Button)이 있고, 후면에는 전기신호 출력을 위한 연결기가 장착되어 있다. Fig. 1은 랜딩기어 핸들의 형상을 나타낸다.

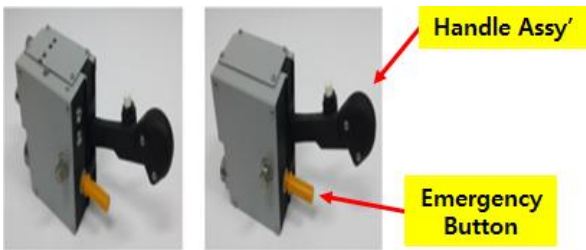


Fig. 1 Configuration of Landing Gear Handle

2.2 시험조건 및 절차

발포 진동에 대한 신뢰성을 확인하기 전, 기능점검을 통해 구성품의 정상작동 여부를 확인하고 기능에 이상이 없을 경우, 진동시험기의 웨이커(Shaker)에 시제품을 장착하여 기충 발사를 모사한 진동 프로파일을 적용한다. 이때 사용되는 진동 프로파일은 Sine On Random 형태의 진동 프로파일로 임의의 진동레벨 수준에 사인파를 부과하여 구성품에 진동을 가하게 되는데, 시제품의 장착형상을 기준으로 X축, Y축, Z축 중 한 방향으로 1시간동안 진동 프로파일에 노출시킨다.

Fig. 2는 시제품에 가해지는 발포진동 프로파일을 보여준다. 프로파일의 좌측 축은 임의의 진동레벨 수준을 나타내기 위한 PSD(Power Spectral Density) 단위이고, 우측 축은 사인파의 진동 수준을 나타내기 위한 피크 단위이다. 각 축 방향으로 진동 노출 중 구성품 작동의 이상여부를 확인하기 위해 항공기 신호체계를 모사하는 시험 장비를 연결하여 랜딩기어 핸들의 전기적 신호를 확인하였다.

하나의 축에 대하여 1시간의 진동 시험 후 구성품에 Fig. 3와 같이 진동측정센서를 부착하여 45 Hz에서 500 Hz까지 해당 축 방향으로 Sine Sweep를 실시하면서 취약한 공진주파수를 찾아낸다. Table 1에 명시한 주파수 범위에서 공진 주파수 또는 영향을 미치는 뚜렷한 주파수에 대해서 10분간 진동을 가하는 시험을 실시한다. 만약 뚜렷한 주파수를 찾을 수 없는 경우에는 해당 주파수 범위의 중앙값을 사용한다. 이는 기충 발포 상황이 특정 주파수의 사인파와 유사하다는데 착안하여 발포 진동이 구성품에 직접적인 영향을 미칠 수 있는지에 대해 알아보기 위함이다.[1,5]

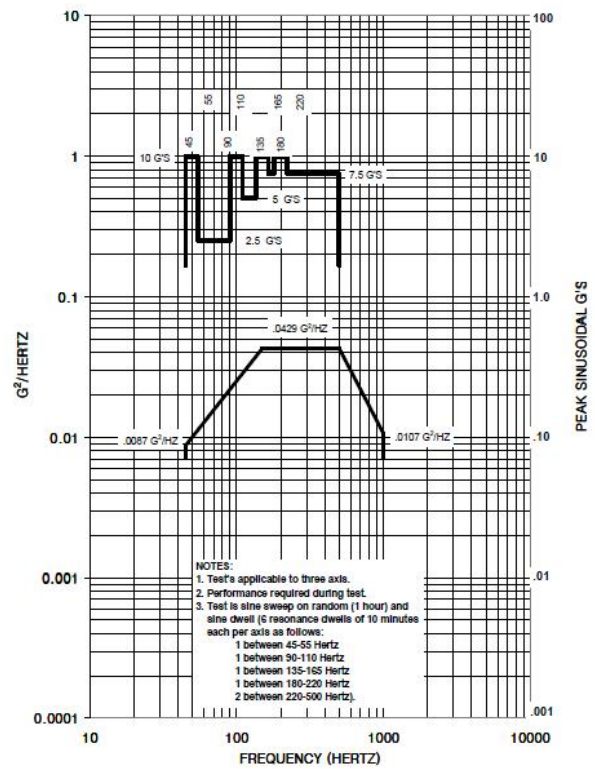


Fig. 2 Combined Random and Sinusoidal Vibration Test Profile

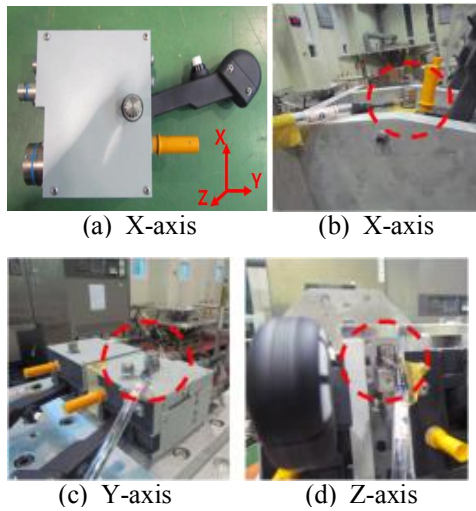


Fig. 3 Instrumented Sensor Positions to Measure Six-Resonance Dwell Frequencies

Table 1 Frequency Sets of Six Resonance Dwells

Frequency (Hz)	Freq. Number(s) to be tested	Sinusoidal Peak Amplitude
45 ~ 55	1	10G
90 ~ 110	1	10G
135 ~ 165	1	10G
180 ~ 220	1	10G
220 ~ 500	2	7.5G

한 축에 대한 Sine On Random 시험과 6개의 사인파 진동시험 이후에는 시제품의 외관에 문제점이 없는지 육안으로 검사하고 구성품 기능점검을 통해 성능에 문제가 없는지 확인한다. 이후 나머지 축에 대해 위의 과정을 반복 수행한다. 최종 시험 이후에는 최종 육안검사 및 기능점검을 통해, 항공기 발포진동에 대한 내성 여부를 최종 확인하게 된다. 결함 발생 시에는 해당 문제점을 개선하여 재시험을 수행하여야 한다.

3. 최초 시험수행 및 파손원인분석

3.1 시험수행 조건

랜딩기어 핸들의 발포진동 시험을 위해 Fig. 3과 같이 구성품을 설치하였으며, 온도와 상대습도는 $21 \pm 5^\circ\text{C}$, $52 \pm 10\%$ 의 조건이었다. 시험 장비는 Table 2에 명시되어 있으며, 설정 조건은 Table 3과 같고, 시험수행의 축 순서는 Y축, Z축, X축이다.

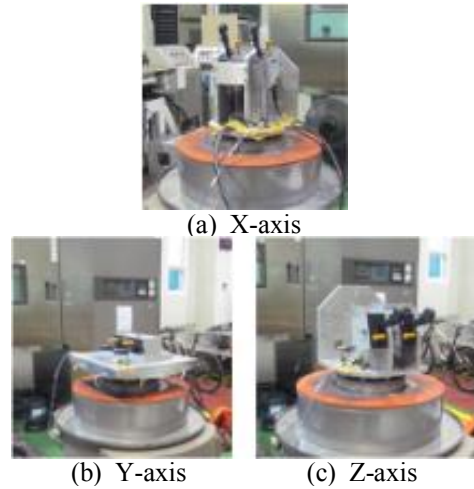


Fig. 4 Test Setup Configuration of Landing Gear Handle

Table 2 Vibration Test Instruments

Equipment	Type	Serial Number
Vibration Tester	Shinken/G-0215NS	SG-4589
Accelerometer	Shinken/V11-101S	0817
Accelerometer	Shinken/V11-101S	1039

Table 3 Vibration Test Instruments

Test type		Sine on Random	
Frequency		45 ~ 1,000 Hz	
Test period		1 hour per axis	
Test axis		X-Axis, Y-Axis, Z-Axis	
Acceleration Input			
ZONES	Random Vibration	PSD Level (gn ² /Hz)	Frequency (Hz)
gn	General	0.0087	45
		0.0429	135
		0.0429	500
		0.0107	1,000
	gn r.m.s level	2.13 gn r.m.s	
Sinusoidal Vibration	Center Freq. (Hz)	Peak sine (gn)	
	50	10	
	72.5	2.5	
	100	10	
	122.5	5	
	150	10	
	172.5	7.5	
	200	10	
360	7.5		

3.2 시험 결과 및 파손 원인 분석

Y축에 대한 진동시험 수행 결과, 랜딩기어 핸들이 기능점검 시 작동하지 않아 시험을 중단하고 고장탐구와 원인분석을 수행하였다. 구성품 분해 결과, 솔레노이드를 고정시켜주는 브라켓의 밴딩부가 파손된 것을 Fig. 5와 같이 확인하였다.

브라켓 파손의 원인 분석을 위해 NASTRAN을 이용하여 구조해석을 실시하였다. 진동시험 시 Y축 방향으로 브라켓에 일정한 부하를 가하는 조건과 브라켓의 재질정보(SPCC)를 입력한 후, 구속이 이루어지지 않은 상태로 가정하여 해석을 수행하였으며 해석결과를 바탕으로 변형에 취약한 부분이 밝은 색상으로 표시되도록 하였다.

Figure 6은 솔레노이드 브라켓의 파손이 발생한 위치 중 용접부에 5kgf의 일정한 부하를 가하여 선형 정적 분석을 수행하여 출력된 응력 스트레스 분포 결과이다. 해석결과를 살펴보면 Fig. 5(b)에 표시한 절단선과 유사한 형태로 취약 부분이 나타났으며, 가장 취약한 부분의 최대 응력이 $1,011.8 \text{ N/mm}^2$ 로 나타났다. 이는 소재의 인장강도가 270.0 N/mm^2 이므로 파손이 발생하였으며, 해석과 실제결과가 일치함을 확인할 수 있으며, 시험에서 나타난 절단선과 유사한 영역의 주변부가 외부의 힘에 취약하며, 쉽게 변형될 수 있음을 보여준다.



Fig. 5 Failure of Solenoid Bracket by Gunfire Vibration Test

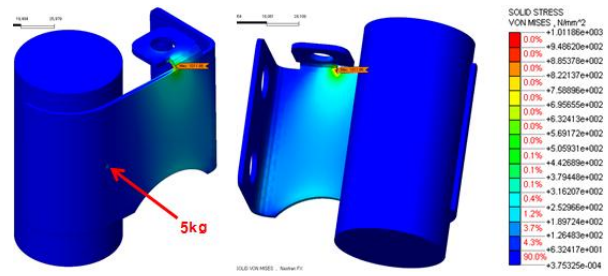


Fig. 6 Result of Linear Static Analysis for Initial Bracket Configuration

4. 설계변경을 통한 결함 개선

4.1 설계 변경시 고려사항

진동 시험 및 분석결과는 대상 구성품이 기충 발포 진동에 취약하다는 것을 보여준다. 이를 해결하기 위해, 진동에 취약한 내부 솔레노이드 브라켓을 아래의 사항을 고려하여 설계 변경을 수행하였다.

- (1) 솔레노이드 지지 안정화
- (2) 중량 증가 최소화
- (3) 진동 영향 최소화
- (4) 외력에 따른 효과적인 응력 분산

4.2 변경된 형상 및 분석결과

4.1에서 고려한 (1), (2) 사항을 반영하고자 Fig. 7(b)와 같이 솔레노이드 브라켓의 형상을 변경하였다. 최초 브라켓 형상인 Fig. 6(a)에서는 브라켓이 솔레노이드를 일부만 지지하도록 설계되어 있지만, Fig. 7(b)의 경우 브라켓이 솔레노이드 전체를 감싸는 형상으로 설계하여 보다 안정적으로 지지하도록 하였다. 또한 설계변경으로 인한 중량 증가를 최소화하면서 인장강도를 향상시키기 위해, 브라켓의 재질을 Table 4과 같이 SPCC에서 SUS304로 변경하였다. 이후, 수정된 브라켓 형상으로 동일한 조건에서 구조해석을 수행하였으며 그 결과는 Fig. 8에서 확인할 수 있다. 브라켓에 10kgf의 일정한 부하를 가할 경우, 변경 전의 브라켓과 마찬가지로 밴딩 부분에서 최대응력이 집중되었으나, 변경 전 형상에서 발생한 응력의 15.3%에 해당하는 275.0 N/mm^2 의 응력이 발생하는 결과를 나타내었다.

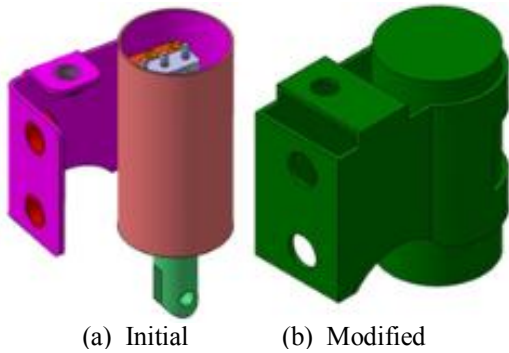


Fig. 7 Difference between Initial and Modified Bracket

Table 4 Material Comparison

Material Type	Element Composition(%)	Tensile strength (N/mm ²)
SPCC	C: ~0.15 Mn: ~0.60 P: ~0.05 S: ~0.05	270
SUS304	C: ~0.15 Mn: ~2.00 P: ~0.045 S: ~0.30 Ni: 8.00~10.00 Cr: 17.00~19.00	520
Accelerometer	Shinken/ V11-101S	1,039

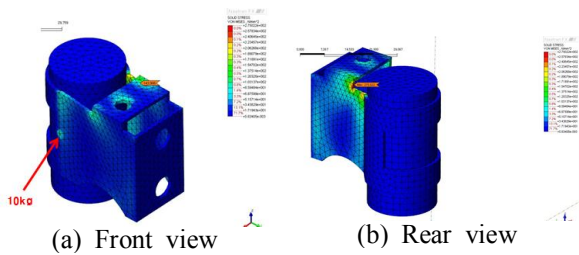


Fig. 8 Result of Linear Static Analysis for Modified Bracket Configuration

이어서 4.1에서 언급한 (3), (4)를 설계에 반영하기 위해 Fig. 9와 같이 솔레노이드 브라켓과 동일 재질의 흔들림 방지 브라켓을 추가적으로 적용하여 진동 떨림 방지와 응력을 분산시켰다. 흔들림 방지 브라켓의 효과를 확인하기 위해 랜딩기어 핸들 하우징에 두 브라켓이 장착된 조건으로 해석을 수행하였고, 그 결과는

Fig. 10과 같다. 분석 결과는 힘이 가해지는 부분 115.9 N/mm²의 응력을 제외하고 고른 응력분포를 보여주었으며, 흔들림 방지용 브라켓이 솔레노이드 브라켓 밴딩부의 응력 분산에 효과가 있음을 확인할 수 있었다.

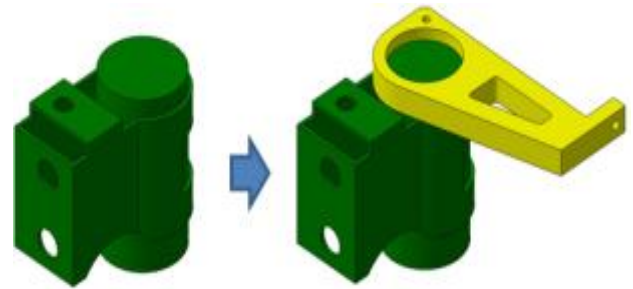
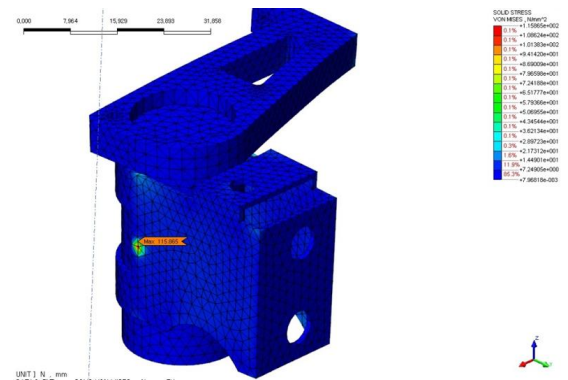
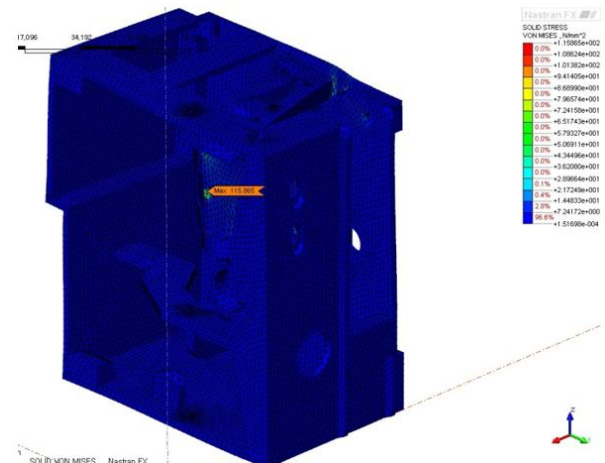


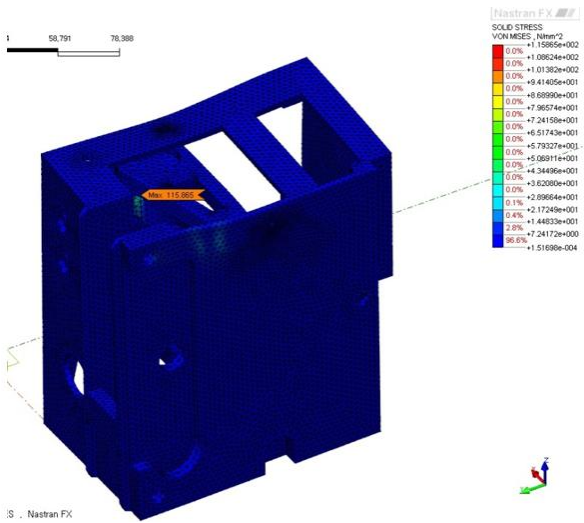
Fig. 9 Additional Bracket Installation for Shaking Prevention



(a) Partial View



(b) Front View of Integrated Configuration



(c) Rear view of integrated configuration

Fig. 10 Result of Linear Static Analysis for Final Integrated Configuration

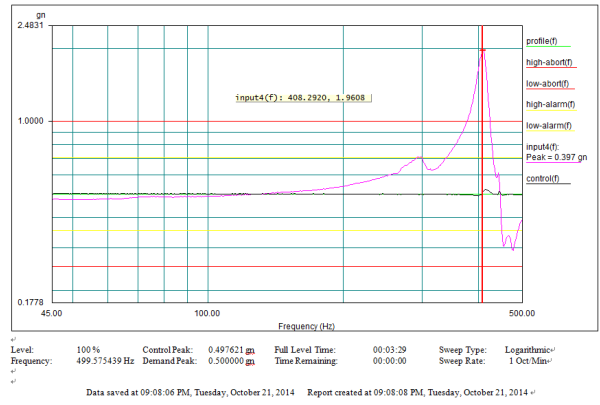
5. 재시험 수행

5.1 재시험 수행 조건

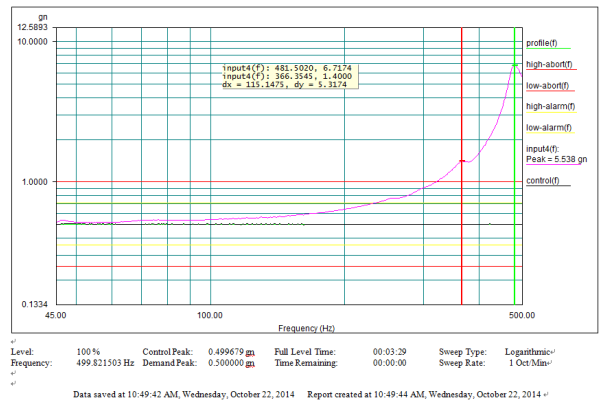
4장에서 설계변경이 항공기 발포 진동에 적합하지 않음으로 규명하기 위하여 변경 전 형상과 동일한 시험조건으로 재시험하였다.

5.2 재시험 수행 결과

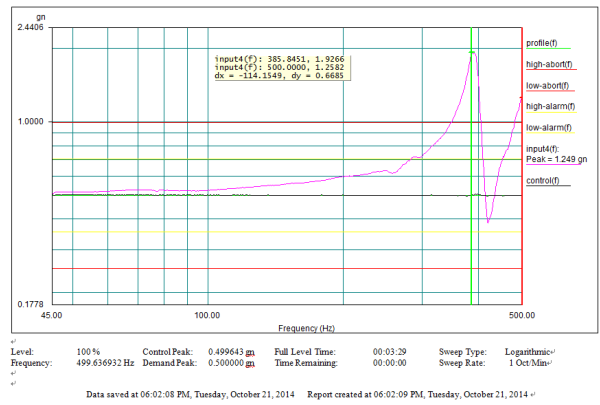
재시험 수행 결과, 최초 형상에서 실패한 Sine On Random Y축과 함께 모든 축에서 1시간 동안 노출된 후에도 외관 및 성능에 문제점이 발견되지 않았다. 이때, 솔레노이드의 흔들림을 최소화 하여 하우징 접촉부의 응력을 최소화하기 위해 브라켓 추가 적용하였다. 브라켓 추가 적용으로 발생된 최대 응력은 115.8 N/mm^2 이며, 이는 소재의 인장강도가 520.0 N/mm^2 이므로 4.49의 안전율을 확보하였다. 또한 각 축의 Sine On Random 시험 이후 Table 1에 명시된 주파수에서의 공진 주파수를 찾고 해당 주파수에 일정한 크기의 사인파를 가하는 시험을 수행하였다. Fig. 11은 각 축에서의 45 ~ 500Hz 공진 탐색 결과 그래프이며, 해당 탐색결과를 바탕으로 산출된 Table 5의 값을 시험장비에 입력하여 진행하였다. 이후 구성품의 최종 육안점검 및 기능점검을 통해 구성품에 이상이 없음을 확인하였다.



(a) X-axis



(b) Y-axis



(c) Z-axis

Fig. 11 Results of Searching Resonance Frequency per Each Axis

Table 5 Test Input for Six Resonance Dwells

Axis	Test Frequency (Hz)	Acceleration Amplitude (G)	Test Duration
X	50	10	10 Min. per each frequency
	100	10	
	150	10	
	200	10	
	385.8	7.5	
	500	7.5	
Y	50	10	
	100	10	
	150	10	
	200	10	
	408.3	7.5	
	500	7.5	
Z	50	10	
	100	10	
	150	10	
	200	10	
	366.3	7.5	
	481.5	7.5	

6. 결 론

군용항공기는 다양한 운용환경에 직면할 수 있으므로, 탑재되는 구성품 또한 노출환경을 고려하여 탑재 전에 신뢰성을 확인하여야 한다. 그중에서도 발포진동의 경우, 항공기 임무수행 중에 필연적으로 발생하며 그 진동의 강도 또한 강력하기 때문에 반드시 수행해야 하는 신뢰성 시험 중 하나이다.

본 논문에서는 군용 고정익 항공기 조종실 내에 탑재하기 위해 개발 중인 랜딩기어 핸들의 발포진동 노출에 대한 신뢰성을 실험적으로 입증하기 위해 발포진동 시험을 수행하였으나, 시험 중 시제품의 내부 부품이 파손되었다. 이러한 문제점의 원인을 파악하고 이를 해결하고자 구조해석을 활용하였으며, 해석결과를 바탕으로 파손된 부위의 구조를 변경하였다. 마지막으로, 변경된 시제품 형상에 대한 유효성을 입증하고자 동일조건에서 재시험을 수행하였으며 이후 육안점검 및 기능점검을 통해 최종적으로 이상이 없음을 확인하여 변경된 랜딩기어 핸들의 신뢰성이 향상되었음을 실험적으로 입증하였다.

본 논문에서 도출된 결과는 향후 다른 항공기 구성품의 개발 및 신뢰성 시험 시 참고 사례가 될 것으로

기대된다.

References

- [1] USAF, "MIL-STD-810 Environmental Test Methods for Aerospace and Ground Equipment", *Department of the Air Force*, Jun 1962
- [2] RTCA, "DO-160 Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment", *Radio Technical Commission for Aeronautics*, Feb 1975
- [3] H. J. Yoo. and K. H. Byun. and K. Y. Park., "The Ground Vibration Test on an Aircraft and FE Model Update," *Journal of KSNVE*, vol. 8, no. 4, pp. 690-699, Aug 1998
- [4] K. H. Byun. and C. Y. Park. and J. H. Kim., "Ground Vibration Test of KF-16D," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 33, no. 5, pp. 41-49. May 2005
- [5] D. H. Cho. and C. Y. Park. and J. H. Kim., "Evaluation of Vibration Test Severity by FDS and ERS,," *Proceedings of ISMA*, pp. 1725-1735. 2010