

미사일 발사체 포드의 진동 및 충격 안전성 검증에 관한 연구김만달^a, 홍성욱^{b*}, 현종훈^a, 김동국^a, 이승준^a**Vibration and Shock Safety Verification for Missile Launcher Pod**Man-Dal Kim^a, Seong-Wook Hong^{b*}, Jong-Hoon Hyun^a, Dong-Kook Kim^a, Seung-Jun Lee^a^a LIGNEXI, 354-25, Sanho-daero, Gumi, Gyeongbuk-do, 730-703, Korea^b Department of Mechanical System Engineering, Kumoh National Institute of Technology,
61, Daehak-ro, Gumi, Gyeongbuk-do, 730-701, Korea**ARTICLE INFO***Article history:*

Received	29	December	2014
Revised	25	March	2015
Accepted	23	May	2015

Keywords:

MANPAD
Launcher pod
Cup-mount isolator
Shock impact pulse
Low pass filter

ABSTRACT

The launcher pod for missiles capable of carrying a range of different warheads has been designed to be mounted on the tracked vehicle of the hybrid weapon system (HWS). In the development of this launcher pod, its structure was designed to be resilient to damage caused by shock and vibration, as well as preventing assembly errors due to the spring-back of the main composite cover and interfacing parts. This study investigated the design of the newly developed launcher pod, with its hybrid composite-metal structure, through simulation and experiment. Both simulation and actual experiments showed that the structure of the launcher is resilient to vibration and shock. The launcher pod was also subjected to vibration and shock tests to verify its performance.

1. 서론

MANPAD (MAN portable air defense)로 개발된 한국형 휴대용 대공유도무기는 2인이 1조로 운용되며, 한 명은 휴대용 대공유도무기를 운반하고, 다른 한 명은 발사대를 운반·설치하는 역할을 하게 된다. 최근 이 무기를 기존 배치되어 운용되고 있는 대공포 궤도 차량에 장착함으로써, 대공포 및 휴대용 대공유도무기를 혼합하여 운용할 수 있도록 복합무기체계(HWS, hybrid weapon system) 형태로 개량하고, 사람이 직접 설치·운용하던 무기체계에서, 유도탄을 박스 형태의 발사체 포드에 설치하여 자동으로 운용할 수 있도록 개량 개발된 바 있다^[1]. 이 개발과정에서 한 발씩 운용되며 사수의 육안 식별에 의한 표적탐지 방식이었던 기존 방식을 두 발을 한꺼번에 장착하여 독립적으로 운용이 가능한 형태로 발전

되었다. 또한, 재충전이 가능한 대용량 가스공급장치를 추가함으로써, 반복 운용할 수 있도록 하였으며 기존 무기체계에서 운용 중이던 전자광학식 표적탐지장치와 정밀구동장치 등과의 연동을 통하여 무기체계의 교전능력을 크게 향상시켰다.

한편 사람이 직접 휴대하고 작전지역으로 이동하던 형태에서 궤도 차량 위에서 무기를 운용할 수 있도록 관련된 모든 장치 및 구성품들을 발사체 포드에 장착하여 이동하기 때문에 장비의 운용 환경이 전혀 다른 환경에 놓이게 되었다. 특히, 열악한 노면 상태에서 원거리를 수송하는 과정에서 발생하는 진동과 대공포 사격에 따른 충격 등 외부환경에서 기인하는 진동 및 충격에 대한 신뢰성을 요구하게 되었다. 가혹한 작전환경에서 운용할 수 있도록 외부 몸체가 복합재로 제작되어온 발사체 포드는 재료 특성에 따른 체결 면의 휨 현상과 체계 조립 시 불편사항을 고려, 금속재를 포함한 형태

* Corresponding author. Tel.: +82-54-478-7344
Fax: +82-54-478-7319

E-mail address: swhong@kumoh.ac.kr (Seong-Wook Hong).

로 재설계되었으며 이에 따른 구조적 안정성에 대한 검증이 요구되어왔다.

본 논문에서는 작전 환경에서 운용될 수 있도록 신규 설계·개선된 발사체 포드의 구조에 대해 운용 환경에서 받을 수 있는 진동 및 충격에 대한 안전성을 검증하였다. 이를 위하여 기존의 장치의 문제점을 검토하고 이를 개선할 수 있는 방안을 제시하였으며 검증을 위해 전산 모델링 및 실험을 실시하였다. 특히 모델에 대한 검증을 통해 그 타당성을 확인함으로써 해석의 신뢰성을 확보하였다. 모델링 및 해석을 통해 개선된 발사체 포드가 운용 기준에 적합함을 확인하였고 이에 대한 진동시험 및 환경시험을 실시하여 최종 검증을 실시하였다.

2. 구조설계 및 해석

2.1 발사체 포드

발사체 포드는 사람이 수동으로 한국형 휴대용 대공유도무기를 한 발씩 발사대에 장착하여 운용하던 것을 Fig. 1과 같이 대공포 궤도형 차량 양쪽에 2발씩 장착하고 작전 환경에 따라 자동으로 전·후방 마개를 개폐하여 발사할 수 있도록 개발되었다. 이 장치는 대용량 가스공급장치를 장착하여 여러 번 반복적으로 운용할 수 있으며, 표적 교전을 위한 사격 통제도 가능하도록 한다.

2.2 발사체 포드 형상 개선 설계

발사체 포드는 휴대용 대공유도무기를 안전하게 운용하기 위해 내부에는 알루미늄 프레임 조립체로 구성되어 정밀 가공 및 주요 구성품들이 조립할 수 있도록 배치하고, 외부는 복합재를 이용하여 외부 환경으로부터 구성품들을 보호하는 것뿐만 아니라 구조적 강도를 높일 수 있도록 제작하였으며, 대공포 체계와 연결되는 역할을 담당하며, 체계와의 정렬은 하부 6개와 측면 2개의 진동 충격 절연기인 컵 마운트(cup mount)가 조립되는 면을 기준으로 정렬을 하도록 구성되어 있다.

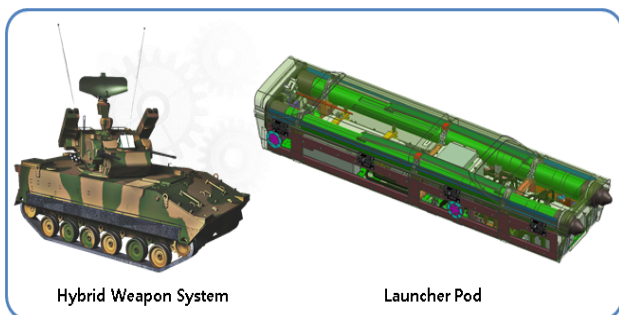


Fig. 1 Hybrid weapon system and the launcher pod

그러나 체계와 연결되는 하부 복합재는 그 길이가 길고 두께가 얇은 발사체 포드의 구조적 특징으로 인해 스프링백에 의한 체계 정렬면의 틀어짐이 크게 발생하였다. 특히, 체계 정렬 불량 시 하부 복합재의 컵 마운트 조립면을 재가공하기 위해 전체구조물을 분해하고 수정 후 재조립 및 정렬 확인하는 등, 체계정렬을 검증하는 시간이 증가하였고, 복합재 가공 실패 시 복합재 하부 케이스 전체를 새로 만들어야 하는 문제점으로 인해 금액적 손실이 크게 발생할 수 있어, 체계 정렬 시간 단축이 가능하고, 정렬 실패 시 금전적 손실을 최소화할 수 있는 구조적 보완이 필요하였다. 따라서, 체계와 조립이 되며 정렬의 기준면이 되는 부위를 스프링백이 쉽게 일어날 수 있는 복합재 대신 정밀 가공이 가능하고, 정렬 실패 시 복합재 전체 교체가 아닌 금속 고정판만 교체가 가능한 형태로 개선했다. 이를 통해 체계 정렬 시 금속 고정판을 동시에 정밀 가공하여 기준면을 맞추고, 발사체 포드에 조립 후 정렬을 검사하여 체계 정렬 시간을 단축하였고, 체계 정렬 불량 시에도 금속 고정판만 교체할 수 있어 손실비용을 최소화할 수 있게 되었다. 또한, 컵 마운트 체결 부위는 외란 발생 시 체계에서 전달되는 진동 및 충격을 직접적으로 받는 곳이므로, 응력이 집중되는 것을 최소화하기 위해 두께도 키우고, 모서리 부위에 라운드를 추가하였다. Fig. 2는 발사체 포드의 개선 전·후 형태를 보여주고 있다.

2.2.1 진동/충격 절연을 위한 절연기 적용

발사체 포드는 궤도형 차량에 장착하여 운용되는 무기체제로 수송 및 대공포 사격 시 발생하는 진동과 충격을 측정하고, 이를 기초로 하여 MIL-STD-810 규격을 수정하여 적용되었다. 발사체 포드를 체결할 때는 수송 및 사격에 의한 진동/충격 등에 의한 문제를 줄이기 위해서 컵 마운트형의 절연기를 사용하였다^[1]. 채택된 절연기는 내부가 금속 고정판으로 이루어져 완전 이탈은 발생되지 않는

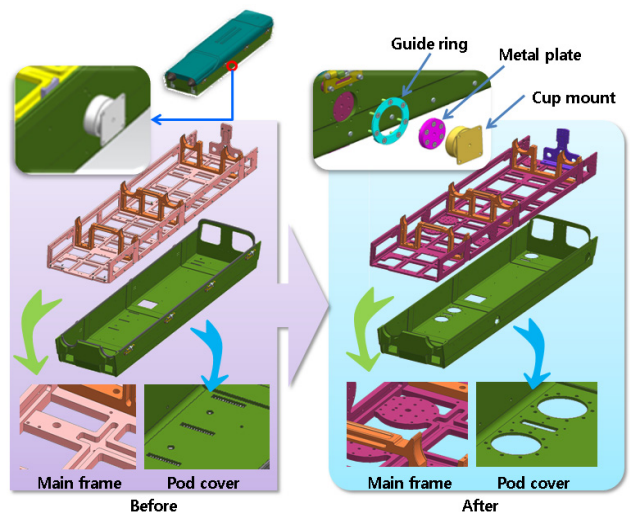


Fig. 2 Structural modification for the launcher pod

형태로서 각종 군용 제품에 적용되고 있으며 그 형상 및 특징은 Table 1과 같다. 또, 그 강성은 Fig. 3 및 식 (1)을 이용, 계산하여 활용하였다^[2,3].

$$f_n = 3.13 \sqrt{\frac{k}{W}} \quad (1)$$

여기서 f_n 은 고유진동수이며 k , W 는 각각 강성 및 하중을 의미한다.

2.2.2 모델 단순화 및 고유진동수 확인

형상이 복잡하고 다수의 구성품으로 이루어진 발사체 포드에 대해 구조 안전성 및 내진동/내충격 관련 설계 검증을 위해 모델 단순화를 통한 전산해석을 수행하였다. 본 연구는 내부 구성품 각각의 특성보다, 발사체 포드 전체 구조의 안전성 및 동적 특성에 초점을 맞추어 진행되었다. 따라서 휴대용 대공유도무기는 더미 형태로 단순화하였고, 나머지 구성품은 같은 질량을 갖는 집중 질량으로 모델링 하였다. 또한 절연기가 연결되는 부분은 볼트로 체결되기 때문에 볼트 체결로 모델링 하였고, 컵 마운트 형태의 절연기는 부쉬(bush) 요소를 이용하여 단순화를 하였다. 선택된 절연기는 각 축

방향으로 1:1의 강성 비율을 가지고 있어 각 축별로 동일한 값을 적용하였다. Fig. 4은 구조해석을 위해 만들어진 모델을 보여주고 있고, Table 2에서는 모델 단순화한 유한요소 모델의 내용을 간략하게 나타내고 있다.

2.2.3 강제응답해석을 통한 설계 검증

절연기는 부쉬 요소를 적용하고, 감쇠 계수는 제조사에서 제공하는 카탈로그를 통해 최대 8%를 적용하였으며, 전체 시스템의 강제 응답 해석은 수송 진동 주파수 범위 내에서 실시하였다.

Table 3에는 해석 구간에서의 등가모드질량(modal effective mass)^[4,5]을 보여 주고 있는데 고려된 모드만으로 99.9% 이상인 것이 확인되고 있으므로 추가적인 모드를 고려할 필요가 없음을

Table 2 Summary of CAE model

Type	Specifications
Total number of element	1,188,566
Total number of nodes	1,855,319
Number of rigid link elements	52
Number of bush elements	8

Table 1 Specifications of cup mount isolator

Type	Specifications
Natural Freq.	20~45 Hz
Resilient element	Hi-Damp, Universal Black Elastomer, Natural Rubber
Transmissibility at Resonance	4 max. (Hi-Damp Silicone) 6 max. (Universal compound) 10 max. (Natural Rubber)
Benefit	Provides protection in all directions Axial to radial stiffness 1:1 Meets safety requirements of MIL-E-5400 (30G 11 msec half sine pulse)

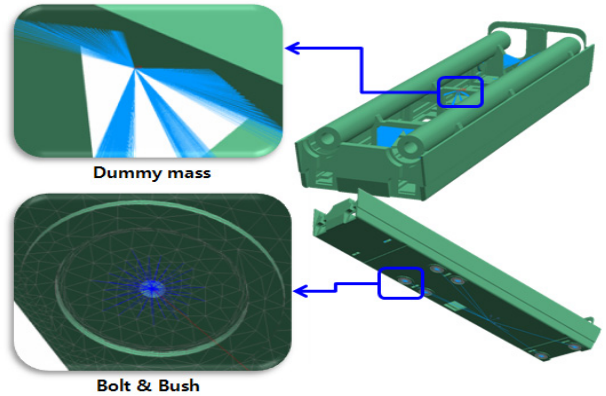


Fig. 4 Simplified geometry for CAE analysis

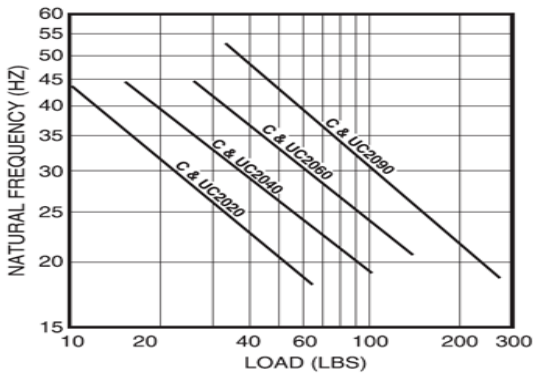


Fig. 3 Characteristics of isolator

Table 3 Modal effective mass

Mode	Freq. (Hz)	Modal effective mass (%)					
		X	Y	Z	RX	RY	RZ
1	20.65	58.67	1.921	14.76	6.715	71.82	3.84
2	25.35	1.404	28.23	15.25	68.46	1.534	2.44
3	29.47	0.447	2.827	1.494	10.95	0.930	79.35
4	30.93	23.63	13.19	62.46	4.313	14.48	0.325
5	35.35	4.11	53.80	2.249	8.261	1.830	14.29
6	60.30	11.68	0.014	3.696	1.151	9.375	0.035
7	139.20	0.00	0.00	0.01	0.08	0.00	0.00
8	143.50	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
Total effective mass		99.95	99.99	99.91	99.94	99.97	99.94

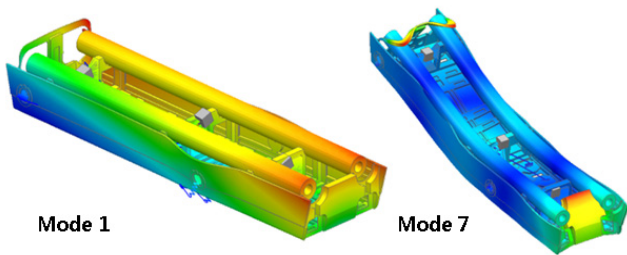


Fig. 5 Mode shapes of the launcher pod

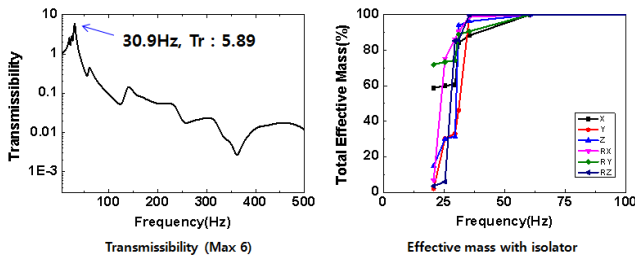


Fig. 6 Transmissibility and mode participation

확인할 수 있다.

1~6차 모드의 기여도가 10% 이상으로 나타나고 있으며 7차 이상의 모드는 모드기여도가 거의 없음을 알 수 있다. 계산된 모드 형태를 보면 Fig. 5에서와 같이 1~6차 모드는 발사체 포드 전체의 움직임이 주로 발생하는 것을 확인할 수 있다. 즉, 절연기에 의한 강제모드가 주 모드로 나타나고 있어 강제모드가 발사체 포드 전체의 진동을 담당하는 것을 의미한다.

체계 운용 시 가장 큰 영향을 주는 Z축 방향에 대한 1차 고유진동수는 4차 모드에서 발생한 것을 확인할 수 있고, Fig. 6에서 Z축 방향의 전달률이 30.9 Hz에서 최대 5.89인 것을 확인할 수 있는데, 이는 제조사에서 제시한 최대 전달률 6과 거의 유사한 것을 확인할 수 있다. 사격 및 기능 충격 시 구조물의 안전성을 확인하기 위해 충격에 대한 해석을 실시하였는데, 사격 충격값은 실제 측정 시 체계에 전달되는 양이 크지 않아 기능 충격값을 이용하여 그 영향을 확인하였다. 적용된 절연기는 진동 및 충격 환경에서 적용 되는 것으로서 충격에 대한 절연은 시스템의 고유진동수와 충격파형 주파수의 비율을 통해 확인할 수 있다. Fig. 7은 감쇠가 0인 상태에서의 톱니형충격펄스(saw tooth shock pulse)에 대한 충격 절연구간을 나타내었는데, 감쇠 값이 적용이 되면 충격파형 주파수와 고유진동수의 비율 R이 1 근처로 충격 절연 구간이 증가되는 것을 확인할 수 있다⁶⁾. 계산 결과로 약 0.68이 얻어졌으며, Fig. 8에서 보는 바와 같이 40 g의 입력에 대하여 형상 변경 전/후 최대 31.11 g 이하로 나타나므로 모두 충격값이 감소하는 것을 확인할 수 있다.

충격 시 발생하는 최대 응력을 Fig. 9에 비교한 결과 개선 전 형상은 내부 프레임 모서리 부위에서 217.9 MPa이 발생한 것으로

$$R = \frac{\text{Natural frequency of the structure}}{\text{Frequency of the shock pulse}}$$

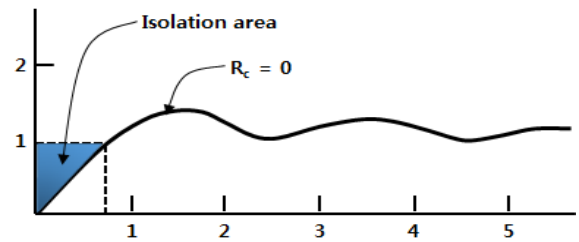


Fig. 7 Response of a SDOF system

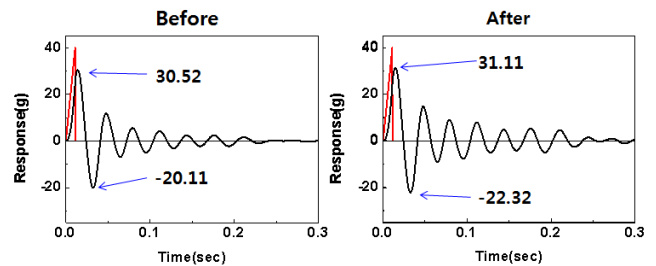


Fig. 8 Response to sawtooth shock impulse

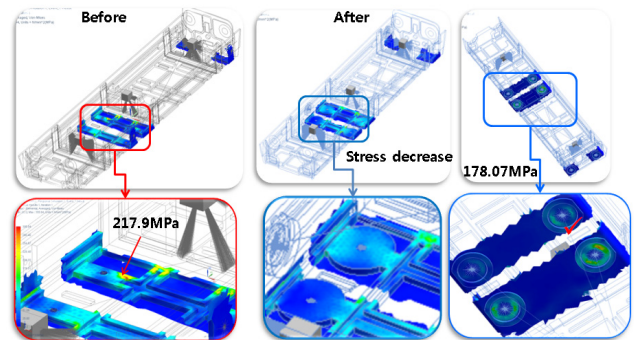


Fig. 9 Maximum stress for 40g shock impulse

나타났지만, 개선 후 모델에서는 최대 응력집중 부위가 내부 프레임 부위가 아니라 체계 정렬을 담당하고 있는 금속 고정판에서 나타나며 최대 178.07 MPa로 크게 감소하였음을 확인할 수 있다. 이는 형상 개선을 통해 내부 프레임의 구조 강도가 증가한 것을 의미하며, 체결 부위도 STS 304 재질로 최대 인장강도 520 MPa에 비해 안전율이 2.92로 구조적 안전성이 크게 증가한 것을 확인할 수 있다.

3. 실험을 통한 검증

3.1 동적 모델 검증

Fig. 10는 절연기가 장착된 발사체 포드를 진동시험 치구에 장착한 상태와 이를 이용하여 운용 주파수 범위에서 실험적으로 측정된 전달률과 계산한 결과를 Fig. 11에 보여주고 있다. 실험적으로 측

정된 고유진동수는 Z축 방향의 고유진동수가 29.4 Hz로 확인되었고, 이는 절연기 회사의 고유진동수 보장범위 20~45 Hz에 포함됨을 알 수 있다.

Table 4 Comparison of measured and simulated natural frequency and transmissibility

	CAE	Experiment	Error
Natural Freq.	30.9	29.4	5.1%
Transmissibility	5.89	6.3	6.3%

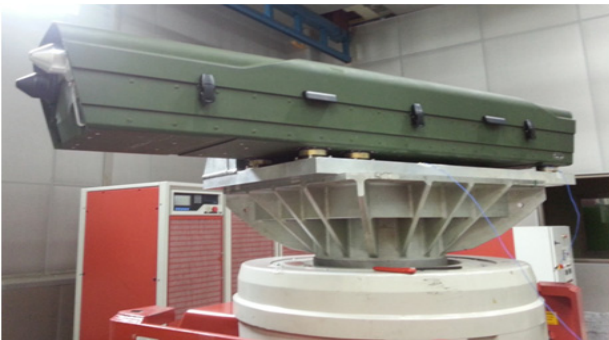


Fig. 10 Modal test setup for the launcher pod with isolators

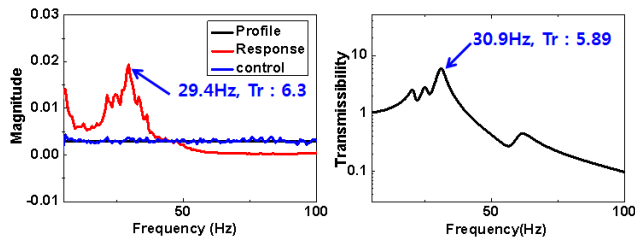


Fig. 11 Comparison of measured and simulated transmissibility

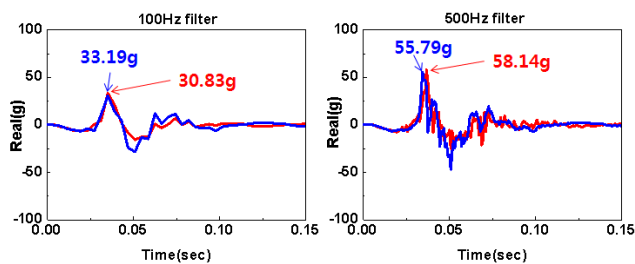


Fig. 12 Low pass filtered shock response



Fig. 13 Shock and vibration test setups for the launcher pod

실험을 통해 측정된 결과와 전산해석 값을 Table 4에 나타내었고, 고유진동수 오차가 약 5.1%, 전달률은 약 6.3% 이내의 오차로서, 그 결과가 잘 일치하고 있다. 충격 입력에 대한 시간 응답을 측정된 결과를 Fig. 12에 나타내었다. 이미 앞선 해석을 통해 파악된 바와 같이 절연기에 의한 강제 모드는 모두 100 Hz 이하이므로 포드 전체의 거동을 보기 위하여 측정된 응답을 100 Hz의 저주파 통과필터 적용하여 비교하였다. 발사체 포드 충격시험의 경우, 실제 측정 값을 수정(tailoring)한 값을 적용하였는데, 최대입력 허용 범위 안에서 실제 인가된 충격값이 33.19 g이고, 절연 후의 응답이 30.83g로 줄어든 것을 확인하였다. 이 결과는 앞서 시뮬레이션을 통해 얻어진 값과 유사한 것을 확인할 수 있다.

3.2 실제 진동 및 충격시험을 통한 성능 검증

Fig. 13은 개발된 장치에 대한 환경시험 셋업[9]을 보여주고 있다. 본 실험은 형상을 개선한 발사체 포드가 실제 운용 환경에서 발생하는 외부 외란으로부터 구조적으로 안전한 지를 확인하기 위한 환경시험으로 MIL 규격에 의해 축 당 270분씩 장시간의 수송 진동과 사격 및 운용 중 발생할 수 있는 충격을 견딜 수 있는 무기 체계인가를 확인한다. 장기간 수송 진동시험 및 각 축 방향의 충격 시험으로 이루어진 환경시험 후 장비의 성능을 확인하였으며 정상 작동됨을 확인하였다.

4. 결론

본 논문에서는 한국형 휴대용 대공유도무기를 수동에서 자동으로 운용할 수 있도록 발사체 포드를 개발하고 그 구조적 안전성을 검증하였다. 특히 체계 정렬 및 조립 편의성을 위한 형상 및 재료의 변경을 통해 실제 운용 환경에서 충분한 구조적 안전성이 확보되는 것을 확인하였다.

이를 위해 전산모델링 및 해석을 통해 절연기 적용에 따른 동특성을 사전에 파악하였다. 전산모델은 실험을 통해 그 타당성을 검증함으로써 해석의 신뢰성을 확보하였다. 모델을 이용한 시뮬레이션을 통해 최대 충격 입력 시 구조적 안전성을 확인함으로써 설계 타당성을 사전 검증하였다. 그리고 실제 개선된 장비에 대해 진동시험을 통한 동특성 재검증도 실행되었다. 마지막으로 충격 시험을 통해 절연기 적용에 따른 충격에 대한 절연이 예상대로 이루어지는 것을 확인하였다. 추가로 실시된 환경시험을 통해 체계에서 요구되는 모든 성능 검증이 실시되었으며 개선된 장비가 실제 환경에서 충분한 구조적 안전성이 확보된다는 것을 확인하였다.

이상 본 논문을 통해 제시한 과정은 유사 장비 개발과정에서 폭넓게 활용이 가능할 것으로 기대된다.

References

- [1] Kim, J. H. Jeon, K. H., 2011, Design of Isolators for Missile-pod System of a Tracked Vehicle, Proc. Korea Institute of Military Science and Technology Conference, 2038-2041.
- [2] Isolator Selection, n.d. viewed August 2013, <<http://www.hutchinsonai.com/engineering/shock.cfm>>
- [3] NX Nastran, 2011, NX Response Simulation Lecture Notes SIEMENS Inc.
- [4] Irvine, T., 2013, Effective Modal Mass & Modal Participation Factors. <<http://www.vibrationdata.com>>
- [5] Wijker, J., 2009, Random Vibrations in Spacecraft Structures Design, Springer Dordrecht Heidelberg London, New York.
- [6] Steinberg, D. S., 2000, Vibration Analysis for Electronic Equipment, John Wiley & Sons Inc, Canada.
- [7] Data Physics, 2002, Making Measurements with SignalCalc ACE, Data Physics Corp.
- [8] MIL, 1989, Test Method Standard for Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests. MIL-STD-810F, Department of Defence.
- [9] Kim, M D., Hong, S. W., 2014, A Study of the Vibration and Shock Verification for Missile POD, Proc. of KSME, 2303-2306.