

응답해석을 이용한 고속비행체의 비행진동규격 연구

황동기¹⁾ · 송오섭^{*,2)}

¹⁾ 국방과학연구소 제1기술연구본부

²⁾ 충남대학교 기계공학부

A Study on the Flight Vibration Specification of High Speed Vehicle using Response Analysis

Dongkee Hwang¹⁾ · Ohseop Song^{*,2)}

¹⁾ The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

²⁾ School of Mechanical Engineering, Chungnam National University, Korea

(Received 31 July 2018 / Revised 4 September 2018 / Accepted 16 November 2018)

ABSTRACT

A well-designed flight vibration specification enables the optimum weight design of the Surface-to-Air or Air-to-Air Missile, improves the maneuverability of the flight vehicle, improves the engagement of target, and increases the price competitiveness of the components and the missile system. Conventional flight vibration specifications are used by using a somewhat higher standard as suggested in MIL-STD-810C, or based on accumulated data from developed similar missile systems. In this study, we confirmed the validity of FEA response analysis by comparing response data obtained by FEA and response data of real product. Also we proposed that each specification that reflects the structural characteristics of the place where the components are mounted is required instead of verifying all the components by a single flight vibration specification.

Key Words : Flight Vibration Specification(비행진동규격), Random Response Analysis(랜덤 응답 해석), Surface-to-Air Missile(지대공유도탄), Air-to-Air Missile(공대공유도탄)

기 호 설 명

L : Missile Length

W : Missile Weight

l_{1-7} : Section Length of Missile Fuselage

w_{1-7} : Section Weight of Missile Fuselage

l : Front Section Length of Missile

w : Front Section Weight of Missile

1. 서 론

대공유도탄(Surface-to-Air/Air-to-Air Missile)은 기동성

* Corresponding author, E-mail: songos@cnu.ac.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

(Maneuvering)이 뛰어난 표적(항공기, 유도탄, 무인기 등)과의 교전을 위해서 그 보다 더 빠른 기동 특성을 갖는다. 이에 따라 현재의 대공유도탄은 더 빠른 기동력, 더 긴 사거리, 그리고 저가화 등을 추구하고 있다. 여기서 기동력과 사거리는 유도탄 무게 향으로 표현되며, 결국 탑재 중량이 적을수록 설계 자유도가 높아지며 대공유도탄의 종합 성능이 향상된다.

보통 유도탄 환경규격은 MIL-STD-810(현재는 MIL-STD-810G Change 1)을 따른다. 그러나 유도탄 비행진동규격에 관해서 MIL-STD-810C^[1]까지는 다소 과한 규격일지라도 제시하고 있으나, 이후 버전부터는 규격을 제시하지 않고 사용자가 실제로 계측하여 규격을 제정하여 사용하는 것을 권고하고 있다. 그러나 우리나라와 같은 협소한 시험장에서 안전성을 담보로 시험규격 설정을 위해 수 회 시험을 수행하는 것은 받아들이기 어려울 뿐만 아니라, 개발 예산의 증가로 인해 사업 수행을 어렵게 만든다. 따라서 기존 유사 시험계측데이터의 보정, M&S(Modeling and Simulation) 기법 적용 등을 통한 최적화된 시험 규격의 생성이 필요하며, 이로부터 필요 이상 과설계에 따른 개발 기간 및 비용 증가 등을 억제할 수 있다.

황동기 등^[2]은 유도탄시스템에 대해 FEA(Finite Element Analysis)를 이용한 비행진동규격을 만드는 과정을 제시하였고, 이를 시험결과와 비교하여 그 타당성을 검증하였다. 최승혁^[3]은 계측된 데이터를 이용하여 진동 가진 시험을 수행하면서 진동 입력 수준을 조정하며 규격을 만들고 이를 이용한 조립체 단위의 ESS(Environmental Stress Screen)를 수행하는 것을 제안하였다. 이외에 국내의 많은 유도탄 개발자들은 기존 MIL-STD-810C를 따르거나, 외국의 유사 규격을 차용하여 사용하기도 하며, 또한 자체 규격을 생성하기 위해 노력하고 있다.

본 논문에서는 FE(Finite Element) 응답해석을 통한 유도탄 탑재 구성품 각각에 대한 비행진동규격 설정 방안을 제시하고 시험 결과와 비교를 수행하여 유효함을 확인하였다. 유도탄 동체의 형상, 탑재 위치 및 체결 방법에 따라 진동 응답은 다양하게 나타날 수 있으므로, 기존의 단일 시스템 비행진동규격에 따른 접근은 일부 구성품에는 과한 규격이 되어 과설계를 이끌 수 있다. 따라서 유도탄 구조체 응답해석을 통한 각 구성품에 적용할 비행진동규격 제시가 필요하다.

2. 접근방법 검토

2.1 랜덤 응답 해석 이론^[4-6]

Stationary한 랜덤 가진($f_k(t)$)에 의해 시스템 응답변위 $y_j(t)$ 가 Stationary라고 가정하면, Autocorrelation은 정의에 의해 식 (1)과 같다.

$$R_j(\tau) = E[y_j(t)y_j(t+\tau)] \quad (1)$$

Impulse response function $h_{jk}(t)$ 와 가진력 $f_k(t)$ 의 향으로 응답변위 $y_j(t)$ 를 표현하면 식 (2)가 되고, 식 (2)를 식 (1)에 대입하고 정리하면, 식 (3)이 된다.

$$y_j(t) = \int_{-\infty}^{\infty} f(t-\theta)h_{jk}(\theta)d\theta \quad (2)$$

$$R_j(\tau) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} R_k(\tau-\theta_2+\theta_1)h_{jk}(\theta_1)h_{jk}(\theta_2)d\theta_1d\theta_2 \quad (3)$$

응답변위 $y_j(t)$ 의 스펙트럴 밀도 함수($S_j(\omega)$, Spectral density function)는 정의에 의해 식 (4)가 되고, 식 (3)을 식 (4)에 대입하고 정리하면 식 (5)가 된다.

$$S_j(\omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} R_j(\tau)e^{-i\omega\tau}d\tau \quad (4)$$

$$S_j(\omega) = H_{jk}(\omega)H_{jk}(-\omega)S_k(\omega) = |H(\omega)|^2S_k(\omega) \quad (5)$$

즉, 출력측 스펙트럴 밀도 함수는 주파수 응답 함수(FRF, Frequency Response Function)의 진폭의 제곱에 가진력에 대한 스펙트럴 밀도 함수를 곱한 것과 같다. 본 연구에서는 입력측에 시험에서 계측된 가속도의 PSD(Power Spectrum Density, g^2/Hz)를 입력으로 사용하여 출력측 가속도 응답(PSD)을 계산하였다.

대부분의 FEA에서 스펙트럴 응답을 구하는데 적용되는 절차는 Fig. 1과 같다.

2.2 비행진동규격 설정 검토

일반적으로 비행진동규격은 계산 또는 측정된 최대 기대치에 여유치(Margin)를 더한 데이터의 PSD를 둘러싸는 Envelop으로 정의된다^[7]. Piersol^[8]은 여유치의 수준을 랜덤 과정^[9]을 통한 확률적 접근 방법을 택했

다. 즉, 규격 작성을 위해 획득된 데이터는 대상 장비가 겪어야 될 모든 상황을 고려해서 얻어진 데이터가 아니므로, 획득된 자료의 표준편차를 2~3배 취한 후 더해줌으로써 불확실성이 해소되는 비행진동규격이 되도록 하였다.

또한 Irvine^[10]은 VRS(Vibration Response Spectrum)을 이용한 최적 Envelop 생성법을 제안하였고, Kumar^[11] 등은 실제 계측치에 안전계수(Safety factor) 1.2를 곱한 규격치를 제안하였다.

본 연구에서는 기존의 일반적 규격 생성 방법을 적용하여 Envelop을 생성하고, Grms(G Root Mean Square)의 비교를 통해 각 구성품의 규격 가속도를 비교하였다.

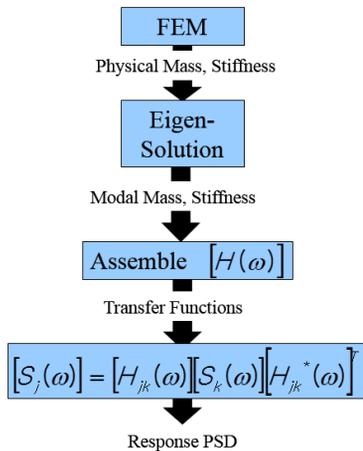


Fig. 1. General procedure for response PSD in most FEM codes

3. 연구 대상/방법 검토

본 논문에 사용된 연구 대상은 대공유도탄 전방부 조립체로, 추력을 발생시키는 추진기관을 제외한 전자 부품이 조립된 구성품(Component)과 구성품을 구조적으로 지지해 주는 동체(Housing)로 이루어졌다. 전방부 조립체는 4개 연결부(Section)로 조립되고, 각 연결부는 나사 체결되며(Fig. 2), 연결부에 대한 길이, 무게 정보는 Table 1과 같다.

본 연구에서는 연구 대상에 대해 시험적 방법 및 FEA 방법을 수행하였고, FEA 결과의 타당성을 확인하기 위해 시험에서 계측된 데이터를 입력으로 하여 결과를 비교하였다.

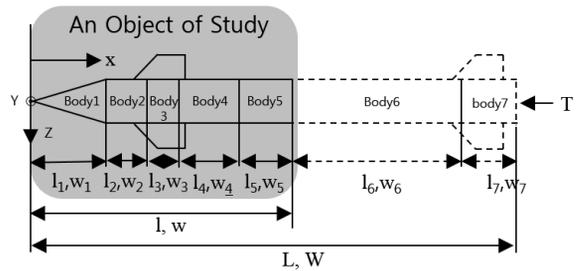


Fig. 2. An object of study

Table 1. Properties of study object

Items	Ratio of Length	Ratio of Weight
$l_1/l, w_1/w$	0.25	0.05
$l_2/l, w_2/w$	0.14	0.20
$l_3/l, w_3/w$	0.11	0.23
$l_4/l, w_4/w$	0.29	0.29
$l_5/l, w_5/w$	0.21	0.23

FE는 NX I-DEAS 6.2를 이용하여 구성하고, NX Solver를 이용하여 랜덤응답해석을 수행하였다. 모델은 집중질량(Lumped mass), 보(Beam), 쉘(Shell) 및 솔리드(Solid)로 이루어진 혼합모델을 구성하여 연구 대상의 모달 파라미터(Natural frequency, Mode shape) 및 각 구성품에 대한 응답을 계산하였다.

3.1 시험적 방법 구성

시험 대상은 자유-자유 경계조건(Free-free condition)을 모사하기 위하여 전/후방에 번지케이블(Bungee cable) 이용 거치 후, 후방과 측면에서 가진기(Shaker, B&K Type 4826)로 랜덤 힘(Random force, 2KHz)으로 가진시킨다(Fig. 3, Fig. 5). 이때 관심 대상 구성품(C1, C2, C3)에 가속도계(PCB 356A02, Accelerometer_1)를 부착하여 응답을 측정하고, FEA 응답해석과 비교하였다. 가진 힘 및 가진 힘 옆에 부착된 가속도계(B&K 4507-B-004)의 계측 결과(가속도, PSD)는 Fig. 4, Fig. 6과 같다.

또한 동체 외부(양쪽면)에 가속도계(B&K 4507-B-004, Accelerometer_2, 1면 5개)를 부착하여 시험체의 모달 파라미터(고유진동수, 모드형상)를 추출하고, 이를 FEA 굽힘모드 결과와 비교하여 FE 모델과의 유사성을 확인하였다.

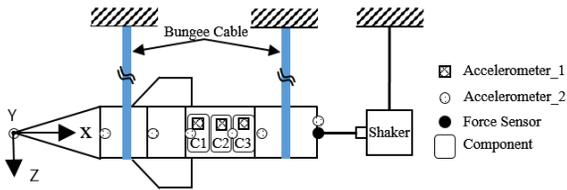


Fig. 3. Configuration for a axial test

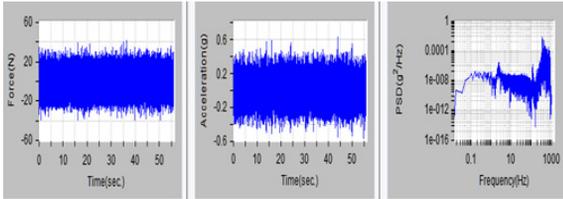


Fig. 4. Excited force and measured acceleration (axial test)

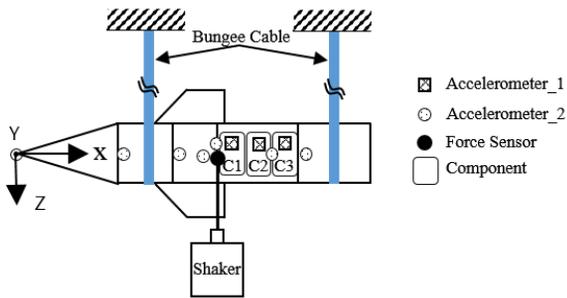


Fig. 5. Configuration for a bending test

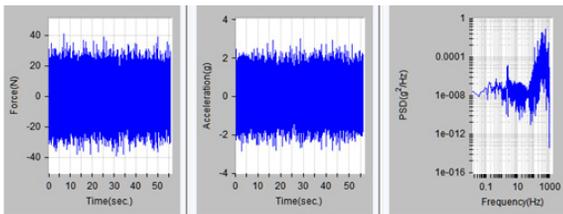


Fig. 6. Excited force and measured acceleration (bending test)

3.2 보/셸/솔리드 모델 구성

혼합 요소 모델은 Table 1을 따르는 물성치를 기준으로 작성되었다. 그러나 관심 영역, 즉 응답해석 대상 구성품은 셸 모델로, 구성품들을 서로 연결해 주는 프레임(Frame)은 솔리드 모델로, 프레임을 외부에서 보호하는 동체(Housing)는 셸 모델로 작성하였고, 관심 영역 밖은 보 모델을 이용하여 구성하였다.

셸 모델로 작성된 구성품은 실 제작 구성품과 유사하게 두께 2.5 mm의 알루미늄을 사용하였고, 실 제품 설계 시 하우징의 1차 자유 진동 모드 목표인 400~500 (Hz)가 구현되도록 FE 모델을 만든 후 프레임에 연결하였다. 프레임은 솔리드 모델로 작성하여 응답해석 시 구성품의 움직임까지 반영하였다. 작성된 모델은 Fig. 7과 같다.

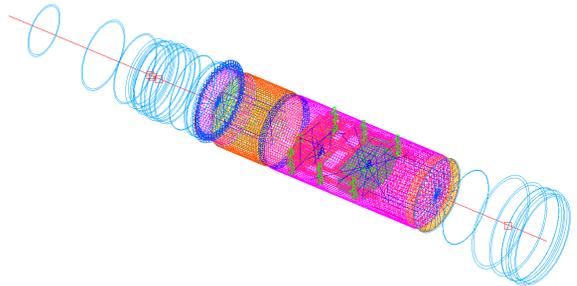


Fig. 7. FE beam/shell/solid model

4. 시험 결과 분석

Fig. 3의 구성으로 시험된 결과는 Fig. 8과 같으며, 입력 가속도(Input) 및 구성품1/2/3(C1/C2/C3) 가속도, 각각의 PSD(Power Spectrum Density)와 Grms를 나타내고 있다(1행 : time history, 2행 : PSD, 3행 : Grms, 1열 : 입력 데이터, 2열 : C1 응답, 3열 : C2 응답, 4열 : C3 응답).

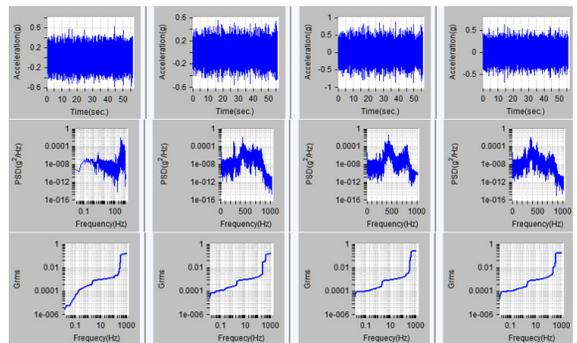


Fig. 8. The test results

입력 가속도가 0.13 Grms(1024 Hz까지)일 때, C1, C2, C3에서 측정된 가속도 및 큰 응답을 보인 주파수는 Table 2와 같다.

Table 2. Data measured from the axial test

Components	Measured data	
	Acceleration (Grms)	Frequency (Hz)
C1	0.13	240, 257, 433
C2	0.21	190, 257, 325, 361, 433
C3	0.15	240, 263, 322, 361, 382

시험 대상의 축진동 1차 모드는 360~380(Hz)에서 존재하였다.

구성품 응답이 크게 변화하는 주파수 대역(240~257, 361(Hz))에서 구성품의 거동은 Fig. 9와 같다. 구성품은 조립 위치 및 방법에 기인하여 힘이 가해진 축 운동 뿐만 아니라 다른 평면(XZ 평면)으로 확장된 거동을 하고 있다.

Freq. (Hz)	XY Plane	XZ Plane
240		
257		
361		

Fig. 9. Components motion(test results)

시험체의 굽힘모드(Bending mode)를 찾기 위해 Fig. 5와 같은 축면 가진 시험을 수행하였고, 이로부터 1차 굽힘모드 119 Hz, 2차 굽힘모드 277 Hz를 얻었다. Fig. 10은 동체 외부에 부착된 가속도계를 이용한 계산 결과이며, Fig. 11은 동체 외부 및 구성품에 부착된 가속도계를 이용한 계산 결과이다. 2가지 계산에서 모두 같은 굽힘모드 주파수가 산출되었다. 그러나 Fig. 11의 2차 모드에서 알 수 있듯이 내부 구성품은 하우징 움직임과 위상각(Phase angle) 차이를 발생하며 움직이는 것을 볼 수 있다.

이는 구성품이 프레임에 어떻게 연결되었는지, 그리고 프레임은 동체에 어떻게 연결되었는지, 또는 프레임 구조 특성은 어떤지, 동체는 어떤 구조적 특성이 있는지 등에 따라 다르게 응답함을 보인다. 즉, 구성

품에 적용되는 비행진동규격은 구성품에 전달되는 입력 특성을 예측하고, 이에 따른 응답특성을 고려하여 각각 주어지거나, 구조적 유사 연결성 및 탑재 위치를 고려한 묶음(Group) 단위 별 규격 제시가 필요하다.

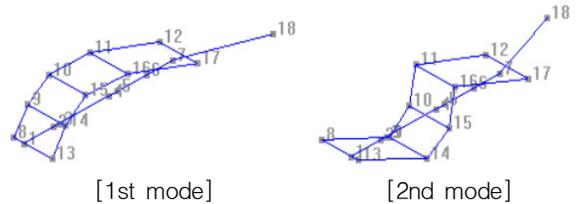


Fig. 10. Bending mode shape(using accelerometers attached on housing)

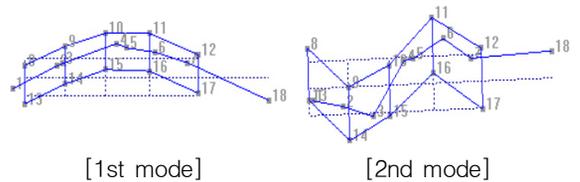


Fig. 11. Bending mode shape(using all accelerometers)

5. FE 모델 응답해석 결과

Fig. 7의 FE 모델을 이용한 랜덤응답해석(Random response analysis)을 수행하였으며, 응답해석 시 입력되는 댐핑비(Damping ratio, ζ)는 Table 3과 같다. 댐핑비는 기존 유사 유도탄 모달시험(Modal test)에서 획득한 데이터로, 황동기 등^[2]에서 사용된 값을 사용하였고, 제시된 댐핑비는 대공유도탄의 무게 최소화 설계에 기인하여 200 Hz 이하에서 유사하게 측정된다.

Table 3. Applied damping ratio

Frequency (Hz)	Damping ratio (%)
~30	0.38
31~120	1.03
121~200	1.76
201~300	4
301~2000	5

Table 4. Data obtained from FEA(axial)

Components	Measured data	
	Acceleration (Grms)	Frequency (Hz)
C1	0.12	119, 190, 360, 435
C2	0.20	
C3	0.15	

까지일 때, C1, C2, C3에서 계산된 가속도 및 큰 응답을 보인 주파수는 Table 4와 같다. C1, C2, C3는 응답 거동의 유사성이 관찰되지만, 체결 구조에 따른 반응 주파수가 다르므로 진폭이 서로 상이하게 나타나며, 결국 전체 응답 크기도 다르게 계산되었다(Fig. 13).

6. 시험과 응답해석의 비교/분석

Fig. 14는 시험에서 측정한 구성품 응답 Grms와 FEA로부터 계산된 응답 Grms를 보였다. 구성품 C1의 257 Hz, C3의 240 Hz 경우 시험에서 큰 응답 변화가 나타났으나 FEA에서는 응답이 나타나지 않았고 오히려 C1의 360 Hz 부근에서 큰 응답 변화가 일어났다. 그러나 응답의 크기는 시험과 해석에서 유사한 값이 계산되었다.

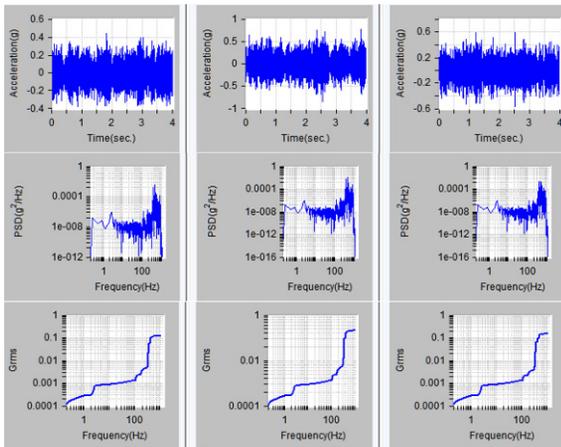


Fig. 12. The FEA results

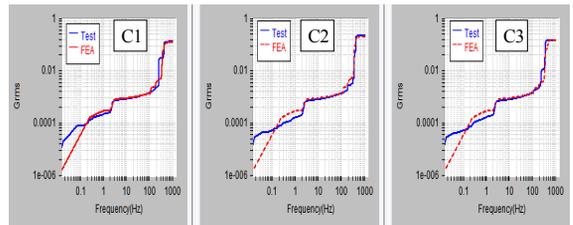


Fig. 14. Grms of measured and analyzed results

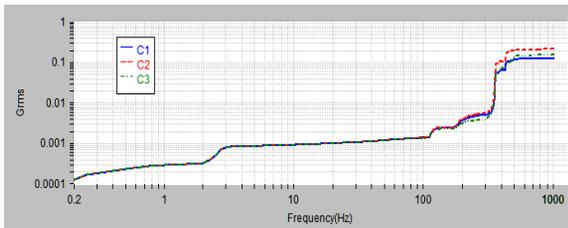


Fig. 13. Grms of components(C1, C2, C3)

일부 영역에서 주파수가 실험치와 다른 이유는 Fig. 15와 같이 복잡한 형상의 프레임에 구성품이 연결됨에 따라, 또한 구현되지 않은 외부 하우징의 절개부 등이 FE 모델에 정확히 반영되지 않음으로써 발생한 것으로 판단된다. 또한 5 Hz 미만은 강체운동(Rigid body motion) 결과에 따른 영향이다.

FE 모델에 의한 자유진동 해석 시 1차 굽힘모드는 119 Hz, 2차 굽힘모드는 266 Hz로 계산되었고, 종진동은 349 Hz로 계산되었다. 시험과 FEA 결과는 굽힘모드 2차에서 11 Hz(약 3.9%) 오차가 발생했으나, 제시된 모델을 사용한 축진동 응답해석을 수행하여 결과를 시험데이터와 비교하였다.

입력(Fig. 4, PSD)에 의한 FE 응답해석 결과는 Fig. 12와 같다(1행 : time history, 2행 : PSD, 3행 : Grms, 1열 : C1 응답해석 결과, 2열 : C2 응답해석 결과, 3열 : C3 응답해석 결과). 입력 가속도가 0.13 Grms(1024 Hz

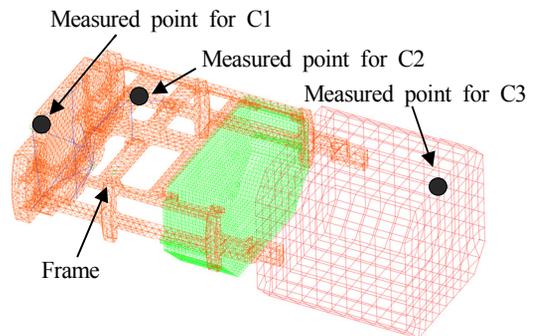


Fig. 15. Frame and measured points for components

응답해석에서 가속도 크기는 댐핑(Damping)을 어떤 값을 사용하는지에 따라 크게 좌우된다. 본 연구에서는 실제 대공유도탄의 모달시험(Modal test)을 통해 얻어진 댐핑을 사용하여 응답해석을 수행하였고, 이로부터 계산된 가속도 크기는 시험치와 유사한 값을 얻을 수 있었다.

7. 비행진동규격 검토

Fig. 14에서 알 수 있듯이 유도탄에 탑재된 구성품은 조립 위치 및 방법, 구조물 응답 특성 등에 따라 응답 크기가 다르므로 각 구성품에 맞는 비행진동규격 제시가 필요하다.

Fig. 16 ~ Fig. 18은 FEA로 구해진 구성품의 PSD에 20~1,024(Hz)(시험 데이터와 비교를 위해 범위를 맞춤. 비행진동 규격은 20~2,000(Hz)임) 영역에서 고려될 수 있는 진동규격을 보였다. 제시된 규격의 Break point는 Table 5와 같다.

Table 5. Proposed spec. by analyzed data(g^2/Hz)

Frequency (Hz)	Components		
	C1	C2	C3
20	3.74921e-8	3.75937e-8	3.73201e-8
114	1.08245e-6	1.18272e-6	9.14739e-7
190	1.73270e-6	2.15294e-6	1.06754e-6
434	3.24394e-3	9.89800e-3	1.99401e-3
809	1.24103e-4	5.16176e-4	5.45458e-5
1024	0	0	0

Fig. 19는 각 구성품에 제안할 수 있는 비행진동규격을, Fig. 20은 각 구성품에 제안된 규격의 크기(Grms) 차이를 보이고 있다. 즉, 시험에 적용된 입력 가진(0.13 Grms)에 대해서 C1은 1.2 Grms, C2는 2.0 Grms, C3는 0.9 Grms를 규격치로 취할 수 있다. 만일 C2 규격을 단일 시스템 규격으로 채택할 경우, C3 구성품은 시험 중 겪게 될 하중보다 무려 220 % 이상을 견디도록 설계가 되어야 한다. 이는 엄청난 구성품 무게 증가 또는 비용 증가를 유발하게 될 가능성이 높다. 따라서 복잡한 시스템에 대한 비행진동규격은 단일 조건보다

는 응답해석을 통한 각 구성품별 조건을 설정할 필요가 있다.

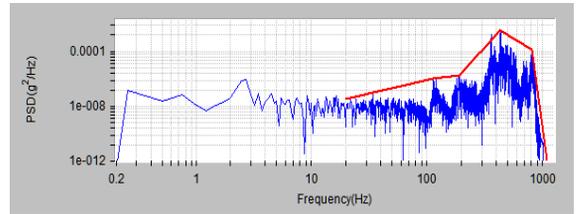


Fig. 16. Proposed flight vibration spec. for C1

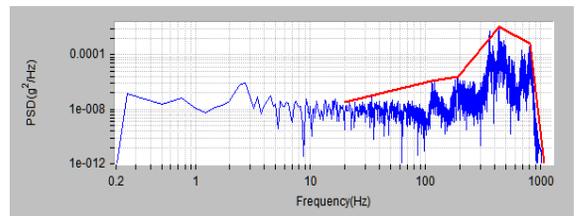


Fig. 17. Proposed flight vibration spec. for C2

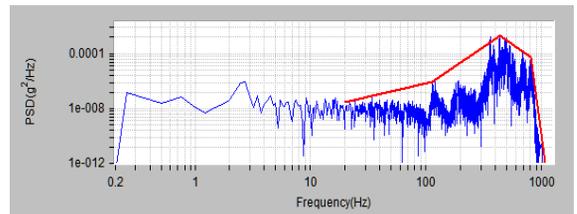


Fig. 18. Proposed flight vibration spec. for C3

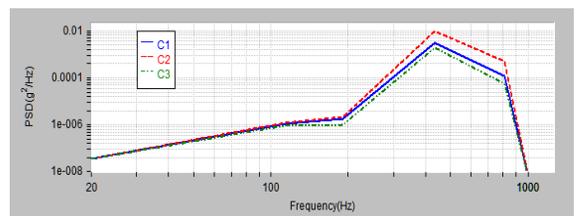


Fig. 19. Comparison of proposed flight vibration spec.

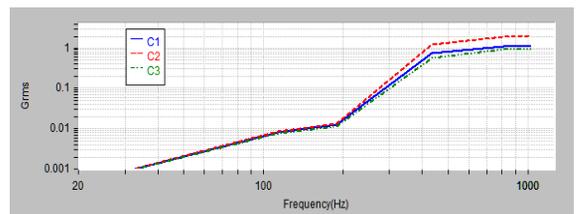


Fig. 20. Grms of proposed flight vibration spec.

본 연구에서는 시험체의 구조 응답특성을 파악하기 위한 목적으로 $\pm 29.4N(\text{peak-to-peak})$ 랜덤 가진을 수행하였지만, 실 비행환경은 추진기관(Motor) 연소에 따른 추력 진동, 구동장치(Actuator) 조종날개의 작동력과 공력 변화력, 초음속 비행에 따른 동체 표면의 공력 변화 등^[2]에 따라 수 백 ~ 수 천 N(Force)이 작용된다. 유도탄 설계 시 상기의 외력은 예측 가능하므로 유도탄 구성품에 대한 FE 응답해석 결과와 2.2항에서 제시한 방안을 이용하여 각 구성품에 적용할 규격 제시가 가능하다.

8. 결론

MIL-STD-810C에 따른 비행진동규격 설정은 구성품 설계 여유를 크게 하여 구성품 무게 증가를 유발시켜 유도탄 성능을 저하시킬 수 있으며, 단일 규격으로 전 구성품을 관리하는 것은 구성품이 탑재되는 구조적 특성을 무시한 채 환경시험이 이루어지므로 불충분 또는 과한 규격이 될 수 있다.

본 연구에서는 실제 제작된 유도탄 전방부를 이용한 자유-자유 조건의 랜덤 가진 시험을 통해 얻어진 데이터와 FE 모델을 이용한 랜덤 응답 해석 데이터의 비교를 통해 대공유도탄의 비행진동규격 작성 안을 제시하였다.

입력(0.13 Grms)에 대한 구성품의 응답(Grms)는 시험 대비 FEA에서 0.01 Grms(구성품 C1, C2에서) 낮게 계산되었고, 주파수 측면에서는 시험에서 나타난 주파수 영역(240 Hz)이 FEA에서 나타나지 않았다. 이는 구성품을 연결해주는 프레임의 복잡성과 이들을 감싸는 동체의 복잡한 형상(국부적 절개부)을 FE에 미반영하여 발생한 것으로 판단된다. 그럼에도 불구하고 FEA 결과는 시험 데이터를 근사적으로 모사하고 있으며, 이로부터 FEA 응답해석을 이용하여 비행진동규격을 설정하는 것은 큰 무리가 없는 수준이다.

일반적으로 사용되는 비행진동규격 설정 방법으로 본 연구에서 도출된 데이터를 이용한 규격 설정 시 각 구성품 간의 Grms 크기는 최대 220 % 차이(C2/C3)가 발생함을 확인하였다. 즉 1개의 대표 규격을 이용하여 시스템 구성품들의 환경을 검증하는 것은 공학적 측면에서 타당하지 않다. 따라서 대공유도탄의 비

행진동규격은 응답 해석을 이용한 구성품에 맞는 규격 설정을 하거나, 또는 구조적 거동 특성이 유사한 구성품 묶음(Group)별로 규격 설정을 하는 것이 타당하다 판단된다.

References

- [1] MIL-STD-810C, "Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests," 514.2-36, 1975.
- [2] D. K. Hwang and O. S. Song, "A Study on Making Flight Vibration Specification of High Speed Vehicle," J. Korean Soc. Precis. Eng., Vol. 34, No. 9, pp. 591-596, 2017.
- [3] S. H. Choi, "Flight Environment Simulation Test for Reliability Improvement of Precise Guided Missile," J. Korean Soc. Precis. Eng., Vol. 33, No. 10, pp. 781-787, 2016.
- [4] C. Y. Yang, "Random Vibration of Structures," John Wiley & Sons, Inc., U.S.A., pp. 135-136, 1985.
- [5] NX I-DEAS 6.2, Help Library(Durability and Response Analysis)
- [6] SDRC I-DEAS, "Dynamics Analysis with I-DEAS," A Course Presented by SDRC(Advanced Test and Analysis), Day 2, U.S.A., pp. 82-86, 2000.
- [7] T. Irvine, "Enveloping Data via the Vibration Response Spectrum," <http://www.vibrationdata.com/VRS.htm> (Accessed July 19, 2018)
- [8] A. G. Piersol, "The Development of Vibration Test Specifications for Flight Vehicle Components," Journal of Sound and Vibration, Vol. 4, No. 1, pp. 88-115, 1966.
- [9] J. S. Bendat and A. G. Piersol, "Random Data," John Wiley & Sons, Inc., U.S.A., pp. 1-247, 2010.
- [10] T. Irvine, "An Introduction to the Vibration Response Spectrum," Revision D, <http://www.vibrationdata.com/tutorials2/vrs.pdf> (Accessed July 19, 2018)
- [11] B. K. Das and P. Kumar, "Tailoring of Specifications for Random Vibration Testing of Military Airbone Equipments from Measurement," IJRET, Vol. 04, Issue 12, pp. 293-299, 2015.