

비행 시험을 통한 회전익 항공기에 장착된 외부 장착물의 진동시험 규격 생성

김종환^{*,1)} · 박지환¹⁾ · 안선규¹⁾

¹⁾ LIG넥스원(주) PGM기계융합연구소

Development of Vibration Test Specification for External Store Mounted on Helicopter Using Flight Test

Jonghwan Kim^{*,1)} · Jihwan Park¹⁾ · Sunkyu Ahn¹⁾

¹⁾ PGM Mechanical R&D, LIGNEXI, Korea

(Received 29 July 2024 / Revised 7 October 2024 / Accepted 31 October 2024)

Abstract

In this study, flight tests were conducted to measure vibrations transferred from the helicopter's bomb rack to the external store. Hovering, S-turns, accelerating, decelerating, ascending, descending, and straight flight were performed according to the flight envelope. Vibration data was measured with 3-axial accelerometers mounted on the external store and converted into PSD(Power Spectral Density) using commercial data software. To identify the vibration level, G_{RMS} values were calculated for all flight conditions. The results confirmed that the measured vibration levels were significantly lower than the MIL-STD-810G vibration profile. Finally, a new vibration test specification was proposed using the VRS(Vibration Response Spectrum) method, which is expected to aid in the development of an optimized design for the external store.

Key Words : External Store(외부 장착물), Vibration Profile(진동 프로파일), Power Spectral Density(파워 스펙트럼 밀도), Root Mean Square(제곱 평균 제곱근), Vibration Response Spectrum(진동 응답 스펙트럼)

1. 서론

항공기 외부에 장착되는 외부 장착물은 항공기 진동 특성을 고려하여 설계되어야 하며 운용 간 구조적 결함이 발생하지 않아야 한다. 일반적으로 환경시험을 통해

미리 외부 장착물의 진동 내구 성능을 평가하고 설계에 대한 수정 및 보완을 거쳐 항공기에 탑재된다. 미 국방 규격 MIL-STD-810G^[1]에 따르면 실제 운용 환경의 데이터를 통해 설계 및 시험 기준을 수립하길 권장한다. 하지만 이러한 데이터가 설계 전 제시되는 경우는 제한적이다. 따라서 MIL-STD-810G에서는 예비 환경 수명 주기를 통해 제한된 진동시험 규격을 제안하는데 이는 상당히 보수적인 규격으로 알려져 있다. 해당 규격을 만

* Corresponding author, E-mail: jonghwan.kim@lignex1.com
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

측시하기 위해 외부 장착물은 충분한 강성을 가져야 하고 그 결과 실제 운용 환경에서 요구되는 외부 장착물의 강성에 비해 필요 이상으로 과하게 설계될 수 있다.

이와 같은 문제점을 해결하고자 적절한 진동 규격을 산출하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다. 황동기 등^[2]은 응답 해석을 통해 유도탄의 탑재 비행 진동 규격을 제시하였다. 최장섭 등^[3]은 랜덤 진동 해석과 더불어 동특성 시험을 수행하여 정밀도를 높인 무인 비행체의 진동 규격을 제안하였다. 최근에는 국내에서도 테일러링에 대한 중요성과 관심도가 높아지면서 차량, 항공기의 실측 데이터를 통해 진동 규격을 산출하는 연구들이 발표되고 있다^[4,5]. 나아가 항공기 구성품의 작동 임무와 장착 위치에 따라 시험 규격을 달리 적용하는 방법 또한 검토되고 있다^[6].

본 논문에서는 항공기에서 외부 장착물로 전달되는 진동 특성을 확인하기 위해 비행 시험을 수행하고 비행 진동 규격을 산출하였다. 가속도센서 부착 위치에 따라 진동 특성이 증폭 혹은 감소될 수 있는 점을 감안하여 항공기와 외부 장착물이 장착되는 위치에서 비행 진동을 계측하였다. 비행 조건은 감속, 가속, 상승, 하강, S턴, 직선, 제자리 비행 조건을 고려하였다. 계측 진동 프로파일과 MIL-STD-810G에서 제시하는 진동 규격을 비교하고 G_{RMS} (Gravity Root Mean Square)를 계산하여 진동의 크기를 정량적으로 확인하였다. 마지막으로 VRS(Vibration Response Spectrum) 기법을 통해 진동시험 규격을 제안하였다.

2. 외부 장착물

외부 장착물은 2개의 미사일을 탑재 그리고 발사할 수 있는 발사대이다. MIL-STD-8591에서 제시된 설계 지침에 따라 기계적 인터페이스가 결정되었다. 외부 장착물은 중량에 따라 결정된 러그(LUG)와 Swaybrace 영역을 가진다. 러그는 14인치 간격으로 외부 장착물 상단에 배치되며 2개의 러그 중심에서 3인치 내외에 외부 장착물의 무게중심이 위치한다. Swaybrace 영역은 대상 항공기 밤랙(Bomb Rack)의 크러치볼트(Crutch Bolt)에 의해 외부 장착물 상단이 압축력을 받을 때, 구조적 변형 및 파손을 막기 위해 추가적으로 보강된 영역을 의미한다. 외부 장착물의 형상과 체결 구조는 Fig. 1과 같다. 러그와 크러치 볼트에 의한 인장력과 압축력으로 외부 장착물은 단단히 고정된다.

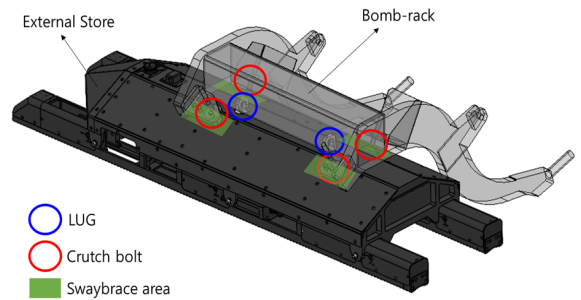


Fig. 1. Geometry and fixation mechanism of external store

3. 시험 방법

3.1 비행 시험의 구성

대상 항공기는 약 3,000 kg의 자체 중량을 갖는 다목적 저속 회전익 항공기이다. 항공기 양측에는 총 2개의 밤랙이 설치되어 있고 각 밤랙 아래에 외부 장착물을 장착하였다. 좌/우 외부 장착물에는 미사일 2개씩, 총 4개조를 탑재하였다. 항공기 밤랙으로부터 외부 장착물로 전달되는 진동 데이터를 계측하기 위해 3축 가속도센서를 외부 장착물 상단의 전방 러그 위치에 부착하였다. 가속도센서에서 계측된 데이터는 BNC 타입의 케이블을 통해 항공기 Cabin 내에 위치한 DAQ(계측기)에 저장된다. 그 구성은 아래의 Fig. 2와 같다.

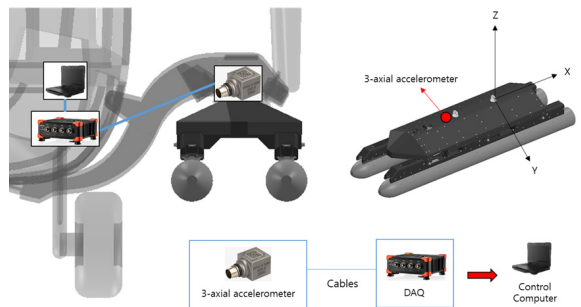


Fig. 2. Flight test configuration

한편, 항공기 운용 고도가 높아질수록 대기 온도가 낮아지므로 계측장비들은 저온환경에서 운용가능 해야 한다. 이를 고려하여 각 장비들을 채택하였고 온도 규격은 Table 1과 같다.

Table 1. Specification of measuring devices

Item	Operating temperature range	Test Condition
Accelerometer : 356A43, PCB 社	-51 ~ 210 °C	Sea level : 25 °C 10,000 ft : -10 °C Cabin : 25 °C
Cable : M010G10, PCB 社	-55 ~ 110 °C	
Data Aquisition : SIRIUS HD, Dewesoft 社	-20 ~ 50 °C	

일반적으로 대류권에서 고도가 1,000 ft 상승할 경우, 약 3.5 °C의 온도 감소가 나타난다고 알려져 있다⁷⁾. 일반적인 최전익 항공기의 최대 운용 고도인 10,000 ft 에서 외기 온도는 해수면 온도 25 °C을 기준으로 추산하면 약 -10 °C로 예상된다. 이를 근거로 계측장비들의 온도 규격은 시험 조건에 부합한다고 판단하였다.

3.2 비행 시험 시나리오

대상 항공기의 교범에 명시된 Flight Envelop을 기반으로 파일럿과 협의를 통해 비행 시나리오가 설정되었다. 감속, 가속, 상승, 하강, S턴, 직선, 제자리 비행로 구성하였고 상세 내용은 Table 2와 같다.

Table 2. Flight test scenario

No.	Category	Duration(s)	Times	Condition	
T1	Test Preparation	< 000	0	Ground	
T2	Stationary on Ground	< 000	0		
Take-Off					
T3	Pre-Maneuvering	< 000	0	Air	
T4	Hovering	< 000	0		
T5	Main Maneuvering	S-turn	< 000		0
T6		Ascending Descending	< 000		0
T7		Accelerating Decelerating	< 000		0
T8		Straight	< 000		0
T9	Hovering	< 000	0		
Landing					

구성된 비행 시나리오를 바탕으로 비행 상황에 맞게 유동적으로 비행하였다. 비행시간은 1시간이며 총 2회 수행하였다.

4. 시험 결과

4.1 비행 시험을 통한 진동 프로파일 산출

3축 가속도센서로부터 측정한 가속도와 시간 데이터를 비행 조건별로 분류하였다. 각 비행 구간이 연속적으로 수행되었기 때문에 가속도 데이터를 통해서는 각 구간의 식별이 용이하지 않았다. 따라서 비행 시간간 항공기 내부에 장착된 관성항법장치(INS)의 데이터를 이용하여 각 구간을 식별하였다. MIL-STD-810G에 따르면 데이터를 추출할 때, 최소 32개의 유효한 블록을 권장한다. 여기서 블록은 1초간 계측된 데이터로 Sampling rate와 같다. 본 시험의 Sampling rate은 20,000 Hz로 초당 2만개의 samples를 계측하였다. 데이터의 신뢰도를 높이기 위해 최소 권장 사항인 32개의 블록보다 많은 100개의 블록에 해당하는 2,000,000 samples를 추출하여 PSD(Power Spectral Density) 그래프를 생성하였다. 정상 상태의 데이터 구간을 추출하기 위해 비행 초반부, 후반부의 데이터는 고려하지 않았다. 주파수 분해능(Resolution)은 1 Hz로 설정하였고 데이터 누수를 방지하기 위해 Window 함수 Hanning과 66.7 % 오버랩을 적용하였다.

각 비행 구간의 X, Y, Z축 데이터들이 가지는 진동 특성을 반영될 수 있도록 EL(Envelop Limits)법⁸⁾을 사용하여 PSD 그래프를 중첩하고 보수적인 PSD 그래프를 생성하였다. 본 시험의 비행 조건이 모든 운용 조건을 아우를 수 없기 때문에 안전 마진을 고려한 것이다. EL은 식 (1)과 같이 계산된다.

$$EL_{PSD} = \max[y_{ij}] \tag{1}$$

여기서 y_{ij} 는 $i(i = 1, 2, 3, \dots, n)$ 개의 운용 구간에 대한 PSD 그래프에서 $j(j = 3\sim500 \text{ Hz})$ 주파수에 대응하는 y축 값들을 나타내고 EL은 그 중 가장 큰 값을 의미한다. 이를 통해 생성된 EL_{PSD} 그래프는 Fig. 3과 같다. 100 Hz 미만의 주파수 영역에서 특징적인 피크 주파수가 확인되었다. 이는 항공기 메인 로터의 RPM 및 날개 수에 의해 결정되는 사인 피크(Sine Peak) 주파수로 추정하였고 식 (2)을 통해 사인 피크 주파수

계산을 수행하였다.

$$\begin{aligned}
 f_1 &= 1P \\
 f_2 &= n_{Blade} \times 1P \\
 f_3 &= 2 \times n_{Blade} \times 1P \\
 f_4 &= 3 \times n_{Blade} \times 1P \\
 P &= \frac{RPM_{Min Rotor}}{60}
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

가속도센서를 통해 계측된 피크 주파수와 식 (2)을 통해 계산된 주파수 값이 일치하여 사인 피크 주파수임을 확인하였다. 사인 피크 외의 광대역은 항공기 운용 조건에 따른 랜덤영역으로 정의할 수 있다. PSD 그래프 상에서 비행 조건에 따른 뚜렷한 차이는 확인하지 못했다. 다만 제자리 비행에서 100 Hz 이후 구간부터 PSD 값이 다른 비행 조건에 비해 낮음을 확인할 수 있었다. G_{RMS} 을 통해 진동 레벨을 비교해 보았을 때, 더 명확히 확인할 수 있었다.

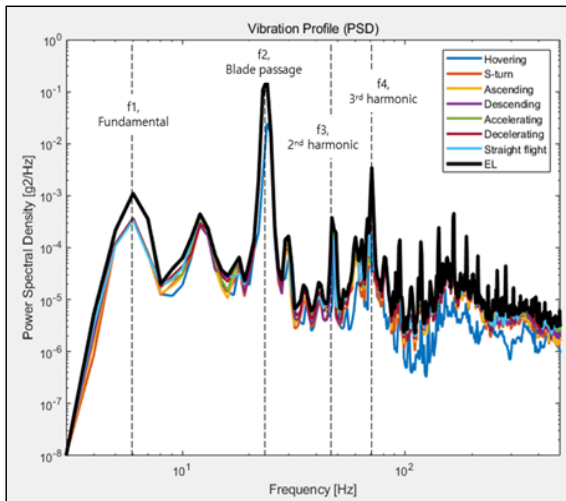


Fig. 3. Superposition PSD graph using EL method

G_{RMS} 은 서로 다른 진폭과 주파수 영역을 갖는 데이터의 진동 레벨을 정량적으로 비교할 때 널리 활용된다. G_{RMS} 은 PSD 그래프 아래 면적의 제곱근 같고 관심주파수 영역에 대해 적분하여 얻을 수 있다. 계산된 값은 Table 3과 같다. 전 비행을 아우르는 EL_{PSD} 의 G_{RMS} 은 0.494로 나타났다. 반면 제자리 비행의 G_{RMS} 은 0.197로 EL_{PSD} 의 G_{RMS} 에 40 % 수준으로 나타났으며 다른 비행들은 86~98 % 수준의 진동 레벨이었다.

Table 3. Result of G_{RMS} for all flight conditions

Flight condition	G_{RMS}	Ratio(*/ EL_{PSD})
EL_{PSD}	0.494	1.00
Hovering	0.197	0.40
S-turn	0.464	0.93
Accelerating	0.480	0.97
Decelerating	0.426	0.86
Ascending	0.486	0.98
Descending	0.445	0.90
Straight	0.452	0.91

4.2 미 국방 규격과 계측 데이터의 비교

미 국방 규격인 MIL-STD-810G에서는 진동시험을 위한 프로파일을 제안하고 있다. METHOD 514.6 ANNEX D Category 14 - Helicopter vibration exposure에 의해 산출된 프로파일은 Fig. 4와 같다.

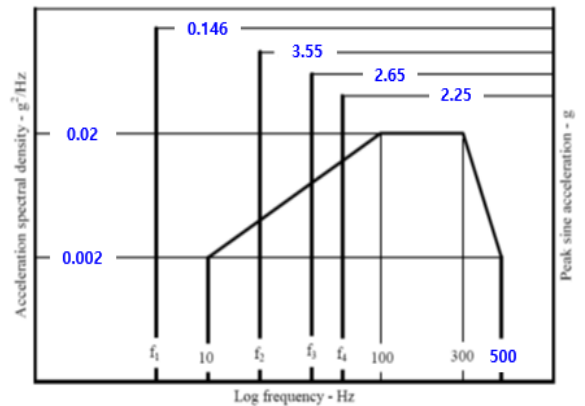


Fig. 4. Vibration profile of MIL-STD-810G

4개의 사인 피크 가속도(G_{PEAK})와 랜덤영역(G^2/Hz)으로 구성된 SoR(Sine on Random) 그래프이다. 랜덤영역의 G_{RMS} 은 그래프 아래 면적의 제곱근하여 계산하고 G_{PEAK} 은 식 (3)과 Fig. 5의 관계식을 통해 G_{RMS} 로 변환할 수 있다.

$$G_{RMS} = \frac{G_{PEAK}}{\sqrt{2}}
 \tag{3}$$

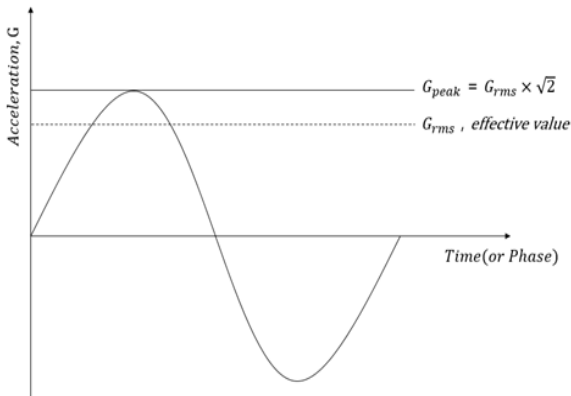


Fig. 5. General correlation between G_{PEAK} and G_{RMS}

최종적으로 계산된 미 국방 규격의 진동 프로파일 에 대한 G_{RMS} 은 Table 4와 같다.

Table 4. G_{RMS} of MIL-STD-810G vibration profile

Range		G_{RMS}	G_{RMS}^2
Sine Peak	f_1 , Fundamental	0.103	0.011
	f_2 , Blade passage	2.510	6.301
	f_3 , 2 nd harmonic	1.874	3.511
	f_4 , 3 rd harmonic	1.591	2.531
Random		2.533	6.416
Total G_{RMS}		4.332	

앞서 계산된 EL_{PSD} 의 G_{RMS} 은 0.494로 미 국방 규격의 G_{RMS} 값 4.332에 11 % 수준이다. 하지만 두 진동 프로파일을 직접적으로 비교하는 것은 무리가 있다. 그 이유는 미 국방 규격의 진동 프로파일은 각 축 당 4시간, 총 12시간의 시험으로 2500시간의 내구성을 보증하는 가속화된 프로파일이기 때문이다. 따라서 EL_{PSD} 을 가속화 프로파일로 변환하여 서로 비교하는 것이 타당하다. 가속화 방법은 MIL-STD-810G METHOD 514.6 ANNEX A를 참고하였고 식 (4)과 같다.

$$\frac{t_2}{t_1} = \left[\frac{W(f)_1}{W(f)_2} \right]^{\frac{m}{2}} \quad (4)$$

여기서 t_1 은 가속화 시험 시간, t_2 은 실제 운용 환경에서 검증되어야 할 내구성 시간으로 미 국방 규격의 조건과 같이 각각 4시간, 2500시간으로 설정하였다. m 는 피로 수명과 관련된 상수로 랜덤 진동 환경을 고려하여 7.5를 적용하였다. $W(f)_1$, $W(f)_2$ 은 각각 가속화 프로파일과 측정된 진동 프로파일 EL_{PSD} 을 나타낸다. $W(f)_1/W(f)_2$ 은 과장계수로 알려져 있다.

위 식을 통해 계산된 과장계수는 5.566이고 EL_{PSD} 에 곱하여 가속화 프로파일을 산출하였다. 더불어 미 국방 규격의 진동 프로파일을 RoR(Random on Random) 형태로 변환하여 함께 Fig. 6에 나타내었다. RoR 그래프는 사인 피크 주파수를 중심으로 1/12 octave band로 구성하면서 전체 G_{RMS} 값을 일정하도록 생성하였다.

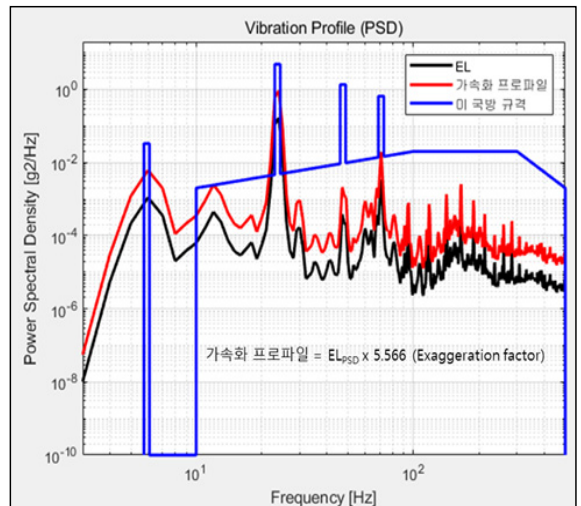


Fig. 6. Comparison between measured data and standard

10 Hz 미만의 주파수에서 미 국방 규격의 진동 프로파일은 사인 피크만 표현되어 계측 프로파일의 그래프 양상과 달랐으나 10 Hz 이후 구간부터는 모든 영역을 포함하였다. G_{RMS} 을 통해 진동 레벨을 정량적으로 비교해보면 계측된 데이터를 통해 산출한 가속화 프로파일은 미 국방 규격의 27 % 수준에 불과하였다. 이를 Table 5에 정리하여 나타내었다. 이와 같이 미 국방 규격과 실제 계측 데이터의 차이를 확인하였고 다시 한 번 계측 데이터 획득의 중요성을 확인할 수 있었다. 또한, 본 외부 장착물은 미 국방 규격의 진동시험을 만족하기 위해 실제 운용에서 요구되는

강성보다 과하게 설계되었을 가능성이 있으며 설계 경량화 여지가 있다고 판단하였다.

Table 5. G_{RMS} for measured data and standard

Profile	G_{RMS}	Ratio(* / MIL-STD)
Accelerated Profile (= $EL_{PSD} \times 5.566$)	1.167	0.27
MIL-STD-810G Profile	4.332	1

4.3 진동시험용 프로파일 생성

일반적인 랜덤 진동 규격의 경우 최대 50개 내외의 절점을 가진다. 반면, 앞서 산출된 가속화 프로파일은 약 500개의 절점을 가지고 있으며 각 절점 간의 기울기가 커서 시험 규격으로 적용하기에는 무리가 있다. 따라서 프로파일을 단순화할 필요가 있다. 아래 Fig. 7은 가속화 프로파일의 피크 값들을 이어 임의로 단순화한 프로파일이다. 이 경우, G_{RMS} 가 2배 이상 높아져 실제 운용 환경에 비해 높은 진동 레벨을 가지므로 진동시험으로 적절한 프로파일은 아니다.

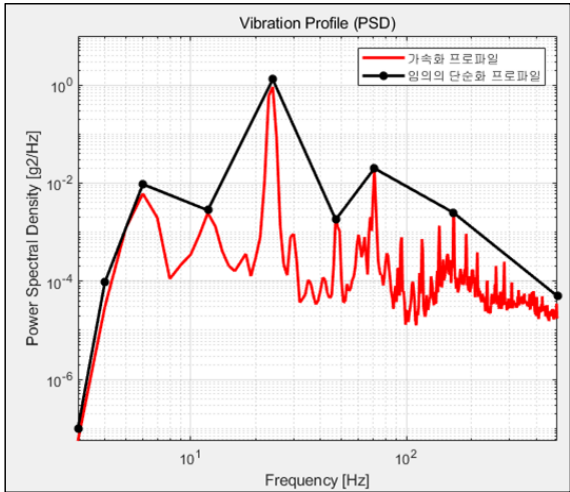


Fig. 7. Overestimated profile for Vibration test

따라서 진동시험용 프로파일을 산출하기 위해 Tom Irvine이 제안한 VRS 기법을 이용하였다^[9]. 여기서 VRS는 가속도 Input에 대한 시스템의 가속도 응답 함수이다. 식 (5)을 통해 PSD에 대응하는 VRS를 계산할 수 있다.

$$\ddot{x}_{G_{RMS}}(f_n, \xi) = \sqrt{\left(\frac{\pi}{2}\right) \left(\frac{f_n}{2\xi}\right) \hat{Y}_{APSD}(f_n)} \quad (5)$$

여기서 f_n 은 주파수, ξ 은 감쇠비 그리고 $\hat{Y}_{APSD}(f_n)$ 은 Input의 PSD 값이다. 감쇠비는 인용 논문의 감쇠비 0.05를 차용하였는데 일반적인 기계구조물의 감쇠비가 0.05 이하인 것을 감안하면 적절한 값이라 판단하였다.

관심주파수 3~500 Hz 영역에서 VRS 그래프를 생성할 때, 모든 주파수 영역에서 진동시험용 프로파일의 VRS 가속도 응답이 실측 데이터의 VRS 가속도 응답보다 크면서 G_{RMS} 값은 크게 벗어나지 않도록 조절하였다. 즉, 진동 레벨은 실측 데이터 수준으로 유지하였다. 아래 Fig. 8은 그 과정을 나타내었다.

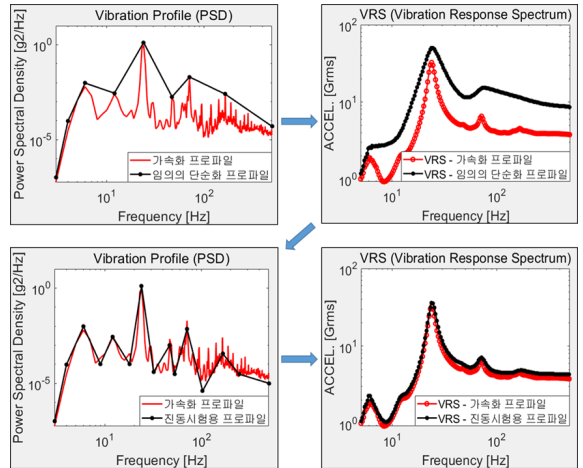


Fig. 8. Process of development of optimized profile using VRS method

초기 단순화 프로파일에서 VRS를 산출하고 실측 데이터의 VRS보다 크면서도 그와 근접하도록 프로파일의 절점을 추가해 나갔다. 그 결과, 진동시험용 프로파일은 15개의 절점으로 단순화 되었다. 최종적으로 Fig. 9에 산출된 진동시험용 프로파일과 미 국방 규격을 함께 나타내었다. 계산된 진동시험용 프로파일의 G_{RMS} 은 1.378로 미 국방 규격의 32% 수준임을 확인하였다. 추후에 진동시험용 프로파일을 랜덤 진동 해석이나 내구성 시험에 적용한다면 운용 조건에 최적화된 외부 장착물을 설계할 수 있을 것이라 기대하고 있다.

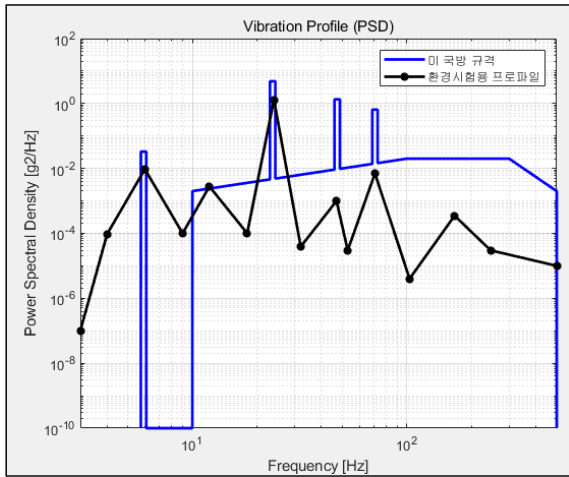


Fig. 9. Comparison between calculated environment test profile and MIL-STD-810G Profile

5. 결론 및 고찰

본 연구에서는 회전익 항공기에 탑재되는 외부 장착물에 전달되는 진동 프로파일을 산출하기 위해 비행 시험을 수행하였다. 다양한 비행 조건에서 진동 데이터를 획득하였고 이를 중첩하여 가장 보수적인 EL_{PSD} 프로파일을 산출하였다. 해당 프로파일의 진동 레벨을 확인하기 위해 미 국방 규격에서 제안하는 진동 프로파일과 비교하였다.

미 국방 규격의 진동 프로파일은 4시간의 가속화 시험으로 2500시간의 운용을 보증하기 때문에 운용 진동 프로파일인 EL_{PSD}와 직접적으로 비교할 없었다. 따라서 EL_{PSD} 프로파일에 대한 가속화를 수행하였다. 이후, G_{RMS}을 통해 정량적인 진동 레벨을 계산하였고 미 국방 규격의 진동 프로파일에 약 30%의 수준임을 확인하였다. 이로써 미 국방 규격이 보수적인 시험 프로파일을 제시하고 있다는 것을 다시 한 번 확인할 수 있었다. 추가로 VRS 기법을 통해 절점을 줄인 진동 시험용 프로파일을 산출함으로써 대상 항공기의 운용 환경을 반영한 진동 프로파일을 제안하였다.

향후 진행될 탑재비행시험(Captive Flight Test)을 통해 비행 데이터를 추가로 수집하고 진동 프로파일을 보완해 나간다면 운용 조건에 부합하는 보다 최적화된 외부 장착물을 개발할 수 있을 것이라 판단된다.

References

- [1] MIL-STD-810G, “Environmental Engineering Consideration and Laboratory Tests,” Method 514.6 Annex D, 2008.
- [2] D. K. Hwang and O. S. Song, “A Study on the Flight Vibration Specification of High Speed Vehicle using Response Analysis,” Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 21, No. 6, pp. 723-730, 2018.
- [3] J. S. Choi and D. H. Oh, “A Study on the Flight Vibration Environmental Specification of Unmanned Flying Vehicle using Random Vibration Test and Analysis Methods,” Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 25, No. 6, pp. 596-605, 2022.
- [4] C. H. Kim and K. H. Song, “Development of Environmental Test Specifications for Aircraft Using Measured Vibration Data,” Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 24, No. 3, pp. 302-308, 2021.
- [5] B. J. Shin and N. S. Han, “Analysis of the Captive Flight Vibrations of the Store on a Jet Aircraft,” KIMST Annual Conference Proceedings, pp. 808-809, 2019.
- [6] C. H. Kim, K. H. Song and I. K. Park, “Study on Vibration Test Specification Tailoring Procedure of Propeller Aircraft,” KIMST Annual Conference Proceedings, pp. 523-524, 2018.
- [7] National Oceanic and Atmospheric Administration, “The Standard Atmosphere : 1976,” U.S Government Printing Office, 1976.
- [8] A. G. Piersol, “Procedures to Compute Maximum Structural Responses from Predictions or Measurements at Selected Points,” Shock and Vibration, Vol. 3, No. 3, pp. 211~221, 1996.
- [9] T. Irvine, “An introduction to the Vibration Response Spectrum,” Revision D, Vibrationdata, 2009.