

항공기 실측 진동 데이터를 이용한 환경시험 규격 생성 연구

김충현¹⁾ · 송기혁^{*,1)}

¹⁾ 국방과학연구소 항공기술연구원

Development of Environmental Test Specifications for Aircraft Using Measured Vibration Data

Choonghyun Kim¹⁾ · Keehyeok Song^{*,1)}

¹⁾ *Aerospace Technology Research Institute, Agency for Defense Development, Korea*

(Received 17 February 2021 / Revised 8 April 2021 / Accepted 30 April 2021)

Abstract

Developers generally use test standards suggested by military standards such as MIL-STD-810G when performing vibration tests in the materiel development. However, according to MIL-STD-810G, it is recommended to test by tailoring the test standard suitable for the developed materiel, and it is specified to apply the suggested test standard only when there is difficulty in tailoring. In addition, the test standards presented by MIL-STD-810G are standards created under operating conditions different from the actual operating environment of each developed materiel, so the test according to this standard may be excessive or understated. Therefore, the developer must create an appropriate vibration test standard for the developed materiel as similar to the operating conditions as possible. In this paper, the procedure for creating the functional test standard and durability test standard suitable for the operating environment of the equipment to be mounted on the propeller aircraft under development is described, and the created standard is introduced.

Key Words : Random Vibration Specification(랜덤 진동 규격), Test Standard Tailoring(시험규격 테일러링), Propeller Aircraft(프로펠러 항공기), Fatigue Damage Spectrum(피로 손상 스펙트럼)

1. 서론

개발과정에서 개발품이 처하게 되는 진동환경조건을 선행 연구 후 적합한 시험규격을 테일러링하여 진

동환경시험을 수행하는 것이 바람직한 방법이지만 국내 개발품의 많은 경우가 진동환경시험 수행 시 MIL-STD-810G, DEF STAN 00-35 등의 군사규격에서 제안하는 시험규격을 사용하여 진동환경시험을 수행하고 있다. 이러한 군사규격에서 제시한 시험규격은 각 개발품의 실제 운용환경과 상이한 운용조건에서 생성된 규격이므로 이 규격에 의한 시험은 과도하거나 과소

* Corresponding author, E-mail: songgh16@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

한 시험이 될 수 있기 때문에 개발자는 가능하면 개발품에 적합한 시험규격을 생성하여야 한다.

해외의 사례들을 찾아보면 수송, 비행 진동 방면에서 분석결과와 테일러링 적용사례가 꾸준히 발표되고 있으며^[1-3] 국내의 경우 최근 환경시험규격의 테일러링에 대한 관심이 높아지며 차량과 프로펠러 항공기 등의 관련 연구결과^[4-7]가 발표되고 있다.

본 논문에서는 국내에서 개발 중인 프로펠러 항공기에 탑재될 장비의 운용환경에 적합한 기능시험규격과 내구시험규격의 생성절차 및 방법에 대해 서술하고 생성된 규격을 소개하였다.

2. 진동 계측 및 분석

2.1 데이터 획득

프로펠러 항공기의 운용 간에 발생하는 진동 데이터를 획득하기 위해 노면과 수직방향의 단축(Dytran 3055D4) 26개와 3축(Dytran 3093M10) 2개의 가속도센서가 사용되었다. 동체에 부착된 28개 센서의 위치는 Fig. 1과 같다. 센서 채널번호는 기수에 위치한 채널을 1로 시작하여 후방동체로 갈수록 번호를 증가시켜 총 32개를 부여하였다^[3].

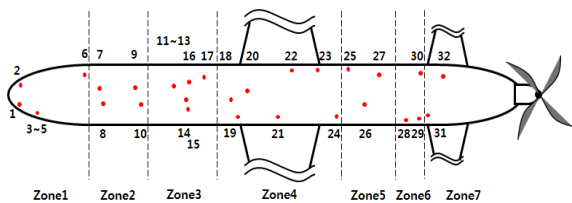


Fig. 1. Schematic diagram of the position of sensors attached to the aircraft fuselage

진동 계측장비는 국내에서 개발한 진동계측시스템(flight vibration measurement system)이 사용되었으며 계측 시 Sampling Rate는 6400 Hz이다.

주파수 분석을 위해 항공기 상태정보에 따라 활주 전, 활주, 상승, 순항, 하강 구간으로 구분하여 운용 구간별 진동 데이터를 획득하였다. 분석에 사용될 진동 데이터의 확보 방법에 대해 MIL-STD-810G w/Change1에서는 통계적으로 적절한 수준으로 32개 이상의 유효한 데이터 블록(block)을 사용하는 것을 추천하고 있다^[8]. 여기서 일반적인 블록 1개의 크기는 1초 동안

획득한 샘플수이며, 주파수 분해능(frequency resolution)은 1 Hz이다. 본 논문에서는 이러한 내용을 참고하여 운용 구간별로 시간 데이터를 60초(60 blocks)씩 선정하여 분석하였다.

주파수 분석을 위한 구간별 데이터 선정 기준은 이론적으로 정상상태(stationary state)의 구간을 추출하여 사용^[9]하여야 하지만 실제 항공기의 운용 상태에서 완벽한 정상상태 구간은 존재하지 않으므로 엔지니어의 판단에 의해 분석을 위한 샘플 구간을 선정한다. 본 논문에서 구간 선정 기준은 항공기 엔진 출력, 프로펠러 회전수, 항공기 속도 등의 항공기 상태정보의 변화량이 적고 고도의 경우 선형적으로 변하는 경향성을 갖는 구간이다. 분석 샘플 구간의 측정환경에 대한 내용은 Table 1과 같다. 표에 단위(%)는 각 요소의 최대 설계 값을 기준으로 정규화한 것이다.

Table 1. Conditions for measuring vibration of sampled data

운용 구간	Engine core speed(%)	Propeller revolution per minute(%)	Air-speed (%)
활주 전	67~68	63~64	0
활주	95~96	96~97	19~74
상승	102~103	96~99	88~89
순항	99~100	97~100	87
하강	77~78	99~101	99~100

2.2 신호 분석

항공기 운용 중 발생하는 진동 특성은 항공기 내부 위치마다 모두 다르며 프로펠러 항공기의 경우 후방에 위치한 엔진 진동의 영향이 커서 동체 후방으로 갈수록 진동 레벨이 높은 경향이 있다. 이러한 이유로 탑재되는 장비의 운용환경에 적합한 규격을 생성하기 위해서는 탑재되는 장비가 위치한 곳의 진동 데이터를 확보하여 분석하여야 한다. 본 연구에서는 엔진 진동의 영향이 적은 항공기 동체 전방의 채널 5번 센서 위치에 탑재된 장비를 대상으로 규격을 생성하기 위해 채널 5번의 진동데이터를 분석하였다.

신호 분석을 위한 조건은 Table 2와 같다. 2.1절의 방법으로 획득한 시간에 따른 진동 데이터에 Hanning window, 67 % Overlapping을 적용하여 푸리에 변환을

통해 15~2000 Hz 범위의 주파수영역으로 변환하고 주파수-PSD(Power Spectral Density) 그래프를 생성하였다.

Table 2. Conditions for signal analysis

Parameter	Value
Sampling Rate	6,400 Hz
Window	Hanning
Overlapping	67 %
PSD Resolution	1 Hz

운용 구간별 PSD 특성은 Fig. 2와 같다. 활주 구간의 경우 활주 중 발생하는 노면 진동에 의해 200 Hz 이하 저주파수 범위에서 고주파수 범위의 크기에 비해 상대적으로 높은 수준의 진동이 발생한다. 또한, 많은 피크들(Peaks)이 발생하는데 레벨이 높은 피크들의 주원인으로는 프로펠러 날개 회전수에 의한 날개통과주파수(Blade Passage Frequency, 이하 BPF)와 엔진 회전수에 의한 조화 주파수 등을 들 수 있다.

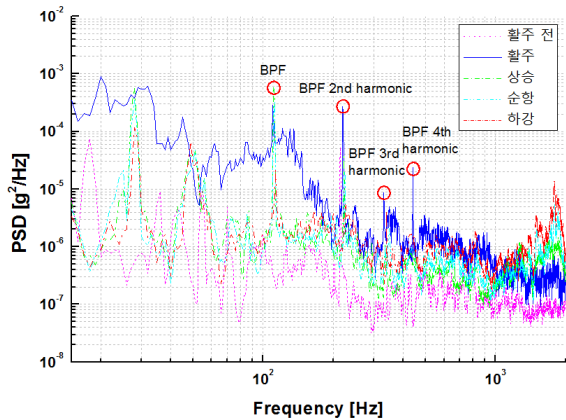


Fig. 2. PSD characteristics by phases of flight

3. 진동 환경시험 규격 생성

진동환경시험은 목표와 방법에 따라 개발시험(Development Test), 품질시험(Qualification Test), 기능시험(Functional Test), 내구시험(Endurance Test, Durability Test), 신뢰성 시험(Reliability Test) 등으로 다양하게 구분되며^[10], 본 연구에서는 이들 중 기능시험(Functional

Test)과 내구시험(Endurance Test)의 규격 생성절차 방법에 대한 연구를 수행하였다.

3.1 기능진동시험

기능진동시험은 시험체(여기서는 항공기 탑재장비)가 임무 중 가혹한 운용 진동조건에 노출된 상태로 요구된 기능을 정상적으로 발휘하는지를 입증하기 위한 시험이며, 각각의 운용 구간별 진동 레벨을 측정 및 분석하여 아래의 방법으로 기능진동시험 규격을 생성한다.

3.1.1 스파이크 생성

MIL-STD-810G w/Change1에서 제시한 프로펠러 항공기 진동규격은 Fig. 3에서 볼 수 있듯이 광대역 랜덤 진동(Lf)과 스파이크 형태의 협대역 랜덤진동(L0-L3)이 결합된 Random on random 진동이다. 여기서 협대역은 프로펠러 날개 회전수에 의한 BPF(F0)와 BPF의 조화 주파수(F1~F3)로 구성된다. 각 스파이크의 대역폭은 운용 중 프로펠러 날개 회전수의 변화를 고려한 ±5 % 이다.

본 연구에서는 MIL-STD-810G w/Change1에서 제시한 진동규격을 참고하여 PSD 레벨이 큰 BPF 4차 조화 주파수까지 광대역과 분리하여 스파이크 형태로 규격을 생성하였다. PSD 레벨은 스파이크 주파수 범위 내에 최대값으로 선정하였다.

MIL-STD-810G w/Change1에서는 엔진에 다중 로터가 존재하는 경우 스파이크를 추가할 수 있도록 명시하고 있으므로 필요시 엔진 로터 회전에 의해 발생한 피크에 대해 스파이크를 추가할 수 있다.

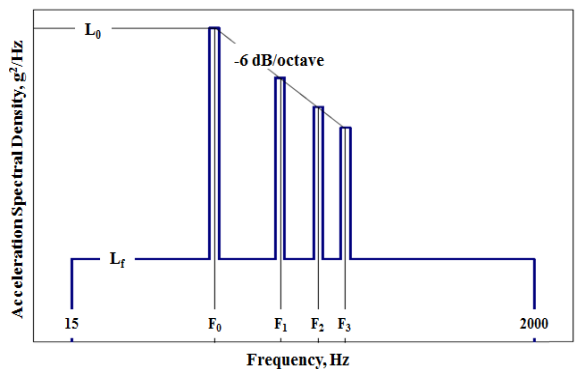


Fig. 3. MIL-STD-810G w/Change 1 514.7D-2 propeller aircraft vibration exposure

3.1.2 PSD 합성

3.1.1절에서 스파이크를 분리한 운용 구간별 광대역 PSD를 합성한다. 기능진동시험은 가혹한 운용 진동조건에 노출된 상태로 요구된 기능을 발휘하는지를 입증하기 위한 시험이므로 계측된 진동 특성이 최대한 반영되도록 각 운용 구간별 PSD 결과를 합성한다. 극한치(Limit)라 일컫는 경계값을 구하는 방법에 대해 Piersol^[11]이 제시한 여러 가지 방법들이 있으며 그것들 중 보수적인 방법인 Envelop Limits(EL)을 사용하여 경계값을 구하였다. EL은 식 (1)과 같이 계산된다.

$$EL_x = \max [x_{ij}] \quad (1)$$

여기서 x_{ij} 는 $i(i = 1, 2, \dots, n)$ 번째 운용 구간 데이터에서 $j(j = 1, 2, \dots, m)$ 번째 주파수에 대한 PSD 값이며 15~2000 Hz 구간에서의 산출된 EL 결과는 Fig. 4와 같다. 주파수별 EL 결과는 1000 Hz 이하에서는 주로 활주구간 데이터가, 1000 Hz 이상에서는 하강구간 데이터가 산출되었다.

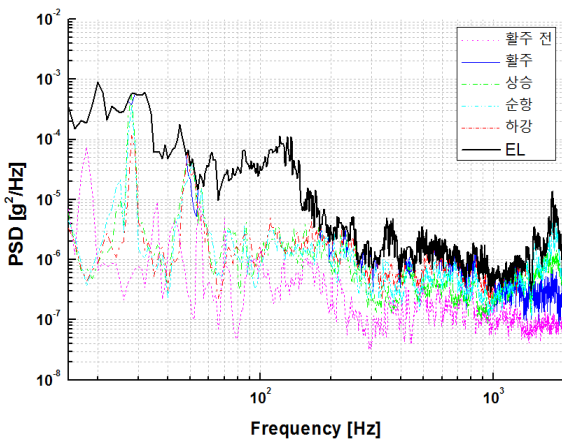


Fig. 4. Result of broadband PSD synthesis

3.1.3 기능진동시험 규격 생성

3.1.2절에서 생성한 광대역 PSD 합성결과에 스파이크(L0~L3)를 합치고 절점 주파수(breakpoint frequency)를 결정한다. 실제 진동시험기를 이용하여 진동시험 제어를 수행할 경우, 제어기(controller)에서 입력 가능한 절점 주파수의 개수가 제한(1,000개 내외)되어 있으며 랜덤진동 규격의 경우에는 일반적으로 최대 50개 내외의 절점 주파수에서 해당 PSD 값을 정의하여

규격을 생성한다. 이 때, 반드시 계측된 진동 프로파일(profile)을 포함하는 PSD Envelop이 만들어지도록 사용자가 절점 주파수를 정해야 하며 이를 위해 사용자는 프로파일의 RMS 값이 3 dB 이내로 변하지 않는 선에서 절점 주파수를 임의로 선정하여 나눌 수 있다.

Fig. 5는 스파이크와 합성된 광대역 프로파일에 임의의 절점을 선택하여 기능진동시험 규격을 생성하여 나타낸 것이다. 그래프에서 볼 수 있듯이 임의의 절점을 선택하여 규격을 생성하면 시험규격의 형상은 사용자에게 따라 조금씩 달라진다. 이러한 진동 프로파일을 스무딩(smoothing)하는 가장 이상적인 방법은 규격의 절점 수는 최대한 줄이고, 원래 프로파일의 형상과 RMS는 최대한 유지하는 것이다^[8].

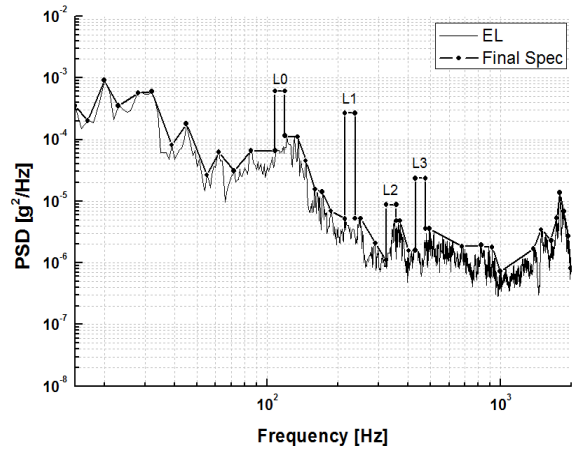


Fig. 5. Functional vibration test standard

3.2 내구진동시험

내구진동시험은 시험체가 수명주기 동안 겪게 되는 진동환경 조건에 노출된 후 발생할 수 있는 기능 및 구조적 결함을 확인하기 위한 시험이다.

이러한 내구진동시험의 규격을 생성하기 위해서는 운용 구간을 대표할 진동 프로파일과 총 수명주기 중 해당 운용 구간에서의 노출 시간이 요구된다. 또한, 운용 구간별 진동 프로파일에 노출 시간에 따른 가중치를 적용한 후 하나의 시험규격으로 합성하는 절차가 필요하다. 이를 위해 MIL-STD-810G w/Change1에서는 통계적인 방법과 FDS 방법을 제안하고 있으며 본 연구에서는 통계적 방법보다는 비교적 계산과정이 단순명료한 FDS 방법을 이용하여 내구진동시험 규격을 생성하였다.

3.2.1 FDS 방법

Henderson과 Piersol은 서로 다른 진동시험에 노출된 시험체의 피로 손상 누적량을 비교하기 위해 FDS (Fatigue Damage Spectrum) 개념을 소개하였다^[12].

FDS는 시스템의 고유 진동수와 관련된 피로 손상 지수를 주파수 스펙트럼으로 나타낸 것으로, 각 운용 구간을 대표하는 PSD를 이용하여 식 (2)와 같이 계산하여 구할 수 있다^[8].

$$DP(f_n) = f_n T \left(\frac{G(f_n)}{f_n \zeta} \right)^{\frac{b}{2}} \quad (2)$$

$DP(f_n)$: Damage index a function of system natural frequency

f_n : System natural frequency(variable), Hz

T : Exposure time in environment, seconds

$G(f_n)$: PSD for a given environment, g^2/Hz

ζ : Damping ratio of system at dominant natural frequency expressed as a decimal

b : Fatigue curve slope value when computed as a linear fit in a log-log domain

식 (2)에서 b 는 Wöhler 곡선에서 재료의 피로 특성과 연관된 상수이며, 시험체의 재료에 따라 일반적으로 5~8을 사용한다. T 는 시험체의 수명주기 중 해당 운용 구간에서의 노출 시간이기 때문에 여기서 계산되는 FDS($DP_i(f_n)$)는 해당 운용 구간에서 받는 피로 손상 누적량을 나타낸다. 따라서 전체 운용구간에서 받는 피로 손상 누적량을 계산할 필요가 있으며 계산방법은 식 (3)과 같다.

$$DP_t(f_n) = \sum_{i=1}^N DP_i(f_n) \quad (3)$$

$DP_t(f_n)$: Total damage index spectrum

$DP_i(f_n)$: Individual environment damage spectra as defined in equation (2)

수명주기 동안 전체 운용구간에서 시험체가 받는 피로 손상 누적량을 계산한 후 내구진동시험 규격을 생성하기 위해 식 (4)와 같이 수명주기 FDS($DP_t(f_n)$)와 동가인 PSD($G(f_n)$)를 구한다. 식 (4)에서 T 는 실제 진동시험기 위에서 수행되는 환경진동시험 시간을 의미

하며 시험시간(T)에 따라 PSD($G(f_n)$) 값을 증가시키거나 감소시킬 수 있다.

$$G(f_n) = f_n \zeta \left(\frac{DP(f_n)}{f_n T} \right)^{\frac{2}{b}} \quad (4)$$

$DP(f_n)$: Cumulative damage index as a function of system natural frequency

f_n : System natural frequency(variable), Hz

T : Total exposure time in environment, seconds

$G(f_n)$: Equivalent PSD for a given $DP(f_n)$, T , g^2/Hz

ζ : Damping ratio of system at dominant natural frequency expressed as a decimal

b : Fatigue curve slope value when computed as a linear fit in a log-log domain

3.2.2 내구진동시험 규격 생성

본 절에서는 3.2.1절에서 소개한 FDS 방법을 이용하여 프로펠러 항공기에 탑재될 장비의 내구진동시험 규격을 생성하였다. 내구진동시험 규격도 기능진동시험 규격과 동일하게 광대역과 협대역을 분리하여 규격을 생성한다.

우선, 3.1.1절에서 스파이크를 분리한 운용 구간별 광대역 PSD를 식 (2)에 대입하여 운용 구간별 FDS를 생성한다. 이때, 본 연구에서는 ζ 는 0.05를 사용하였으며 식(2)와 식(4)에서 ζ 는 동일한 상수이기 때문에 그 값이 규격에 영향을 주지는 않는다. b 의 경우 대상 시험체는 여러 가지 재료가 복합되어 있기 때문에 보수적인 규격을 생성하기 위해 해당 재료 중 가장 작은 b 값인 5를 사용하였다^[13]. 그리고 T 는 탑재 장비의 수명주기인 1000시간 중 해당 운용 구간에서의 노출 시간을 사용하였다.

이렇게 생성한 5개 구간 FDS를 식 (3)에 대입하여 Fig. 6과 같이 전체 구간 FDS를 계산하였다.

다음 단계로, 전체 구간 FDS를 식 (4)에 대입하여 내구진동시험 규격을 만들기 위한 PSD를 계산하였다. 이때, FDS 계산 때와 동일하게 ζ 는 0.05를 b 는 5를 각각 사용하였으며, 내구진동시험 시간 T 는 1시간을 사용하였다. 여기서 1시간 대신 총 노출시간인 1000시간을 대입하면 시험시간이 1000시간인 시험규격이 만들어지고, T 를 시험시간으로 감소시키면 시간압축을 통해 가속화된 시험규격을 만들 수 있다^[8]. 이렇게 생성한 광대역 PSD를 Fig. 7에 가는 실선으로 나타내었다.

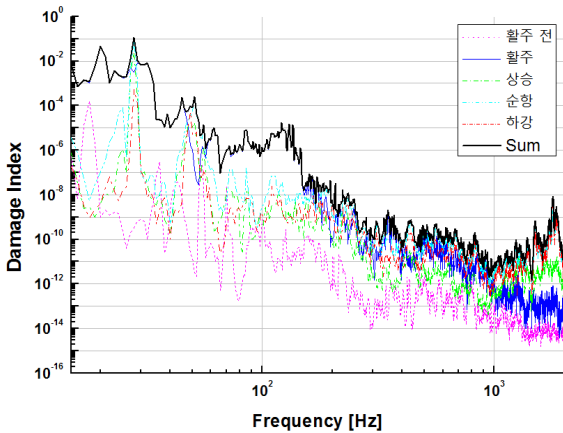


Fig. 6. FDS calculation results for all phases of flight

광대역 PSD와 합성할 협대역 PSD(스파이크)의 생성절차로 먼저, 각 운용 구간별로 항공기의 스파이크 주파수 범위 내에 PSD 최대값을 선정해준다. 그리고 PSD 최대값과 스파이크 중심주파수(F0~F3)를 식 (2)에 대입하여 운용 구간별 FDS를 생성한다. 이렇게 생성한 FDS를 이용하여 앞서 소개한 광대역 PSD 생성절차와 동일한 방법으로 스파이크를 계산해준다. 스파이크의 대역폭은 기능진동시험 규격과 동일하게 중심주파수의 $\pm 5\%$ 이다. 마지막으로, 광대역 PSD에 스파이크를 합치고 임의의 절점을 선택하여 생성한 내구진동시험 규격은 Fig. 7과 같다.

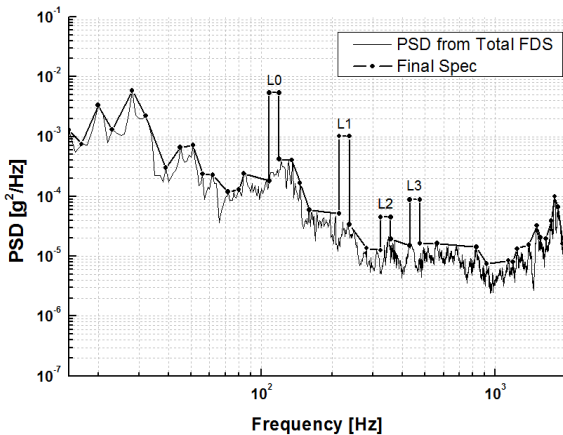


Fig. 7. Endurance vibration test standard

3.2.3 내구진동시험 규격 비교

본 절에서는 3.2.2절에서 생성한 내구진동시험과 MIL-STD-810G w/Change 1 514.7D-2에 제시하고 있는 프로펠러 항공기 진동규격을 비교하였다. Fig. 8에서 볼 수 있듯이 군사규격에서 제시한 시험규격은 연구에 사용된 항공기와는 다른 기종, 다른 운용환경에서 계측한 데이터로 생성된 규격이기 때문에 실제 운용 환경에서 계측한 데이터로 생성한 규격과는 상이한 것을 알 수 있다.

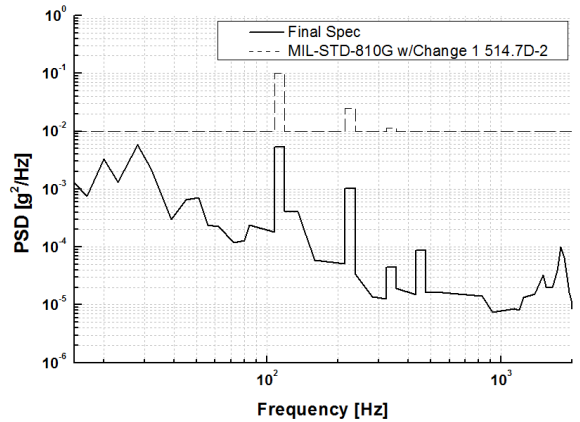


Fig. 8. Comparison of endurance vibration test standards

4. 결론

본 연구에서는 국내에서 개발 중인 프로펠러 항공기의 운용 간에 발생하는 진동데이터를 획득 및 분석하여 항공기에 탑재될 장비의 운용환경에 적합한 기능진동 규격을 생성하고 MIL-STD-810G w/Change1에서 제안하는 FDS 방법을 이용하여 내구진동 규격을 생성하였다.

군사규격에서 제시한 시험규격을 이용한 시험은 실제 운용환경과 상이한 운용조건에서 생성된 규격이므로 이 규격에 의한 시험은 과도하거나 과소한 시험이 될 수 있으므로 본 논문에서 제시한 절차에 따라 시험규격을 생성한다면 조금 더 신뢰성 있는 환경진동 시험을 수행할 수 있을 것이라 판단된다.

References

- [1] J. Singh, S. P. Singh and E. Joneson, "Measurement and Analysis of US Truck Vibration for Leaf Spring and Air Ride Suspensions and Development of Tests," *Packaging Technology and Science*, Vol. 19, 2006.
- [2] V. Chonhenchob, S. Stipod, D. Swasdee, P. Rachtanpun, S. P. Singh and J. Singh, "Effect of Truck Vibration During Transport on Damage to Fresh Produce Shipments in Thailand," *Journal of Applied Packaging Research*, Vol. 3, No. 1, pp. 27~38, 2009.
- [3] Manoj Kumur, T. Narasimha Rao and K. Jayathirtha Rao, "Tailoring of Vibration Test Specifications for a Flight Vehicle," *Defence Science Journal*, 52(1), 41~45, 2002.
- [4] D. H. Kim, I. K. Park and J. Y. Kim, "Development of a Vibration Specification I : Generation of Transportation Vibration Specification by Utilizing Measured Vibration Data of a Vehicle," *Proceeding of KSAS Spring Conference*, pp. 972~975, 2015.
- [5] S. H. Back, J. K. Kim, and T. Y. Kang, "Study on The Application Method of The Tailoring Based on MIL-STD-810G," *Proceeding of The Korean Society of Mechanical Engineers Conference*, pp. 24~24, 2017.
- [6] C. H. Kim, K. H. Song and I. K. Park, "Study on Vibration Test Specification Tailoring Procedure of Propeller Aircraft," *KIMST Fall Conference Proceedings*, pp. 523~524, 2018.
- [7] J. M. Park, J. W. Lee and R. S. Myong, "Environmental Test Tailoring for Fighter Aircraft Intended for Operating in Korean Peninsula," *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 47(5), pp. 344~357, 2019.
- [8] MIL-STD-810G w/Change 1, "Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests," Method 514.7 Annex F, 2014.
- [9] J. S. Bendat, A. G. Piersol, "Random Data, 4th Edition," John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, pp. 335-338, 2010.
- [10] MIL-STD-810H, "Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests," Method 514.8 Annex A, 2019.
- [11] 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.
- [12] G. R. Henderson, A. G. Piersol, "Fatigue Damage Related Descriptor for Random Vibration Test Environments," *Sound and Vibration*, pp. 20~23, 1995.
- [13] C. Lalanne, "Mechanical Vibration and Shock Analysis, Specification Development, 2nd Edition," Wiley-ISTE, Hoboken-London, pp. 344-360, 2009.