

비선형 특성을 고려한 항공용 발사대 실측 기반 진동 규격 최적화

Optimization of Vibration Specifications for an Airborne Launcher Based on In-flight Measurements Considering Nonlinear Characteristics

박 지 환[†] · 황 진 홍^{*} · 반 창 봉^{*} · 김 원 준^{*}

Jihwan Park[†], Jinhong Hwang^{*}, Changbong Ban^{*} and Wonjun Kim^{*}

(Received April 9, 2026 ; Revised May 19, 2026 ; Accepted June 1, 2026)

Key Words : Airborne External Store(항공용 외부 장착물), Transmissibility(전달함수), Fatigue Damage Spectrum(피로 손상 스펙트럼), Kurtosis(첨도), Structural Optimization(구조 최적화)

ABSTRACT

In this study, the vibration characteristics of an airborne external store, originally designed using MIL-STD-810G reference profiles, were re-evaluated to support structural optimization based on in-flight measurements. Nonlinear contact boundary conditions among bomb rack unit hooks, store lugs, and sway braces were considered to overcome the limitations of conventional linear analysis. Vibration data were obtained from nine rotorcraft flight sorties with the store mounted on a pylon, and a power spectrum density (PSD) envelope with a +3 dB safety margin was derived. Analysis accuracy was improved by incorporating high kurtosis, a defining feature of rotorcraft vibration, into the fatigue damage evaluation. To address the limitations of linear finite element analysis caused by nonlinear contact behavior, experimental transmissibility functions for the pylon-to-store energy path were established. Critical resonances were identified using vibration response spectrum analysis, and fatigue damage spectrum analysis confirmed that the AL7075 structure ensures adequate fatigue life over 2500 hours. The results suggest that MIL-STD-810G profiles are overly conservative. The proposed tailored 4-h accelerated PSD achieved an approximately 35 % stress reduction, enabling weight optimization.

1. 서 론

회전의 항공기에 장착되는 항공용 발사대는 운용 중 엔진에서 발생하는 진동과 주 회전 날개의 회전에 의한 주파수의 고진폭 조화 진동, 그리고 환경 변화에 따른 광대역 랜덤 진동이 중첩된 매우 복잡한 동적 환경에 노출된다. 이러한 가혹한 진동 환경에서 항공용 발사대의 구조적 건전성을 보장하기 위해 일반적으로 MIL-STD-810G와 같은 범용 군사 규격의 reference

PSD(power spectrum density) 프로파일을 참조하여 설계 및 시험의 기준으로 활용되었다. 그러나 이러한 표준 규격은 운용 조건을 포괄하기 위해 지나치게 보수적인 진동 프로파일을 형성하는 경향이 있으며, 이는 실제 비행 데이터와의 괴리를 발생시킨다^(1,2). 경량화 및 고효율화를 위해서는 기준에 과도하게 설정된 진동 규격을 탈피하여 실측 기반의 정밀한 진동 특성 분석과 이를 통한 최적화된 수명 예측 방법론이 요구되는 시점이다.

일반적으로 항공용 발사대의 설계 단계에서는 군사 규격 MIL-STD-810G의 reference PSD 프로파일을 입

[†] Corresponding Author ; Member, LIG Defense&Aerospace, Research Engineer
E-mail : jihwan.park@ligdna.com

^{*} LIG Defense&Aerospace, Researcher

[‡] Recommended by Editor Chan Jung Kim
© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

력 하중으로 가정하고, 선형적 에너지 전달 특성을 전제로 구조 건전성을 예측한다⁽³⁾. 항공용 발사대는 군사 규격 MIL-STD-8591에서 제시하는 항공용 외부 장착물의 규격을 참고하여 설계된다⁽⁴⁾. 기체 파일론에 부착된 BRU(bomb rack unit) hook가 항공용 발사대의 lug와 결합되고 파일론 혹은 BRU에 부착된 crutch bolt의 swaybrace가 항공용 발사대를 밀어내어 지지하는 복잡한 경계 조건을 형성한다. 이러한 경계 조건은 실제 운용 환경에서 마찰 감쇠나 접촉 강성 변화 등 비선형 특성을 나타내며, 단순 선형 이론만으로는 복잡한 진동 전달 경로를 정확히 규명하는 데 한계가 있다. 특히 이러한 비선형 특성은 특정 주파수에서 응답의 증폭이나 감쇠를 유발하여 실제 운용 환경을 보수적으로 반영하게 만드는 원인이 된다. 따라서 항공용 발사대의 정확한 동적 특성을 파악하고 최적화된 설계를 위해서는 이론적 예측에 의존하기보다 실제 비행 환경의 데이터를 바탕으로 전달함수(transmissibility) 분석과 이를 반영한 수명 평가가 필수적이다^(5,6).

이러한 한계를 극복하기 위해 실제 운용 중인 회전익 항공기의 파일론에 항공용 발사대를 장착하여 비행 중에 발생하는 진동 데이터를 항공용 발사대의 lug 근처에서 직접 계측하였다. 총 9회 비행 시험의 진동 계측 데이터를 기반으로 +3 dB 안전 마진을 가진 PSD 프로파일을 계산하였으며, 유한요소 해석으로 변형량에 대한 단위 응답 환산계수를 구하여 VRS (vibration response spectrum) 분석에 적용하여 동적 구조 하중에 대한 구조 내구성을 판단하였다⁽⁷⁻⁹⁾. 또한 운용 시간 내 피로 건전성 판단을 위해 비가우시안(non-Gaussian) 특성을 반영한 정밀 분석을 수행하였다. 총 2500 시간의 운용 수명에 대한 항공용 발사대의 피로 건전성을 FDS(fatigue damage spectrum)로 검증하고, 이를 역산하여 실측 기반의 최적화 PSD 프로파일을 제시함으로써 향후 항공용 발사대의 경량화 설계 가능성을 입증하고자 한다.

2. 본 론

2.1 이론적 배경

(1) 회전익 항공기의 진동 발생 및 경계 조건

미국 군사 규격인 MIL-STD-810G method 514.6 ANNEX D 2.3 category 14 rotary wing aircraft - helicopter에 따르면 회전익 항공기의 진동 환경은 크

게 세 가지 물리적 기전으로 구분할 수 있다. 첫째는 주 회전 날개의 회전 주파수 및 날개 통과 주파수에 의해 발생하는 고진폭 이산형 사인 성분(discrete sine tone)의 조화 진동이다. 이는 회전익 진동의 지배적인 성분으로 파일론을 통해 항공용 발사대로 직접 전달되어 피로 손상을 유발하는 핵심 하중이 된다. 둘째는 주 회전 날개에 의한 하향풍과 불규칙한 기류 변화에 의한 광대역 랜덤 진동이다. 이는 전 주파수 대역에서의 기저 진동을 형성하며 장착물의 구조적 공진을 유발한다. 셋째는 엔진 및 기어박스과 같은 기계적 구동계에서의 고주파수 진동 성분이다. 주요 진동원과 항공용 발사대가 파일론에 결합하여 있는 형상은 Fig. 1과 같다.

회전의 항공기의 진동은 파일론 내부에 장착된 BRU의 hook와 crutch bolt의 swaybrace가 항공용 발사대의 lug와 swaybrace area 간 기계적 접촉을 통해 전달된다. 이는 Fig. 2와 Fig. 3과 같이 완전 고정 상태가 아닌 비선형 접촉 경계 조건에서 마찰 감쇠 및 비선형 강성 특성으로 인해 에너지 증폭 및 감쇠 현상을 유발한다. 이에 선형적 에너지 전달을 가정하는 MIL-STD-810G reference PSD 프로파일은 실제 환경을 보수적으로 평가할 가능성이 크므로, 실측 데이터 기반의 정밀한 분석이 필수적이다.

항공용 발사대의 외형은 Fig. 4와 Fig. 5와 같이 직경 350 mm, 가로길이 270 mm, 전장 2000 mm이며 중량은 110 kg이다. 항공용 발사대는 미국 군사 규격인 MIL-STD-8591 규격 내용 중 14 Inch Lug Stores를 참고하여 설계하였다. 355.6 mm(14 inch) 간격으로 453.6 kg(1000 lb) lug 2개를 장착하였고 crutch bolt swaybrace와의 결합을 위해 항공용 발사대에 swaybrace area를 설계하였다.

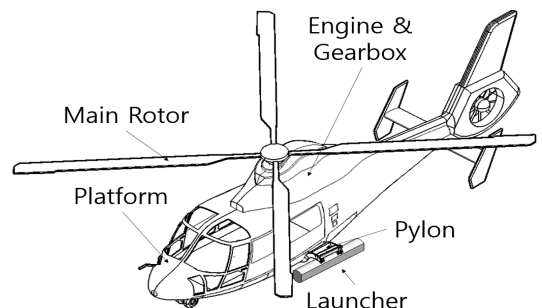


Fig. 1 Platform and store configuration

(2) 진동 계측 및 데이터 수집

회전의 항공기 운용 환경에서 항공용 발사대로의 진동 전달 특성을 분석하기 위해 두 곳의 주요 계측 지점을 선정하여 데이터 수집을 수행하였다.

첫 번째 지점은 기체와 무장 시스템을 연결하는 파일론으로, 본체로부터 전달되는 진동의 흐름을 관측하고자 sensor A를 부착하였다. 두 번째 지점은 항공용 발사대 전방 lug 근처에 설정하여, 파일론을 거쳐 항공용 발사대에 전달되는 진동 응답 특성을 확인하고자 sensor B를 부착하였다. 진동 계측에는 DTS사 가속도 계측 센서인 TSR-AIR를 사용하였다. 가속도

센서의 부착 위치는 Fig. 6과 같다.

데이터의 통계적 신뢰성 및 재현성을 확보하기 위해 총 9회의 시험 비행을 수행하며 진동 데이터를 계측하였다. 비행 조건은 9회 모두 동일한 형상과 중량의 항공용 발사대를 양쪽 pylon에 장착한 상태로 약 1시간 동안 실제 임무 수행 조건에 맞게 운용해 보는 장착 비행(captive flight)이다.

회전의 항공기의 특성상 짧은 시간 동안 발생하는 진동을 수집하기 위해 데이터 계측 샘플링 주기는 2000 Hz로 설정하였으며, 전체 비행 데이터 중 동일한 임무 비행 조건에서의 정적 및 동적 특성이 안정적으로 나타나는 일부 구간을 선별하여 분석에 활용하였다.

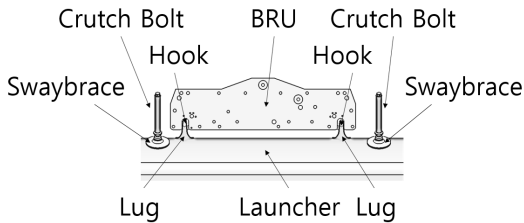


Fig. 2 Non-linear contact boundary condition

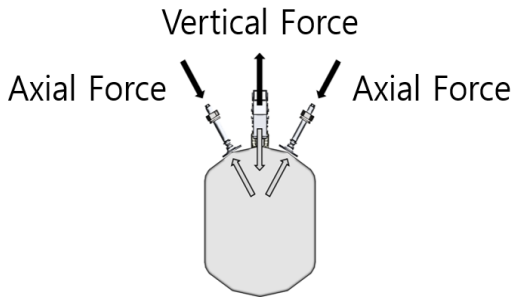


Fig. 3 Force applied to the airborne launcher

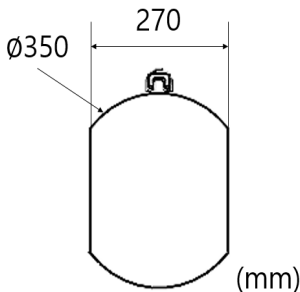


Fig. 4 Airborne launcher configuration (front)

(3) VRS 분석

VRS는 입력 PSD 프로파일에 대해 구조물이 나타내는 최대 응답을 주파수 영역에서 분석하는 도구이다. 일반적인 선형 이론은 입력 PSD 프로파일 진동 크기와 관계없이 일정한 전달함수를 가정하지만, 항공용 발사대의 비선형 경계 조건에서는 진동 크기에 따라 응답 특성이 가변적으로 나타난다.

따라서 다양한 진동 크기를 갖는 실측 데이터로부터 입력 PSD 프로파일($G_m(f)$)과 응답 PSD 프로파일($G_{out}(f)$)의 비를 통해 각 운용 조건 별 전달함수($T(f)$)를 식(1)과 같이 도출하였다.

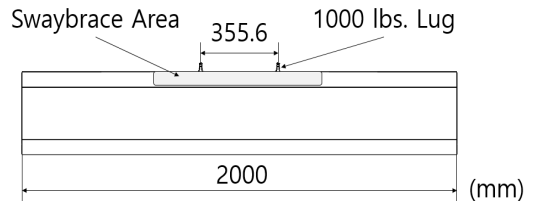


Fig. 5 Airborne launcher configuration (side)

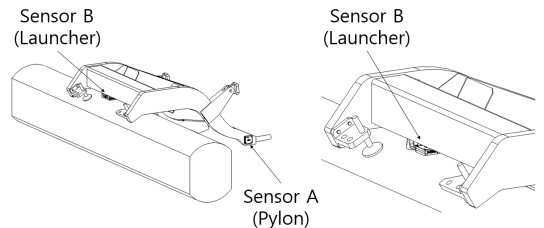


Fig. 6 Sensors position (pylon, launcher)

$$T(f) = \sqrt{\frac{G_{out}(f)}{G_m(f)}} \quad (1)$$

이를 기반으로 고유진동수(f_n) 변화에 따른 VRS의 실효치(σ_A)를 식 (2)와 같이 산출함으로써 진동 크기 변화에 따른 비선형 접촉 경계 조건의 동적 응답 특성을 주파수 영역에서 정량적으로 분석하였다.

$$\sigma_A(f_n) = \sqrt{\int_0^{f_{max}} G_m(f) \cdot |T(f)|^2 df} \quad (2)$$

(4) 비가우시안 특성 및 첨도(kurtosis) 분석

회전의 항공기의 진동 환경은 주 회전 날개의 회전 성분에 의한 이산형 사인 성분의 조화 진동 및 공력 하중 영향으로 인해 확률밀도함수(PDF)가 정규분포를 벗어나는 비가우시안 특성을 나타낸다. 이러한 통계적 비정규성은 표준 가우시안 가정의 해석보다 구조물의 피로 손상을 가속할 수 있으므로, 정량적으로 평가하기 위해 첨도 분석을 수행하였다.

이 분석에서는 앞서 기술한 파일론 및 항공용 발사대의 각 관심 영역에서 계측된 3축 시간-가속도 데이터를 활용하였다. 이를 통해 파일론과 항공용 발사대의 비가우시안 특성을 확인할 수 있고, 파일론에서 항공용 발사대로 진동이 전달될 때의 비가우시안 특성 변화 및 전달률을 관찰할 수 있다. 수집된 데이터로부터 산출된 첨도 값을 통해 표준 가우시안 분포 대비 진동 에너지 분포를 분석하였다.

Fig. 7은 항공용 발사대의 Y축에 대한 가우시안 분포 결과이다. 계측된 진동 가속도의 확률밀도함수를 표준 가우시안 분포와 비교한 결과 두 위치 모두 첨도 3.0 이상의 분포를 보였다. 이는 파일론과 항공용 발사대 모두 기하학적 특성에 따른 동적 증폭 및 공력 하중의 불확실성이 크다는 것을 의미한다. Table 1에 정리한 다른 축에 대한 첨도 분석도 전형적인 비가우시안 특성을 보였다. 이는 구조물에 가해지는 누적 피로 손상을 가속하는 주된 요인이 되며, 비가우시안 특성을 누적 손상 모델에 반영함으로써 수명 예측의 신뢰성을 확보하였다.

(5) 피로 손상 스펙트럼 및 누적 손상 이론

시간 영역의 복잡한 진동 하중을 주파수 영역의 피로 손상량으로 변환하기 위해 FDS 기법을 활용하였다. 구조물의 누적 손상도는 하중의 진폭 분포와 반

복 횟수를 바탕으로 miner rule에 따라 산출된다. 항공용 발사대 구조재의 피로 특성을 적용하여, 총 2500시간 운용 시간에 대한 구조적 피로 건전성을 평가하였다.

비선형 접촉 경계 조건에 따른 비가우시안성 진동 가속도를 피로 해석에 정량적으로 반영하기 위하여, 조화 응답 해석(harmonic response analysis)을 수행하여 단위 주파수 별 단위 응력 환산계수(stress response function, $H_o(f)$)기법을 적용하였다.

이를 구하기 위해서 항공용 발사대에 1 Hz 단위로 1 g 하중을 인가하여 단위 응력 스펙트럼을 도출하였다. 이후 축별 단일 첨도를 기반으로 고응력 발현 빈도를 보정하는 비가우시안 응력 변환 계수(C_{NG})를 식 (3)과 같이 정의하였다.

$$C_{NG} = (K/3)^{1/2b} \quad (3)$$

b 는 항공용 발사대 주 구조물 재료의 S-N curve 기울기 지수이다. 입력 PSD 프로파일($G_m(f)$), 전달 함수($T(f)$), 응력환산계수($H_o(f)$), 비가우시안 응력 변환계수($C_{NG} = (K/3)^{1/2b}$)를 이용하여 보정된 PSD 프로파일($G_o(f)$)은 식 (4)와 같이 산출한다.

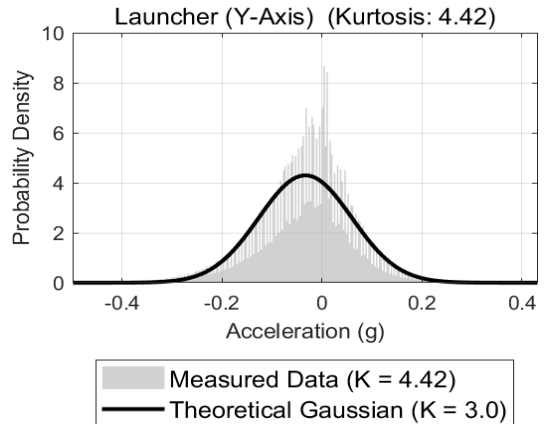


Fig. 7 Non-Gaussian data of launcher (Y-axis)

Table 1 Summary of kurtosis for all measured axes

Axis	Pylon kurtosis	Launcher kurtosis
X	3.12	3.90
Y	3.66	4.42
Z	4.84	3.79

$$G_o(f) = G_{in}(f) \cdot |T(f)|^2 \cdot [C_{NG} \cdot H_o(f)]^2 \quad (4)$$

식 (4)의 수치 적분을 통해 도출된 응력 응답의 분산을 christian lalanne 모델의 확률밀도함수에 대입함으로써, 특정 진동수(f_n)에 대한 최종 보정 피로손상 지수($D(f_n)$)은 식 (5)와 같이 산출한다.

$$D(f_n) = (T/C) \cdot f_n \cdot [\sqrt{2}\sigma_o(f_n)]^b \cdot \Gamma(1+b/2) \quad (5)$$

T 는 총 진동 노출시간, C 는 재료의 피로 연성 계수이며 Γ 는 감마 함수이다. 이를 통해 비선형 접촉에 의한 고응력 발현 빈도 효과를 반영한 FDS 분석을 수행하였다.

(6) 가속 시험 시간 단축 및 규격 도출

시험 효율성을 극대화하기 위해 가속 시험 시간 단축 이론을 적용하였다. Miner-Palmgren 모델을 바탕으로 실제 운용 환경의 손상도와 실험실에서의 가속 하중 환경이 동일한 누적 손상을 유발한다는 원리를 바탕으로 하였다. 운용 시간(t_2)과 운용 PSD 프로파일($W(f)_2$)에 대한 등가 가속 시험 시간(t_1)과 등가 시험 PSD 프로파일($W(f)_1$)을 구하기 위해 식 (6)을 사용하였다.

$$t_2/t_1 = [W(f)_1/W(f)_2]^{m/2} \quad (6)$$

m 은 S-N curve의 보정 계수이며 일반적으로 5~8의 값을 갖는다. 식 (6)을 이용하여 총 2500시간의 실 운용 환경을 측당 4시간의 가속 시험 PSD 프로파일을 계산하였다. 이는 실측 기반의 최적화 PSD 프로파일로써 시험의 경제성을 확보하였다.

2.2 비행 시험 및 데이터 획득

(1) 데이터 분석 및 PSD 프로파일 도출 방법

비행 시험의 계측 시간 동안 초당 2000번의 가속도를 계측하였다. 이를 0.3051 Hz 주파수 분해능으로 FFT 변환하여 PSD 프로파일을 산출하였다. 모든 비행마다 계측 환경의 변동성이 존재하므로, 이를 통합하는 하나의 대표 PSD 프로파일을 생성하기 위해 최댓값을 갖는 envelope PSD를 산출하였다. 이는 특정 주파수 대역에서 발생할 수 있는 최대 에너지를 보수적으로 반영하기 위함이다.

(2) 실측 기반 Envelope PSD 프로파일 산출

실측 데이터 기반의 신뢰성 있는 envelope PSD를 도출하기 위해 계측 데이터의 주파수 대역별 유효성을 검토하였다. Table 2는 9회의 비행 시험을 통해 획득한 envelope PSD의 축별 누적 Grms 에너지 포화도를 나타낸 것이다. 분석 결과 진동 에너지의 95% 이상이 250 Hz 이내의 주파수 대역에 집중되어 있음을 확인하였다. 이는 250 Hz 이상의 진동 성분이 구조적 파손이나 피로 누적에 관여하는 물리적 에너지가 희박함을 의미한다.

MIL-STD-810G reference PSD 프로파일과의 연관성을 고려하여 500 Hz의 주파수 상한을 설정하였다. 계측 데이터의 비가우시안성과 통계적 편차를 고려하여 +3 dB 마진을 적용하여 안전 마진 PSD 프로파일을 구하였다. 그중 Y축과 Z축에 대한 안전 마진 PSD 프로파일은 Fig. 8과 같이 표현하였다.

Table 3은 MIL-STD-810G reference PSD 프로파일 대비 안전 마진 PSD 프로파일을 비교한 데이터이다. 전반적인 에너지가 완화된 것을 확인하였다.

(3) VRS 분석을 통한 가속도 분석

안전 마진 PSD 프로파일이 항공용 발사대의 동적 응답 특성에 미치는 영향을 정량적으로 검토하기 위해 Fig. 9와 같이 VRS 분석을 수행하였다.

VRS 분석을 모달 해석(modal analysis) 결과와 결합하여 피크 지점의 구조 건전성을 판단하였다. 500 Hz 인근 응답의 수치적 수렴성을 제고하기 위해 모드 추출 범위를 750 Hz까지 확장하여 수행하였다. Fig. 10은 항공용 발사대의 주요 모드 형상이다.

모달 해석의 유효성을 검증하기 위해 모든 축 방향에 대한 질량 참여율을 분석하였다. 750 Hz 이내에서 추출된 85개의 모드 분석을 통해 Table 4와 같이 누적 질량 참여율을 확보하였고, 군사 규격 요구치인 90% 이상의 기준을 만족함으로 신뢰도 높은 해석

Table 2 Summary of energy saturation for all axes

Axis	95 % energy saturation frequency [Hz]
X	50.50
Y	241.99
Z	116.15

모델임을 입증하였다.

항공용 발사대 모달 해석 결과와 MIL-STD-810G 에서 정의하는 회전익 항공기의 주요 가진 주파수 대역을 Table 5에 비교하였다.

초기 설계 단계에서는 항공용 발사대의 고유진동수가 주 회전 날개의 회전 주파수 및 이산형 사인 성분 조화 주파수를 충분히 회피하도록 고려되었으나,

항공용 발사대의 구조적인 영향과 항공용 발사대 내부에 들어가는 로켓의 거동으로 인하여 회전익 항공기의 특정 이산형 사인 성분 조화 주파수 인접 대역에서 일부 모드 주파수가 관찰되었다.

이러한 주파수 근접성은 저주파 대역에서의 공진 유발 가능성을 시사하므로, 단순한 주파수 회피 판단을 넘어 응력 환산계수(K-factor)를 구하여 추가 검증을 수행하였다. 주파수 일치 구간에서의 가속도 응답 증폭 정도와 임계 지점의 발생 응력을 정량적으로 산출하였으며, 해당 공진 성분이 구조적 건전성에 미치는 영향성을 평가하였다.

(4) 응력 환산계수를 이용한 해석 및 안정성 평가 일반적인 진동 해석은 PSD 프로파일 입력에 대해 통계적인 응답만을 산출하므로 특정 주파수 대역에서

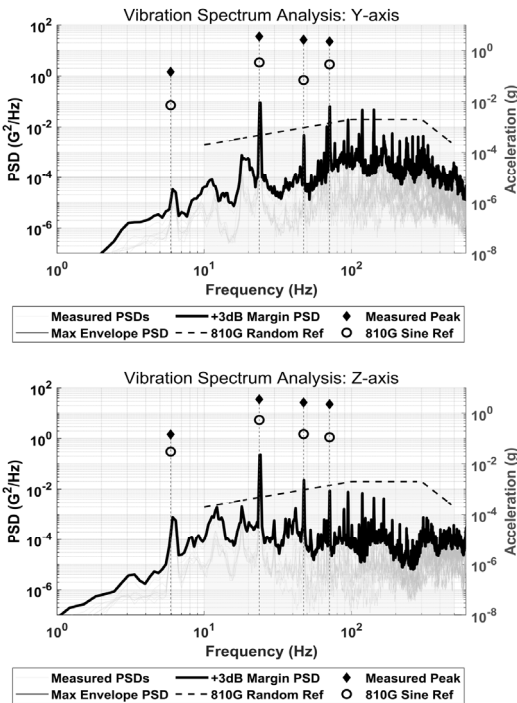


Fig. 8 Safety margin PSD profile (Y, Z-axis)

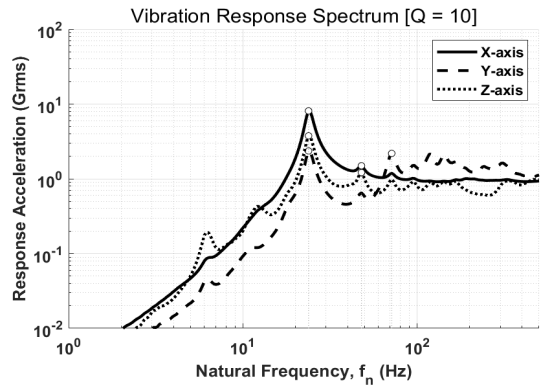


Fig. 9 Vibration response spectrum

Table 3 Comparison of Grms and sine peak

Sine peak		Acceleration			
		810G	X-axis	Y-axis	Z-axis
No	Hz	Ref	Meas	Meas	Meas
1	5.9	0.146	0.010	0.007	0.030
2	23.7	3.552	1.169	0.340	0.541
3	47.4	2.646	0.141	0.069	0.150
4	71.0	2.250	0.097	0.286	0.112
Sine peak + random region		Total Grms			
		810G	X-axis	Y-axis	Z-axis
		Ref	Meas	Meas	Meas
		4.421	1.198	0.680	0.663

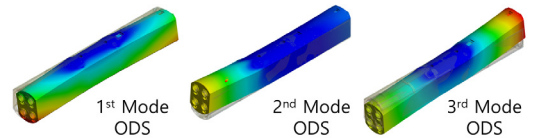


Fig. 10 Modal analysis result (1 mode ~ 3 mode)

Table 4 Effective mass fraction result (~ 750 Hz)

Axis	Effective mass fraction [%]
X	93.81
Y	95.34
Z	91.35

의 동특성이 응력 발생에 미치는 영향을 직관적으로 파악하기 어렵다. 이에 단위 입력 가속도에 대한 구조 응답 특성을 구하여 주파수 영역에서 정의하였고 이를 통해 물리적인 타당성을 확보하였다.

조화 응답 해석을 통해 응력 환산계수를 산출하였다. 항공용 발사대에서 응력 집중이 예상되고 하중 흐름이 명확하다고 판단되는 swaybrace 경계 조건 근처 지점을 선정하였고, 1 Hz ~ 750 Hz 범위에서 1 Hz 분해 주파수에 대한 1 g 단위 가속도를 모든 축 방향에 인가하였다. 이를 통해 얻은 주파수 별 응력 환산계수는 Fig. 11과 같으며, 이는 구조물의 고유진동수와 같이 특정 주파수의 진동 에너지가 구조적 응력으로 변환되는 효율을 의미한다. 축 별 주요한 응력 환산계수를 Table 6에 정리하였다.

응력 환산계수를 VRS 분석에 적용하였고 Fig. 12와 같이 3-sigma 분석을 통해 가속도 증폭이 구조적 응력으로 변환되는 수준을 확인하였다. 그리고 항공용 발사대 구조물의 피로 강도 대비 구조적 응력의 크기의 비율을 Table 7과 같이 정리하였다.

MMPDS를 참조하여 항공용 발사대 주 구조재인 AL7075-T7651의 피로 강도를 152 MPa로 선정하였다. 분석 결과, 시스템의 최대 3-sigma 응답은 Y축에서 10.07 MPa로 산출되었다. 이는 피로 강도 대비 약 6.6 % 수준에 불과하여 동적 하중에 대한 충분한 구조적 마진을 확보하고 있음을 확인하였다.

Table 5 Comparison of frequencies

Category	Frequency [Hz]	Remarks
1st sine peak	5.9	Main rotor harmonic (1P)
2nd sine peak	23.7	Main rotor harmonic (2P)
3rd sine peak	47.4	Main rotor harmonic (3P)
1st modal	51.2	Y-axis bending motion
4th sine peak	71.0	Main rotor harmonic (4P)
2nd modal	76.4	Z-axis bending motion
3rd modal	83.9	Y-axis rotating motion

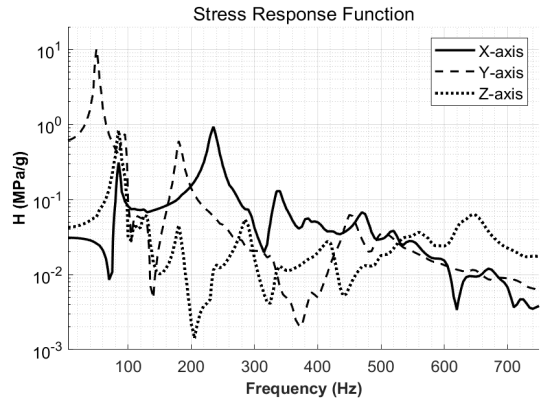


Fig. 11 Stress conversion factor result

Table 6 Major stress conversion factor result

Axis	K-factor [MPa/g]	Frequency [Hz]
X	0.93	235.0
Y	10.20	50.0
Z	0.83	85.0

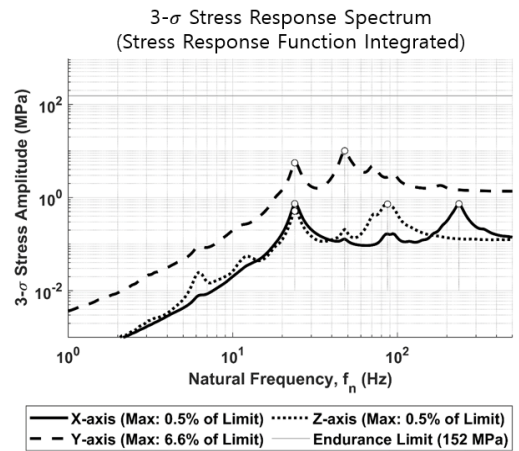


Fig. 12 3-sigma stress response spectrum

Table 7 Major 3-sigma stress result

Axis	3-sigma stress [MPa]	Limit ratio [%]
X	0.74	0.5
Y	10.07	6.6
Z	0.72	0.5

VRS 분석을 통해 확인된 동적 구조 건전성을 바탕으로 운용 수명 동안의 누적 피로 손상을 평가하였다. 단순히 응력의 피크치가 허용 한도 내에 있다는 사실 만으로는 장기 운용 시의 신뢰성을 담보할 수 없으므로, VRS 분석에서 도출된 설계 마진이 실제 누적 손상 관점에서도 유효한지를 검증할 필요가 있다. 이에 FDS 분석을 수행하여 총 2500시간 운용 시간 동안의 반복 하중에 의한 누적 손상 지수를 산출하고 피로 건전성을 평가하였다.

(5) 침도 보정 계수를 적용한 피로 건전성 평가

안전 마진 PSD 프로파일의 피로 건전성을 평가하고자 항공용 발사대 주 구조재의 피로 특성을 고려한 FDS 분석을 Fig. 13과 같이 수행하였고 이를 Table 8에 정리하였다. 비가우시안 특성이 피로수명에 미치는 가속화 효과를 반영하기 위해 침도를 활용한 보정 계수를 피로 해석 모델에 적용하였다.

총 2500 운용 시간의 FDS 분석 결과 Y축 방향 누적 손상 지수가 0.2 %로 설계 임계치 이내에서 구조적 건전성이 충분히 확보됨을 확인하였다. X축과 Z

축의 손상 지수도 매우 미미하게 나타났다.

피로 손상을 비교 분석하기 위해 안전 마진 PSD 프로파일과 MIL-STD-810G reference PSD 프로파일의 FDS 분석을 수행하였다. 두 PSD 프로파일에 대하여 동일한 노출시간 및 재질 조건에서 모든 축에 대해서 FDS 분석을 하였으며, 분석 내용 중 주요한 Y축에 관한 결과는 Fig. 14와 같다.

분석 결과, 안전 마진 PSD 프로파일에 의한 누적 손상 지수가 MIL-STD-810G reference PSD 프로파일의 손상 지수보다 상대적으로 낮게 산출되었다. 지배적 하중 축인 Y축의 경우 reference PSD 프로파일 적용 시 특정 주파수에서 예측되는 이론적 손상 지수는 임계치를 웃도는 과도한 가속도를 나타냈다. 이는 MIL-STD-810G가 다양한 운용 환경을 포괄하기 위해 설정한 광대역 에너지 분포가 실제 장착물의 고유 진동수 및 응력 특성과 결합할 때, 실제보다 과도한 피로 하중을 인가하게 됨을 의미한다.

장착물의 신뢰성을 보장하면서도 개발 효율성을 극대화하기 위해서는 비가우시안 진동 특성이 반영된 제안 규격을 시험 환경에 적합한 형태로 변환하는 과정이 필수적이다. 총 2500시간에 달하는 운용 수명을 실제 시간 그대로 시험하는 것은 불가능하다. 이에 안전 마진 PSD 프로파일의 누적 손상량을 유지하면서 시험 시간을 단축할 수 있는 피로 손상 등가 원리 기반의 가속 시험 규격을 도출하였다.

(6) 실측 기반 가속 시험 규격 도출 및 최적화
안전 마진 PSD 프로파일의 비가우시안 FDS 분석

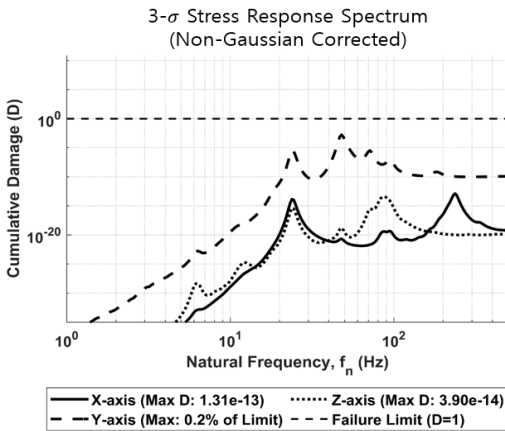


Fig. 13 Fatigue damage spectrum result

Table 8 Major cumulative damage index result

Axis	Cumulative damage [D]	Limit [%]
X	5.04e-11	-
Y	1.77e-3	0.2
Z	1.41e-11	-

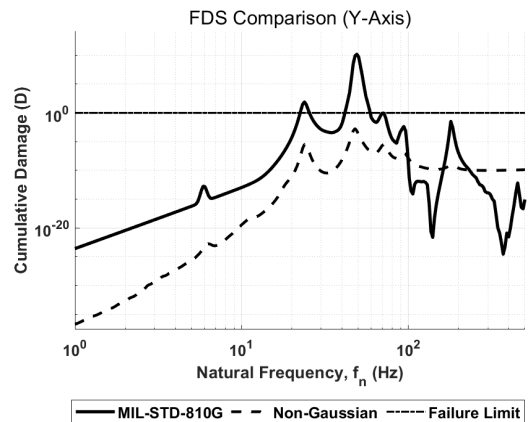


Fig. 14 FDS comparison result (Y-axis)

결과를 기준으로 총 2500시간의 시험을 측당 4시간의 가속 시험 규격을 역산하는 과정에서는 대상 구조물의 주 소재의 피로 지수를 적용한 Basquin's equation을 활용하였다. 이를 통해 계측 기반 가속 시험 PSD 프로파일을 Fig. 15와 같이 산출하였다.

산출된 가속 시험 PSD 프로파일은 복잡한 형태를 하고 있어 가진기 진동 입력 데이터 또는 유한요소 해석 입력 데이터로 사용하기에 적절하지 않다. 이에 구간별로 최댓값을 선으로 잇는 포락선 방식을 사용하여 peak enveloping test PSD를 Fig. 16과 같이 산출하였다. 가속 시험 peak enveloping test PSD 프로파일과 MIL-STD-810G reference PSD 프로파일에 대한 Grms를 Table 9에 정리하였다.

도출된 가속 시험 peak enveloping PSD 프로파일은 reference PSD 프로파일 대비 전반적인 Grms 수준은 낮으면서도, 회전익 항공기 특유의 조화 진동 성분은 완벽하게 모사한다. 이는 reference PSD 프로파일이 과도하게 설정했던 하중 마진을 합리적으로 제거하고, 실제 피로 누적 경로를 정밀하게 반영한 최적의 시험 규격임을 시사한다.

(7) 유한요소 해석 기반 구조 응력 분석

비선형 경계 접촉 경계 조건은 상용 FEA 소프트웨어의 한계로 인하여 동적 해석을 수행할 때 비선형 접촉이 선형 접촉으로 등가화되어 반영되는 한계가 존재한다. 이에 따라 실제 진동 환경에서 나타나는 비가우시안 특성과 하중이 유한요소해석에서 과소 평

가될 우려가 있다.

해석적 한계를 극복하고 구조해석의 신뢰성을 확보하기 위해, 실제 계측 데이터 기반 PSD 프로파일에 +3 dB를 적용한 안전 마진 PSD 프로파일 기반 가속 시험 peak enveloping PSD 프로파일로 랜덤 진동 해석(random vibration analysis)을 수행하였다. 3-sigma 해석 기법을 적용함으로써 비선형 접촉 경계 조건을 정량적으로 보완하였고, 해석 결과를 바탕으로 응력 분석과 피로 수명 분석을 각 축에 대해 수행하였다. MIL-STD-810G reference PSD 프로파일은 이산형 사인 성분을 에너지 등가 기반의 협대역 랜덤 성분으

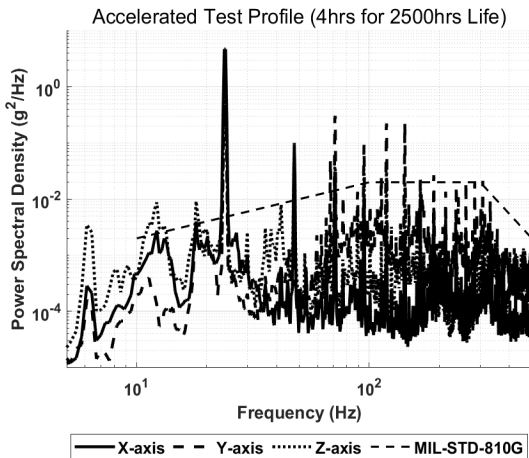


Fig. 15 Accelerated test profile (all axes)

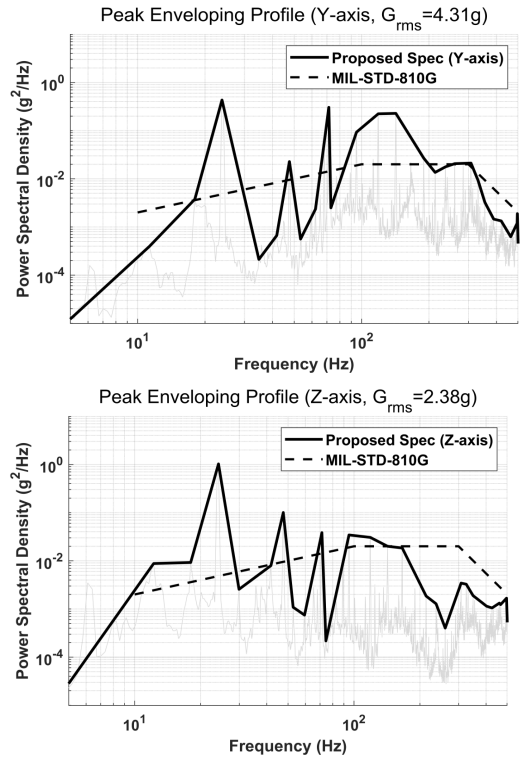


Fig. 16 Peak enveloping test profile (all axes)

Table 9 Grms comparison analysis

Axis	MIL-STD-810G Grms	Peak envelope Grms	Ratio [%]
X	4.42	2.95	66.7
Y	4.42	4.31	97.5
Z	4.42	2.38	53.8

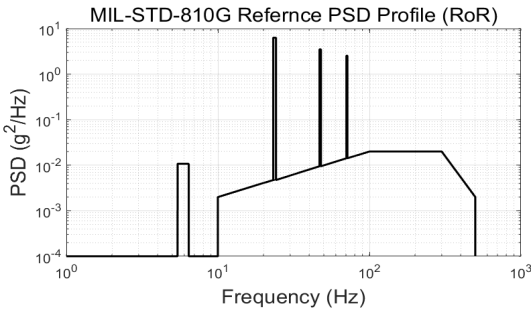


Fig. 17 MIL-STD-810G reference PSD profile

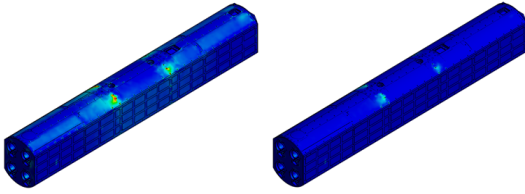


Fig. 18 Stress comparison analysis (Y-axis)

Table 10 Stress comparison analysis (Y-axis)

Interest region	MIL-STD-810G PSD profile max stress [MPa]	Peak enveloping PSD profile max stress [MPa]	Ratio [%]
Point A	94.83	32.21	35.6
Point B	172.88	54.54	31.5

로 치환하여 Fig. 17과 같이 random on random PSD 프로파일로 변경하였다.

Fig. 18은 Y축에 대해 항공용 발사대에서 발생하는 응력 현상을 대조하여 보여준다. 오른쪽 그림이 가속 시험 peak enveloping PSD 프로파일 결과이다. 주요 관심 부분의 최대 응력 비교는 Table 10에 정리하였고, 기존 규격 대비 35 % 수준 감소하였다.

Fig. 19는 Z축에 대해 항공용 발사대의 피로수명 분석 현상을 대조하여 보여준다. 오른쪽 그림이 가속 시험 peak enveloping PSD 프로파일 결과이다. 주요 관심 부분의 수명 분석 결과를 Table 11에 정리하였고, 기존 규격 대비 수명이 크게 증가하였다.

이는 실제 운용 환경의 비선형 감쇠 특성을 반영하여 불필요한 과도 하중 성분을 제거함으로써, 구조물이 받는 응력 및 피로 하중이 상당히 감소하였음을

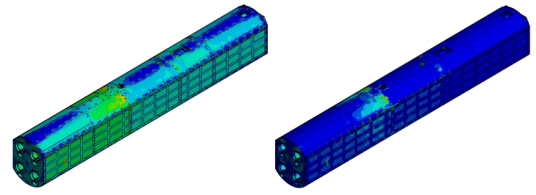


Fig. 19 Fatigue comparison analysis (Z-axis)

Table 11 Life time comparison analysis (Z-axis)

Interest region	MIL-STD-810G PSD profile life time [h]	Peak enveloping PSD profile life time [h]
Point A	2698	Inf
Point B	Inf	Inf

의미한다. 결과적으로 이러한 분석 결과는 장착물 구조물의 두께 최적화를 가능하게 하며, 설계 안전율을 유지하면서 축 방향별로 효과적인 경량화를 달성할 수 있는 기술적 근거를 제공한다.

3. 결 론

이 연구에서는 회전익 항공기에 운용되는 항공용 발사대의 실측 데이터를 기반으로 진동 시험 규격을 도출하고 피로 건전성을 정량적으로 평가하였다.

회전익 항공기의 고진폭 이산형 사인 성분의 조합 진동 성분과 광대역 랜덤 진동이 중첩된 복합 하중을 확인하였으며, BRU-lug-swaybrace 결합부에서 발생하는 비선형 접촉 경계 조건이 진동 전달 특성에 미치는 영향을 분석하였다.

9회의 비행 계측 데이터를 peak-hold 방식으로 통합한 후 +3 dB의 안전 마진을 적용하여 안전 마진 PSD 프로파일을 생성하였고, 비가우시안 FDS 분석 결과를 고려한 가속 시험 peak enveloping PSD 프로파일을 역산하여 도출하였다. 해당 규격을 적용하여 랜덤 진동 해석을 수행한 결과, 기존 범용 규격 대비 응력 수준이 35 % 수준 감소하였고 수명 또한 크게 증가함을 확인하였다. 이는 실제 운용 환경의 비선형성을 공학적으로 정밀하게 모사함으로써 기존 규격의 과도한 보수성을 완화하는 동시에, 구조적 피로 수명을 충분히 확보했음을 입증한다.

결과적으로 이 연구에서 제시한 PSD 프로파일은

불필요한 설계 요소를 제거하고 축별 구조적 취약점을 확인하여 항공용 발사대의 경량화 설계를 추진할 수 있는 기술적 근거를 마련하였다. 특히 이 연구에서 정립한 실측 기반 PSD 프로파일 생성 방법론은 항공용 발사대와 같은 특정 장착물에 국한되지 않고 전자광학 포드, 외부 연료탱크, 유도무기 등 다양한 항공용 외부 장착물의 구조 최적화 및 신뢰성 향상에 범용적으로 이바지할 수 있다는 점에서 학술적·산업적 의의가 있다. 이 연구 결과는 향후 유사 시스템의 개발 및 합리적인 시험 규격 제정을 위한 중요한 기초 자료로 활용될 것으로 기대된다.

References

- (1) Kim, C. and Song, K., 2021, 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.
- (2) Shin, B. J. and Han, N. S., 2019, Analysis of the Captive Flight Vibrations of the Store on a Jet Aircraft, *Proceedings of the KIMST Annual Conference*, pp. 808~809.
- (3) U.S Department of Defense, 2008, Test Method Standard: Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests, U.S Department of Defense, MIL-STD-810G, DC, United States.
- (4) U.S Department of Defense, 2012, Department of Defense Design Criteria Standard: Airborne Stores, Suspension Equipment and Aircraft-store Interface (Carriage Phase), U.S Department of Defense, MIL-STD-8591, DC, United States.
- (5) Jeong, H., Park, J., Son, D. H. and Jang, J., 2019, Study on Fatigue Life Estimation of an Aircraft External Store under Dynamic Loads, *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, Vol. 29, No. 4, pp. 462~469.
- (6) Kim, J. H., Park, J. and Ahn, S. K., 2024, Development of Vibration Test Specification for External Store Mounted on Helicopter Using Flight Test, *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 21, No. 6, pp. 722~728.
- (7) Cho, C. M. and Byun, K. H., 2002, Flight Flitter Test of an Aircraft with Stores, *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Autumn Conference*, pp. 226~229.
- (8) Kim, M. S., Joo, Y. S. and Kim, D. J., 2009, Fatigue Load Spectrum of Aircraft Pod Structure for External Store, *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, pp. 165~169.
- (9) Park, D. W., Kim, D. J., Moon, W. Y., Park, C. Y. and Byun, K. H., 2009, The Analysis of Dynamic Characteristics and Static Safety for the Aircraft External POD, *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, pp. 157~160.