

포드 장비 외피구조의 종횡비에 따른 음향하중 피로수명 분석

이원웅^{*.1)} · 조재명¹⁾ · 배종인¹⁾ · 박훈혁¹⁾

¹⁾ 한화시스템(주)/방산 기계시스템1팀

Analysis of Acoustic Load Fatigue Life of Skin of POD for Aircraft considering Aspect Ratio

Wonwoong Lee^{*.1)} · Jaemyung Cho¹⁾ · Jongin Bae¹⁾ · Hoonhyuk Park¹⁾

¹⁾ Mechanical System 1 Team, Hanwha Systems, Korea

(Received 7 October 2024 / Revised 13 February 2025 / Accepted 16 February 2025)

Abstract

Aviation Pod mounted on the outside of the aircraft performs surveillance and reconnaissance missions. Therefore, the main structure of the external pod equipment must ensure structural integrity in response to the aircraft's flight missions, and at the same time, the shape of the main equipment must be optimized so as not to impede the flight performance of the aircraft due to excessive weight. In this paper, for the skin of a certain thickness of the main structure, the fatigue life due to acoustic load during flight was calculated and compared for each skin aspect ratio, and the maximum allowable area of the skin was calculated. The calculation and analysis results were reflected in the actual equipment, and an acoustic load test was performed to verify the effectiveness of the structural integrity of the skin.

Key Words : Acoustic Load(음향 하중), Fatigue Life(피로 수명), Structural integrity(구조 건전성), Aspect Ratio(종횡비)

1. 서론

항공기의 주 구조체는 외부 하중에 대하여 구조 건전성을 가져야 하고, 이를 위한 시험 절차와 판별 기준이 있다¹⁻³⁾. 이러한 시험 절차와 기준은 항공기 외부에 장착하여 항공기에 준하는 환경 요구도를 적용 받는 포드 장비에도 동일하게 적용할 수 있다.

외장 포드는 항공기의 임무 비행 중 감시정찰 임무를 수행하는 장비이며, 내부에는 이를 위한 정밀 광학 장비, 전자장비를 포함하고 있다. 임무 비행 중에는 이륙, 착륙 및 비행 중에 발생하는 기동 하중, 항공기 운용 시 발생하는 엔진에 의한 음향 하중, 고속 기동 중 기체 구조의 진동에 의한 플러터(flutter), 버핏(buffet) 등의 외부 하중이 발생하며, 이들 하중에 대하여 시험, 분석 등을 수행하여 구조 건전성을 검증해야 한다. CHO.J.M은 정하중 시험 장치를 구성하여 포드 장비에 인가되는 정하중에 대한 구조 건전성을 시험을

* Corresponding author, E-mail: brit4ever@hanwha.com
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

통해 검증하였다⁴⁾. 비행 중 발생하는 기계적 동하중에 대해서는 주파수 영역에서의 피로 수명 예측을 통해서 분석을 완료하였다⁵⁾. 이와 동일하게 비행 중 발생하는 음향 하중에 대해서도 구조 건전성 검증이 필요하다.

음향 하중은 음향 현상에 의해 기구물에 가해지는 모든 하중을 총칭하며, 비행체에서 발생하는 음향 하중 발생원으로는 엔진 소음, 이 착륙 시의 마찰음, 기총 발사 시 충격, 비행 중 외부 유동에 의한 압력 변화 등이 있다. 이러한 음향 하중들은 특히 얇은 형상의 기구물에 주요한 영향을 줄 수 있는데, 동체 혹은 구조체의 경우 얇은 형상의 스킨에 박막 진동이 발생하고 이에 따라 피로 파괴가 일어날 수 있다. 따라서 항공 장비의 구조 건전성을 확보하기 위해서는 스킨의 피로 내구성을 분석하여 적절한 두께와 면적을 부여해야 한다.

그러나 포드 장비의 외피 구조의 두께는 특정한 값을 기본으로 하여 구성할 수 있지만, 면적은 내부 장비의 조립성, 내력 구조 요소의 배치 등에 따라 최적 중형비를 벗어날 수 있다. 이러한 경우에도 포드 장비는 구조 건전성을 확보해야 한다. 이를 위해서는 주 구조체를 이루는 구성 요소 별로 취약한 유형의 외부 하중에 대하여 정적, 동적 구조 내구성에 대한 분석이 중요하다. 따라서 주 구조체를 이루는 얇은 형상의 스킨과 내력 구조 요소를 적절하게 배치하여 중량 최적화를 추구하고, 음향 하중에 대해서는 피로 내구 분석을 통해 적절한 내구 수명을 확인하여야 한다.

본 논문에서는 외장형 포드 장비의 구조체를 구성하는 스킨에 대하여 중형비에 따른 음향 피로 손상을 산출하고, 음향 하중에 따른 외부 구조체의 내구 수명을 분석하였다. 시스템 수명 분석 결과는 외장형 포드 장비의 외피 구조 설계 및 제작에 반영하였으며, 음향 시험을 통해 음향 하중에 대한 구조안전성을 확인하였다.

2. 포드 장비 형상

항공기 외장 포드 장비는 긴 원통형 주 구조체 내부에 전자 장비를 포함하고 있으며, 전방에는 광학 장비와 보호용 덮개를 장착하고, 후방에는 내부 운용 환경을 제어하기 위한 환경조절장치를 장착한다. 포드 장비의 주 구조체는 내력 구조 요소와 스킨의 조합으

로 구성하는데, Fig. 1과 같이 격벽과 프레임 등의 내력 구조 요소는 원통 모양의 내부 구조를 형성하고, 내부 구조를 제외한 부분은 스킨으로 구성한다.

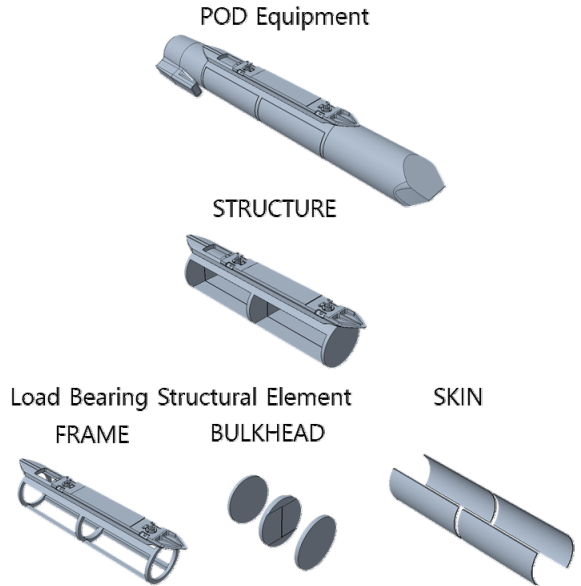


Fig. 1. Shape of POD equipment & main structure

내력 구조 요소는 프레임, 격벽 등을 일컬으며, 내부 구조의 하중 전달 경로를 형성하여 항공 장비에 가해지는 하중을 분산하고 견디는 역할을 한다. 일반적으로 내력 구조 요소는 스킨에 비해서 상당한 두께를 가지고 주 구조체의 중량을 결정하는 주된 구성 요소이다. 스킨은 최외곽 프레임 및 격벽을 감싸서 외부 환경 요소로부터 차폐된 내부 공간을 형성하는 얇은 두께의 기구물이며 전체 질량은 포드 장비 질량의 6% 정도이지만, 외부 노출 면적은 장비 전체 면적의 73%를 차지한다. 스킨이 차폐하는 주요한 외부 환경 요소로는 온도, 습도, 압력 변화 및 외부 유동, 전도 전자기 간섭, 낙뢰 등이 있으며 이들 환경 조건으로부터 스킨의 최소 두께가 결정된다.

따라서 포드 장비의 주 구조체는 항공기 운용 성능을 고려한 경량화를 목적으로, 감항 인증을 위한 구조 건전성을 확보하는 범위 내에서 최소한의 내력 구조 요소로 이루어진 내부 구조 위에 차폐 대상인 외부 환경 조건에 의해 결정된 최소 두께의 스킨을 얹어 구성해야 한다. 이를 위하여 CHO.J.M은 비행 하중에 대하여 주 구조체의 피로 수명 예측을 수행하였다⁶⁾.

그러나 스킨은 얇고 넓으며 외부 대기 환경에 직접 노출되기 때문에 비행 하중 외에도 비행 중 발생하는 음향 소음 진동에 대해 취약할 수 있다. 항공우주 분야에서는 이러한 영향성에 대비하기 위한 다양한 연구가 진행되었다. Y.J.H는 음향 하중에 의한 발사체의 응력해석에 관한 연구를 통하여 발사체 외부로부터 비롯되는 음향 하중에 대한 하중 함수를 도출하고 응력 해석을 수행하였다⁷⁾. C.I.J는 랜덤 음향 하중에 대하여 복합재 패널의 열-진동 해석을 통하여 비행체가 받는 복합하중과 스킨의 구성에 따른 스킨의 거동 형태와 이에 따른 최적화 조건을 연구하였다⁸⁾. J.M.H는 얇은 외피 구조에 가해지는 반복하중과 평균 하중으로 정의할 수 있는 여타 하중을 동시에 고려한 기법에 의한 피로 수명 예측을 연구하였다¹⁴⁾. 이들 연구는 수명 분석 기법과 경계 조건에 대한 정의를 주로 다루고 있다. 그러나 설계자의 관점에서는 구조물의 형상이 수명을 결정하는 가장 주요한 원인으므로 설계 단계에서부터 피로 수명에 유리한 구조를 반영하는 것이 바람직하다.

Table 1. Properties & ratios of the structural elements of POD equipment^[11]

STRUCTURE		Load Bearing Element		SKIN
		FRAME	BULK-HEAD	
Material		Al 7050-T7451		AL6061-T6
Mechanical Property	Density	2.83 g/cm ³		2.7 g/cm ³
	Ultimate Tensile Strength	524 MPa		310 MPa
	Tensile Yield Strength	469 MPa		276 MPa
Design Result	Modulus	71.7 GPa		68.9 GPa
	MASS Ratio	70 %	24 %	6 %
	Surface Ratio	27 %	-	73 %

본 논문에서는 외피 구조의 중형비를 음향 수명을 결정하는 주요한 요인으로 보고, 중형비에 따른 음향 하중 수명을 분석하였다. 내구 수명 분석을 완료한 포드 장비 구조 조립체는 음향 시험을 통해 구조 건전성을 확인하였다.

3. 연구 절차

3.1 피로 수명 분석 방법

포드 장비의 구조 건전성을 입증하기 위하여 CHO, J.M은 비행 하중에 대하여 포드 장비의 피로 수명을 예측하는 연구를 수행하였으며¹⁴⁾, JANG.J은 주파수 영역 피로해석 기법들을 비교하는 연구를 수행하였다¹⁹⁾. 본 논문에서는 선행한 연구들에 연속하여 이를 활용한 형상 최적화 과정에 주파수 영역에서의 피로수명 분석 기법을 활용하였다.

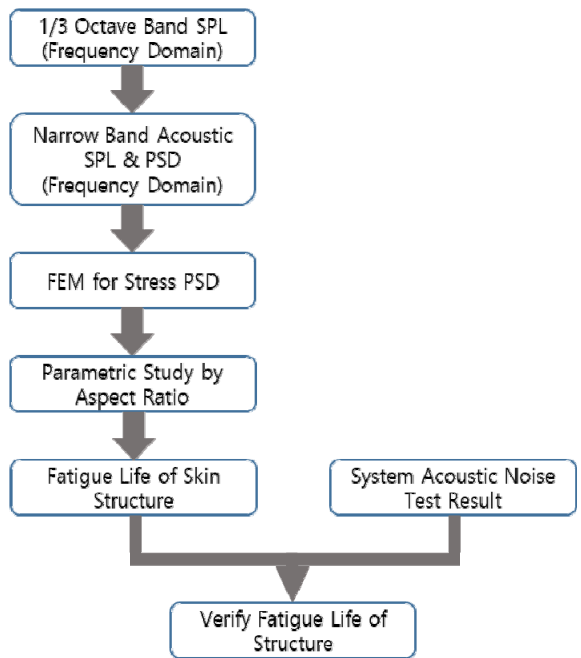


Fig. 2. Fatigue life analysis procedure in frequency domain for acoustic load

Fig. 2는 본 연구에서 사용한 음향 하중에 대하여 주파수 영역에서의 피로수명 분석 절차를 나타낸다. 일반적으로 음향 소음 규격은 1/3 Octave Band SPL

로 주어지는데 이를 Frequency Domain 해석에 활용하기 위해서는 등가의 협대역 밴드폭 SPL로 변환해야 한다. 협대역 SPL은 PSD로 변환하여 구조 해석 모델로부터 응답 응력 PSD를 산출하기 위한 하중 조건으로 사용한다. 응답 응력 PSD는 레일리 분포를 따르므로 이를 이용하여 피로 수명을 예측한다. 이상의 과정을 Parametric Study하여 중횡비(가로길이/세로길이 비율)에 따른 피로 수명을 산출하고, 시스템의 음향 하중 피로 내구 수명을 분석한다. 분석이 완료된 시스템은 시험을 수행하여 음향 하중 규격에 대한 검증을 완료한다.

3.2 MIL-STD 810G 음향 하중 시험 규격

MIL-STD-810G에서는 항공기 탑재 장비에 대하여 음향 하중 시험 규격을 제시한다. 1/3 Octave Band SPL로 계산되는 음향 소음 하중 산식과 탑재 장비의 형태와 장착 위치, 운용 조건에 따른 변수 기준을 이용하여 1/3 Octave Band SPL을 산출할 수 있다. 이 기준에 따른 음향 하중은 Goodrich Aerostructure Group에서 사용한 실제 초음속 구간의 환경을 고려한 기법에 의해 예측된 값보다도 10 dB 이상 높은 조건으로 분석 및 설계에 충분히 활용할 수 있다^[10].

산출한 Test Spectrum은 음향 성능 시험, 내구 시험에 각각 적용되며 항공기 탑재 장비는 제시된 규격에 따른 시험을 통해 음향 내구성을 입증하게 된다. 포드 장비는 길이가 지름의 2배 이상인 긴 원통 형상이므로 해당 영역에 대한 식을 적용하였다.

$$L_0 = 20 \times \log(q_1) + F + H(dB) \quad (1)$$

$$L_0 = 20 \times \log(q_2) + F + H(dB) + 2.5 \times \log(N/3T) \quad (2)$$

식 (1)과 (2)는 각각 음향성능시험 규격 산출식, 음향내구시험 규격 산출식이며 Input Variable은 Table 2와 같다. 각 변수는 MIL-STD-810G에서 Instrument POD에 대하여 제시된 값을 따른다^[3]. q_1 , q_2 는 장착비행시험 중의 동압이며 최대값에 해당하는 1800 lb_f/ft²와 1200 lb_f/ft²으로 각각 적용하였다. F는 84로, H는 0.85 < M < 0.95 구간에서는 0으로 제시되어있다. N은 운용 횟수이며 500회로 제시되어있으며, T는 내구 시험 시간으로 0.16 시간을 적용하였다. Table 3, Fig. 3은 산출한 Test Spectrum을 나타낸다.

Table 2. Input variable for acoustic performance & endurance test profile

q_1	q_2	F	H	N	T (hour)
1800	1200	84	0	500	0.16

q_1 = captive flight dynamic pressure (lb_f/ft²)
 q_2 = 1200 or maximum captive flight dynamic pressure (lb_f/ft²)

Table 3. Acoustic performance & endurance test spectrum

1/3 Octave band frequency	100 Hz	200 Hz	630 Hz	2000 Hz	OASPL (Hz)
Functional	143.1	149.1	149.1	143.1	159.3
Endurance	148.7	154.7	154.7	148.7	164.9

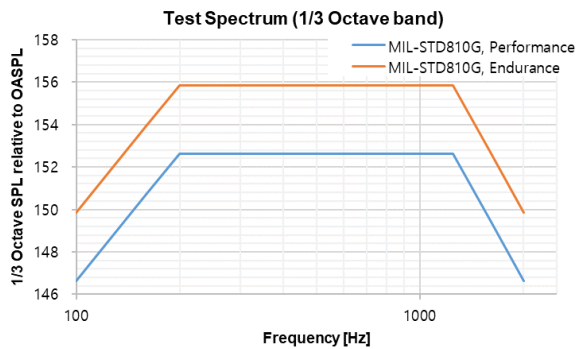


Fig. 3. Acoustic performance & endurance test spectrum

3.3 협대역 음향 PSD

1/3 Octave Band는 인체 감각 기관의 음향 식별 능력에 기반하는 것으로 중심 주파수를 기준으로 구분되는 Octave Band와 정비율(2^{1/3})로 증가하는 중심 주파수로 정의되는데, 해당 밴드의 SPL을 그대로 PSD로 변환하면 음압이 더 크게 계산되므로 식 (3)을 이용하여 협대역 SPL로 변환 후, 식 (4)와 (5)을 이용하여 PSD로 변환하는 과정을 거친다. N_{octave} 는 각 옥타브 밴드 폭 내 데이터 개수를 의미한다. P_{ref} 는 기준 음압을 의미하며, 공기 중에서는 2×10^{-5} Pa (= 20 μPa)을 사용한다.

$$SPL_{narrow}(f_c) = 10 \log_{10} \left(\frac{\frac{SPL_{octave}(f_c)}{10}}{N_{octave}(f_c)} \right) \quad (3)$$

$$PSD_{narrow} = \frac{\left(P_{ref} 10^{\left(\frac{SPL_{narrow}(f_c)}{20} \right)} \right)^2}{\Delta f} \quad (4)$$

$$PSD_{Log}(f) = PSD_1 + \frac{\log \frac{PSD_2}{PSD_1}}{\log \frac{f_2}{f_1}} (f - f_1) \quad (5)$$

3.4 주파수 영역 피로수명 예측 기법

3.4.1 선형 손상 누적 법칙

선형 손상 누적 법칙은 한도 이상의 반복 응력이 구조물에 인가될 경우 이를 개별 손상으로 표현하고, 개별 손상이 누적되어 구조물의 피로 파괴를 유발한다고 가정한다. ‘Palmgren - Miner’s Rule’로 알려져 있으며 식 (6)과 같이 표현된다.

$$\sum D_i = \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \frac{n_3}{N_3} + \dots + \frac{n_i}{N_i} \geq 1 \quad (6)$$

$$L = \frac{T}{\sum D_i} \quad (7)$$

n_i 은 표본 주기 T 내 응력(S_i)의 반복 횟수를 의미하고, N_i 는 S-N Curve에서 S_i 에 대응하는 피로 수명이다. D_i 는 각 응력에 대한 반복 응력 수명 대비 손상을 나타내며, 그 총합은 구조물의 피로 손상 누적을 의미한다. 따라서 그 역수와 표본 주기의 곱으로 식 (7)과 같이 구조물의 전 수명 L을 나타낼 수 있다.

3.4.2 Dirlik Method

Dirlik은 응력 스펙트럼이 레일리 분포를 따르는 점을 이용하여 확률밀도 함수를 산출하는 방법을 제안하였다. Rainflow Cycle 진폭 확률 밀도의 추정은 식 (8)과 같다.

$$p(S) = \frac{\frac{G_1}{Q} e^{-\frac{Z}{Q}} + \frac{G_2 Z}{R^2} e^{-\frac{Z^2}{2R^2}} + G_3 Z e^{-\frac{Z^2}{2}}}{\sqrt{m_0}} \quad (8)$$

G_1, G_2, G_3, R, Q 는 아래와 같이 정의된다.

$$G_1 = \frac{2(x_m - a_2^2)}{1 + a_2^2} \quad (9)$$

$$G_2 = \frac{1 - a_2 - G_1 + G_1^2}{1 - R} \quad (10)$$

$$G_3 = 1 - G_1 - G_2 \quad (11)$$

$$R = \frac{a_2 - x_m - G_1^2}{1 - a_2 - G_1 + G_1^2} \quad (12)$$

$$Q = \frac{1.25(a_2 - G_3 - G_2 R)}{G_1} \quad (13)$$

여기서 a_i 와 x_m 은 각각 불규칙 계수 및 평균 주파수로 아래와 같이 표현된다.

$$a_i = \frac{m_i}{\sqrt{m_0 m_{2i}}} \quad (14)$$

$$x_m = \frac{m_1}{m_0} \left(\frac{m_2}{m_4} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (15)$$

피로 손상도는 식 (16)와 같이 계산된다. C와 k는 각각 재료의 피로 변수이며, m_n 은 n 번째 스펙트럼 모멘트를 의미한다.

$$D_{ST} = v_p C^{-1} m_0^{\frac{k}{2}} \left[\frac{G_1 Q^k \Gamma(1+k) + (\sqrt{2})^k \Gamma\left(1 + \frac{k}{2}\right) (G_2 |R|^k + G_3)}{2} \right] \quad (16)$$

3.4.3 Narrow-Band Method

협대역 기반 피로 수명 예측 기법은 협대역 랜덤 파형의 모든 피크 주기가 일치하고 주기 진폭이 레일리 분포를 따른다고 가정할 때, 협대역 랜덤 파형에 의한 응력 PSD로부터 피로 수명을 산출하는 기법이다.

$$D_{NB} = v_0 C^{-1} (2m_0)^{\frac{k}{2}} \Gamma\left(1 + \frac{k}{2}\right) \quad (17)$$

3.4.4 Tovo-Benasciutti Method

Tovo-Benasciutti 방법은 협대역 밴드 Method에 의한

피로 손상도를 기반으로, 피로 손상도 한계의 상한과 하한의 선형적 조합으로 피로 수명을 계산한다^[12,13].

$$D_{TB} = [b + (1-b)\alpha_2^{k-1}] \alpha_2 D_{NB} \quad (18)$$

$$b_{app}^{TB1} = \min \left[\frac{\alpha_1 - \alpha_2}{1 - \alpha_2}, 1 \right] \quad (19)$$

$$b_{app}^{TB2} = \frac{(\alpha_1 - \alpha_2)}{(\alpha_2 - 1)^2} \left[1.112(1 + \alpha_1\alpha_2 - (\alpha_1 + \alpha_2)) \times e^{2.11\alpha_2} + (\alpha_1 - \alpha_2) \right] \quad (20)$$

4. FE Model 구성 및 해석 결과

4.1 유한요소해석 모델

측면을 감싸는 덮개의 형상은 Fig. 4와 같이 곡면부 구간과 장착면 구간으로 단순화하여 구성하였다. 곡면부 구간은 외장형 포드 장비의 주 지름과 동일한 곡률을 가지는 얇은 곡면판이며, 장착면 구간은 곡면부 구간보다 두꺼운 곡면판이다. 곡면부 구간은 두께 2.5 mm의 Shell Element를 적용하였으며 장착면 구간은 3 mm의 Shell Element를 적용하였다. 전체 재료 물성은 Table 1의 AL6061-T6를 적용하였다. 곡면부의 측면 호 길이 L은 실제 포드 장비 설계에 적용한 치수 R, θ 를 적용하였으며, 이는 포드 장비 내의 모든 스킨부에 대하여 동일하다. Z 축 방향 길이 W를 변경하여 1.09~2.17 사이의 서로 다른 종횡비를 적용하여 총 7개의 덮개 구조 모델을 모사하였다. Hyperworks OPTISTRUCT (2019.1 Release)로 음향 하중 성능 및 내구 시험 프로파일에 대한 주파수 응답 해석을 수행하고 응력 PSD 데이터를 획득하여 이를 근거로 내구 수명을 산출, 분석하였다. 데이터 획득 및 비교 분석 위치는 곡면부의 중앙이며, 이는 일반적으로 평판 형태의 구조물이 음향 하중에 가장 큰 영향을 받는 지점이다.

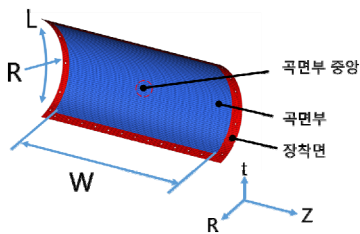


Fig. 4 Feature of FEM model

Table 4. Case & aspect ratio

Case	A	B	C	D	E	F	G	H
L	250	300	350	400	450	500	550	600
W	276	276	276	276	276	276	276	276
종횡비	0.91	1.09	1.27	1.45	1.63	1.81	1.99	2.17

$$k = \frac{W}{L} \quad (21)$$

$L = R \times \theta, (R, \theta = constant)$

입력 하중은 3.2절에서 제시된 바와 같이 MIL-STD 810G를 활용하여 1/3 Octave Band SPL을 산출하고, 이를 3.3절의 방법을 적용하여 Fig. 5와 같이 협대역 Band SPL로 변환하여 사용하였다.

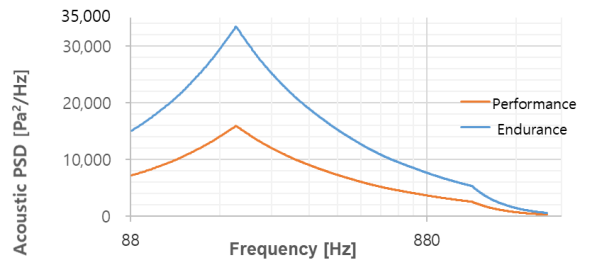


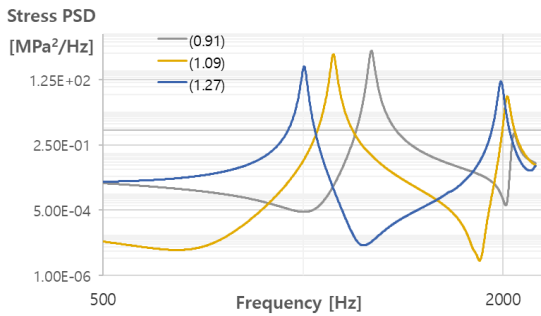
Fig. 5. Narrow band SPL

4.2 응력 PSD 결과

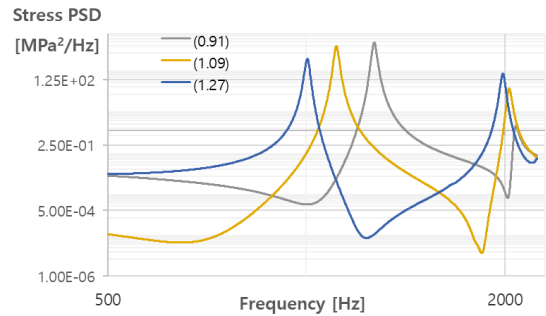
Fig. 6과 Fig. 7은 각각 성능 시험 스펙트럼과 내구 시험 스펙트럼에 대한 포드 외장 스킨의 응력 PSD 결과를 종횡비별로 나타낸 것이며, 각각의 Stress RMS 값은 Table 5와 같다. Fig. 6 (a)와 Fig. 7 (a)는 종횡비 1.27 이하의 케이스를 나타낸 것으로 이들 종횡비 구간에서는 1차 공진 주파수에서 최대 응력 PSD 값이 나타났다. 해당 구간에서는 종횡비가 커질수록 PSD의 Peak Point는 고주파에서 저주파 대역으로 내려오고 Peak Value 또한 작아진다.

Fig. 6 (b)와 Fig. 7 (b)는 종횡비 1.45 이상의 케이스를 나타낸 것으로 이들 종횡비 구간에서는 2차 공진 주파수에서 최대 응력 PSD 값이 나타났다. 그러나 종횡비에 따른 Peak Point의 추세는 종횡비 1.27 이하 케이스들과 동일하다.

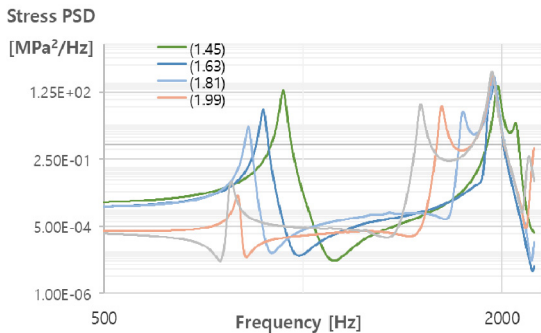
완전 평판이 아니라 일정 곡률을 가지는 스킨의 형상에 기인하는 것으로 포드 장비의 외곽부는 모두 동



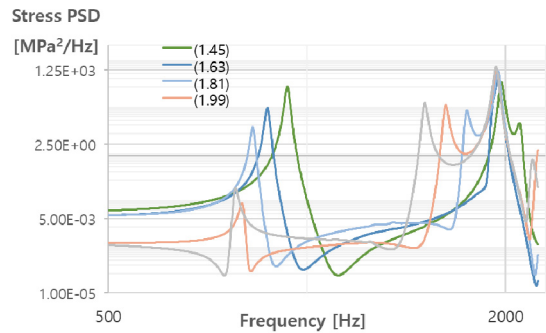
(a) Aspect ratio ≤ 1.27



(a) Aspect ratio 0.91~1.27



(b) Aspect ratio ≥ 1.45



(b) Aspect ratio 1.45~1.99

Fig. 6. Stress PSD by performance test spectrum according to aspect ratio

Fig. 7. Stress PSD by endurance test spectrum according to aspect ratio

Table 5. Stress RMS peak point & value

종횡비	성능			내구		
	Stress RMS (MPa)	Peak point (Hz)	Peak value (MPa 2/Hz)	Stress RMS (MPa)	Peak point (Hz)	Peak value (MPa 2/Hz)
0.91	201	1268	2013	291	1268	4231
1.09	160	1111	1422	232	1111	2990
1.27	102	1004	444	148	1004	934
1.45	98	1971	222	142	1971	466
1.63	106	1951	323	154	1951	680
1.81	134	1946	545	194	1946	1146
1.99	147	1936	670	213	1936	1409
2.17	160	1934	803	232	1934	1688

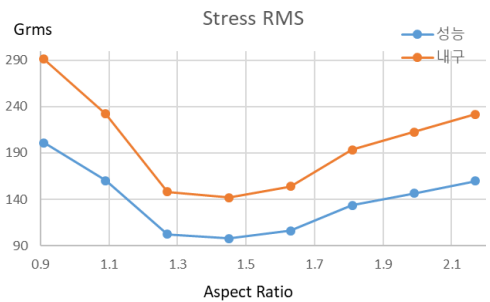


Fig. 8. Stress RMS peak value by aspect ratio

일한 곡률을 가지므로 곡률 및 길이 L에 대해서는 고려하지 않는다.

Fig. 8에 나타난 바와 Stress RMS 값은 종횡비 1.27~1.63 구간에서 최저값을 보이며 이는 성능 및 내구 시험에서 동일하다. 동일한 음향 하중 프로파일에 대하여 응답 PSD는 종횡비 혹은 면적 증가 추세를 따라가지 않음을 확인하였다.

4.3 피로 수명 예측 결과

음향하중에 의한 피로 수명 예측을 위한 Material Property는 MMPDS-01에 제시된 AL6061-T6의 S-N 선도를 활용하였다^[11]. 포드 장비는 감항 인증 등 엄격한 검증을 필요로 하는 항공 장비인 점, 그리고 음향하중은 고반복 하중인 점을 고려하여 Stress Ratio는 보수적으로 -1.0을 적용하였다.

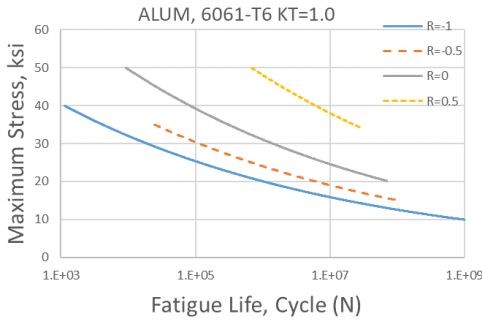


Fig. 9. S/N curves for unnotched AL6061-T6^[11]

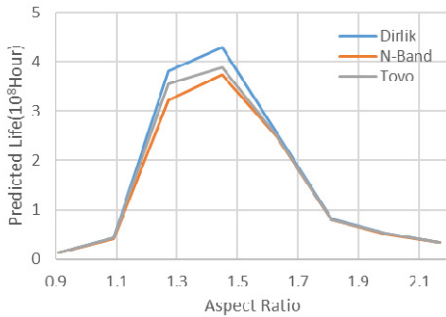


Fig. 10. Predicted life by aspect ratio based on performance test spectrum

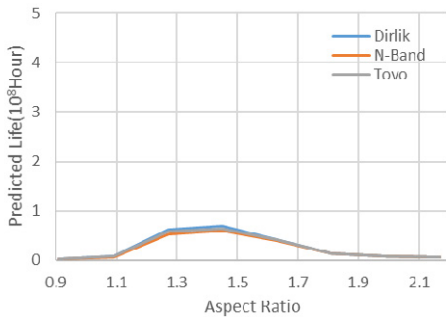


Fig. 11. Predicted life by aspect ratio based on endurance test spectrum

Dirlik’s Method와 Narrow Band Method, Benasciutti-Tovo Method를 사용하여 각각의 Case에 대한 피로 수명을 산출하여 비교하였다. Fig. 10과 Fig. 11은 각각 음향 성능 시험 스펙트럼에 의한 피로 수명과 음향내구 시험 스펙트럼에 의한 피로 수명을 스킨의 종횡비에 따라 선도로 나타낸 것이다.

성능 및 내구 음향 하중 조건과 외피 구조에 대하여 종횡비 1.1~2.1 구간에서 예상 피로 수명이 10⁷ 시간 이상으로 나타나 충분한 수명을 확보함을 확인하였다. 따라서 포드 장비의 외피 구조는 음향 내구 시험에서 요구하는 수명(0.16 시간) 대비 10⁷배수 이상의 음향 내구 수명을 가진다. 수명 안전율은 이하와 같이 정의하였다.

$$(\text{수명 안전율}) = \frac{(\text{피로 수명}_{\min})}{(\text{피로 수명}_{\text{requirement}})} \quad (22)$$

Table 6. Predicted life by aspect ratio based on performance test spectrum

종횡비	성능 수명		
	Dirlik	N-Band	Tovo
0.91	1.3E+07	1.3E+07	1.3E+07
1.09	4.3E+07	4.1E+07	4.2E+07
1.27	3.8E+08	3.2E+08	3.6E+08
1.45	4.3E+08	3.7E+08	3.9E+08
1.63	2.6E+08	2.5E+08	2.5E+08
1.81	8.1E+07	8.0E+07	8.1E+07
1.99	5.1E+07	5.1E+07	5.1E+07
2.17	3.4E+07	3.3E+07	3.3E+07
최소값	1.3E+07		
규격 수명	1		
수명 안전율	1.3E+07		

또한 예측 모델의 특성에 따라 피로 수명 예측값에 차이가 있으나, 종횡비 1.45의 동일한 point에서 피로 수명의 최대값을 확인하였다. 따라서 일정한 곡률을 가지는 곡면형상의 스킨은 특정 종횡비에서 음향 하중에 대하여 최대 내구 수명을 가지며, 그 값은 1이

아닐 수 있다. 중횡비에 따른 내구 수명의 기댓값 변화량은 Dirlik Method, Benasciutti-Tovo Method, Narrow Band Method 순으로 명확하게 나타나며, 따라서 형상 최적화 관점에서는 Dirlik Method를 이용하여 음향 하중의 영향성을 좀 더 보수적으로 판단할 수 있다. 그러나 실제 수명을 예측하는 과정에서는 수명이 과대 평가될 수 있으므로 최적화 과정에서의 판단은 Dirlik's Method를 활용하고, 내구 수명에 대한 판단은 Benasciutti-Tovo Method 혹은 Narrow Band Method를 활용하여 설계에 활용할 수 있다.

Table 7. Predicted life by aspect ratio base on endurance test spectrum

중횡비	내구 수명		
	Dirlik	N-Band	Tovo
0.91	2.1E+06	2.1E+06	2.1E+06
1.09	6.9E+06	6.6E+06	6.8E+06
1.27	6.1E+07	5.2E+07	5.7E+07
1.45	6.9E+07	6.0E+07	6.3E+07
1.63	4.1E+07	4.0E+07	4.0E+07
1.81	1.3E+07	1.3E+07	1.3E+07
1.99	8.2E+06	8.2E+06	8.2E+06
2.17	5.4E+06	5.4E+06	5.4E+06
최소값	2.1E+06		
규격 수명	0.16		
수명 안전율	1.3E+07		

4.4 음향내구성 시험

음향내구성 시험은 MIL-STD-810G w/Ch1의 515.7의 절차를 따른다. 고성능 항공기 외부에 탑재된 공중 장착물에 설치된 군수품에 적절한 균일 확장 음장 소음 방식을 채택하였으며 이를 위하여 잔향실 내부에 고출력 스피커를 사용하여 음향 하중을 인가하였다.

실제 비행 환경에서 발생하는 음향 하중은 공기역학적 난류로 인해 유도되므로 균일하지 않으며 일부 동압의 변화가 극심한 구간에서 최대 음향 하중이 발생한다. MIL-STD-810G에서 정의하는 음향 하중 스펙트럼은 공력에 의한 최대 음향 하중을 전제로 한다.

따라서 균일 확장 음장에 의한 음향 하중은 얇은 스킨 구조물의 구조적 무결성을 시험하는데 있어서 보수적인 방식으로 반드시 적합한 것은 아니다.

그러나 내구 수명 분석에서 충분한 수명을 확인하였고, 포드 장비의 모든 외피 구조물에 대하여 동일한 규격에 의한 평가가 필요하므로 균일 확장 음장 소음 방식을 채택하였다.

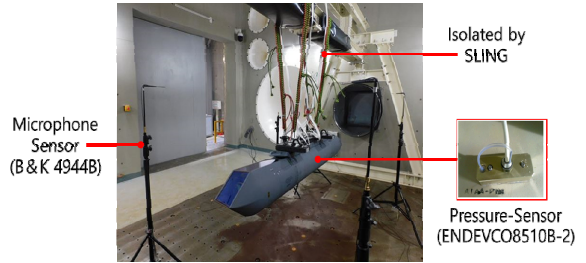


Fig. 12. Acoustic endurance test

Fig. 12는 실제 장비로 음향 소음 시험을 수행한 설치 형상이다. 잔향실로 구성된 음향 소음 챔버 내 적절한 위치에 포드 장비를 Isolation 상태로 만들어 주기 위하여 Sling을 사용해 인양 상태로 고정하고, 규격에 따른 음향 하중을 인가하였다. 장비 외부에는 음향 하중의 인가 상태를 확인하기 위한 마이크로폰 센서들을 설치하고, 장비 내부에는 음향 하중에 의한 장비 내부 음압 변화를 측정하기 위한 압력 센서를 설치하였다.

시험 하중은 고출력 스피커의 최대 음압 출력을 고려하여 Table 8과 같이 시험 가능한 규격으로 변환하여 수행하였다. 장비 외부에는 음향 하중 인가 상황을 계측하기 위한 마이크로폰 센서를 배치하였으며, 장비 내부에는 음압 센서(8518B-2, ENDEVCO社)를 설치하여 장비 내 외부 간 음압 차이와 전달률을 측정하였다. 해당 데이터는 내부 전자 장비에 대하여 Steinberg's Method를 적용하여 장비의 수명을 산출하는데 활용하였다.

POD 장비의 스킨은 분석 결과에서 충분한 수명을 가진 것으로 보인 바와 같이 성능 및 내구 음향 시험 간 Table 8의 음압에 대하여 성능 4시간, 내구 6시간 등 총 10시간 이상 노출되었으나 시험 중 및 시험 후 육안 검사에서 음향에 의한 손상, 파손, 체결류 풀림 등의 구조적 결함이 발견되지 않았으며, 음향 하중에 대한 수명 규격을 만족함을 확인하였다.

Table 8. Equivalent acoustic pressure level for test

Frequency (Hz)	분석(A)검증 레벨 SPL (dB)		시험(T) 레벨 SPL (dB)	
	Performance	Endurance	Performance	Endurance
100	143.1	148.7	137	140
200	149.1	154.7	140	143
630	149.1	154.7	140	143
2000	143.1	148.7	135	138
Overall SPL	159.3	164.9	150	153
T (Hour)	1	0.16	3	0.5

5. 결론

본 논문에서는 포드 장비의 스킨에 대하여 주파수 영역에서의 음향 하중 내구 수명 분석을 수행하고, 이를 스킨의 중형비에 따라 반복하여 중형비 별 수명을 확인하였다. 음향 하중에 대한 내구 수명은 중형비로 표현할 수 있는 형상의 스킨은 특정 중형비 영역에서 최대로 나타났다. 따라서 주파수 영역에서의 음향 하중 내구 수명 분석을 통해 스킨의 내구 수명과 관련된 설계 제한 조건을 얻을 수 있다. 설계 제한 조건에 의해 최적화한 형상은 MIL-STD-910G 절차에 따른 음향 하중 내구 수명 시험을 수행하여 구조 건전성을 확인하였다.

완전한 평판은 중형비 1일 때 기대 수명이 가장 높지만 포드 장비의 스킨의 최대 내구 수명은 중형비가 1이 아닌 지점에서 나타난다. 이는 일정 곡률을 가지는 스킨의 특성에 기인하는 것으로 곡률을 가지는 면의 길이와 곡률 간의 관계성을 정리한다면 균일한 곡률을 가지는 곡면 스킨의 최적 중형비를 구할 수 있을 것이다.

References

[1] “Federal Aviation Regulation Part 25, Airworthiness Standards, Transport Category Airplanes,” FAA, 1968.
 [2] “MIL-STD-1530A, Aircraft Structural Integrity Program,

Airplane Requirements,” 11 Dec. 1975.
 [3] “MIL-STD-810G, Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests, Department of Defense Test Method Standard,” 31 Oct. 2008.
 [4] Jae Myung Cho, Hoon Hyuk Park, Won Woong Lee, Hansol Lee & Eui Hwan Oh, “Development of Full-Scale Static Test System for Aircraft Sensor Pod,” Journal of Aerospace System Engineering, 17(1), 97-105, 2023.
 [5] Jae Myung Cho, Joon Jang, Woo Chun Choi, & Jong In Bae, “Fatigue Life Prediction of Sensor Pod for Aircraft Considering Aircraft Loads,” Journal of Aerospace System Engineering, 13(3), 32-39, 2019.
 [6] Eun-Su Go, In-Gul Kim, Mun-Guk Kim, Min-Hyeok Jeon, Min-Song Kang, Jae-Sang Park, & Min-Sung Kim, “Fatigue Life Prediction in time and Frequency Domain for Supersonic Vehicle Skin Panels Subjected to Acoustic Loading,” The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Academic Conference, pp. 102-103, 2017.
 [7] Yeon Jeong-Heum, Yun Seong-Go, Jang Yeong Sun, Lee Yeong-Mu, “A Study on the Stress Analysis of Launch Vehicle due to Acoustic Loads,” Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 31, No. 8, pp. 91-98, 2003.
 [8] In-Jun Choi, Hong-Beom Lee, Jae-Sang Park, In-Gul Kim, “Nonlinear Vibration Analysis of Stiffened Composite Panels under Combined Thermal and Random Acoustic Loads,” Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 23, No. 6, pp. 533-541, 2020.
 [9] Joon Jang, Jae Myung Cho, Kwang Hee Lee, Won Woong Lee, & Woo Chun Choi, “Comparison of PSD Analysis Methods in Frequency Domain Fatigue Analysis,” Journal of the Korean Society for Precision Engineering, 36(8), 737-743, 10.7736/KSPE.2019.36.8.737.
 [10] Won Woong Lee, Han Sol Lee, Minhyeok Jeon, “Calculation and Comparison of Acoustic Load of Aircraft Externally Mounted Equipment Using Semi-Empirical Formula,” The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Academic Conference, pp. 333-334, 2022.

- [11] Rice, R. C., "Metallic Materials Properties Development and Standardization," National Technical Information Service, pp. 3-289, 2003.
- [12] R. Tovo, "Cycle Distribution and Fatigue Damage under Broad-band Random Loading," International Journal of Fatigue, Vol. 24, No. 11, pp. 1137-1147, 2002.
- [13] D. Benasciutti and R. Tovo, "Spectral Methods for Lifetime Prediction under Wide-band Stationary Random Processes," International Journal of Fatigue, Vol. 27, No. 8, pp. 867-877, 2005.
- [14] Jeon Min-Hyeok, Kim Yeon Ju, Hyun-Jun Cho, Mi-Yeon Lee, Kim In-Gul, Hansol Lee, Jong In Bae, Ki-Young Park, "Fatigue Life Prediction for the SKin Structures of Aircraft Sensor Pod Under Acoustic Load with Mean Stress," Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 26, No. 1, pp. 1-9, 2023.