

비행체 하중을 고려한 항공기용 센서 포드의 피로수명 예측

조재명^{1,3}, 장준¹, 최우천^{2†}, 배종인³

¹고려대학교 대학원 기계공학과

²고려대학교 기계공학부

³한화시스템

Fatigue Life Prediction of Sensor Pod for Aircraft Considering Aircraft Loads

Jae Myung Cho^{1,3}, Joon Jang¹, Woo Chun Choi^{2†} and Jong In Bae³

¹Department of Mechanical Engineering, Graduate School, Korea university

²School of Mechanical Engineering, Korea university

³Hanwha Systems

Abstract

Sensor pods mounted on the exterior of the aircraft used for tactical missions should have a fatigue life based on the expected load spectrum during operation. For mission equipment such as the sensor pod, the frequency fatigue life prediction method which applies the dynamic vibration environment condition is preferred due to the efficiency of the analysis. In this paper, a fatigue life prediction method in the frequency domain where stress due to static and dynamic loads is synthesized based on the actual flight load spectrum is proposed. After comparison with the existing analysis method, the fatigue life of the proposed analysis method was predicted conservatively. The proposed sensor pods satisfy the requirements of the fatigue life.

초 록

항공기 외부에 장착되어 전술임무에 사용되는 센서 포드는 운용기간 동안 예상되는 하중 스펙트럼에 대한 피로수명이 확보되어야 한다. 센서 포드와 같은 임무장비는 해석의 효율성을 고려하여 동적 진동 환경조건을 적용한 주파수 영역의 피로수명 예측방법이 선호되어 왔다. 본 논문에서는 실제 비행체 하중 스펙트럼을 고려하여 정적 및 동적 하중에 의한 응력을 합성한 주파수 영역에서의 피로수명 예측방법을 제안하였다. 기존 해석방법과 비교한 결과 제안된 해석방법은 피로수명이 보수적으로 예측되었다. 그리고 제안된 방법으로 해석한 결과 설계된 센서 포드는 피로수명 요구조건을 만족하였다.

Key Words : Sensor Pod(센서 포드), Fatigue Durability(피로 내구성), Fatigue Life Prediction(피로수명 예측), Frequency Domain(주파수 영역), Aircraft Load(비행체 하중)

1. 서 론

고도의 안전성과 신뢰도가 요구되는 비행체의 주 구조는 개발 단계부터 감항 인증을 고려하여 다양한 설계기준서를 참고하여 개발된다[1-4]. 비행체의 주 구조는 비행 및 비행 중의 임무과정에서 다양하고 불규칙한 하중을 경험하게 되므로 구조물의 정적, 동적 강

도 및 피로내구성에 대한 분석은 상당히 중요하다[3, 4]. 항공기의 외부에 장착되어 다양한 임무를 수행하는 전술용의 센서 포드(sensor pod) 또한 탑재체인 비행체의 운용과 함께 유사한 하중에 노출된다. 따라서 포드 주 구조에 작용하는 하중은 항공기의 운용주기 동안에 반복적으로 작용하여 피로파괴를 초래할 수 있으므로 이에 대한 분석이 필히 수행되어야 한다.

일반적으로 구조물의 피로수명 예측을 위해 시간 영역의 피로해석 방법과 주파수 영역의 피로해석 방법이 사용된다. 시간 영역의 피로해석은 시간에 따른 다양한 진폭의 응력을 레인플로우 집계(Rainflow counting) 기법을 통해 집계하고, 이를 해당 재료의 응력-수명선

Received: Feb. 01, 2019 Revised: Jun. 08, 2019 Accepted: Jun. 10, 2019

† Corresponding Author

Tel: +82-2-3290-3361, E-mail: wcchoi@korea.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

도(S-N curve)와 Miner 법칙(Miner's rule)을 이용해 피로수명을 예측한다[5-7].

시간 영역의 피로해석은 시간에 따른 구조물 응답 응력을 직접 집계하여 손상을 계산하므로 정확한 예측이 가능하다는 장점이 있다. 반면에 적절한 통계적 대표값 적용을 위해 충분히 긴 시간 동안의 응답 이력이 필요하다는 점과, 방대한 데이터로 인해 유한요소모델 기반의 해석에서 비실용적일 수 있다는 단점이 있다.

이러한 이유로 주파수 영역의 피로해석 방법이 실제 설계단계에서 다양하게 사용되고 있다. 특히, 파워스펙트럼밀도(PSD : power spectral density) 기반의 주파수 영역 피로수명 예측은 유한요소모델을 기반으로 한 피로해석에서 간편한 하중조건 입력과, 구조물의 전달함수 도출 및 효율적인 유한요소모델의 계산 알고리즘을 통한 비교적 빠르고 정확한 피로수명 예측이 가능하다는 장점이 있다. H. Andrew 등은 시간 영역의 방법과 주파수 영역의 4가지의 직접 응력 범위 집계 방법을 시험과 비교하여 PSD를 이용한 주파수 영역 피로해석의 이점을 소개하였다[8]. M. Mrsnik 등은 다양한 주파수 영역 피로해석 방법을 소개하고 산업에서의 일반적인 실제 실험과 비교하였다[9].

항공용의 임무장비 개발과정에서도 구조물의 효율적인 피로수명 예측을 위해 주파수 영역의 피로해석 방법이 다양하게 연구되고 있다. H. S. Jung은 PSD 기반의 4가지 주파수 영역 피로해석 방법에 대하여 해석과 시편시험을 비교하여 항공기 탑재 레이더에 대한 피로수명을 예측하였다[10]. A. Halfpenny는 PSD 진동환경 입력조건을 통한 피로수명 예측에서 테스트 데이터가 가지는 오류를 분석하고 새로운 테스트 데이터 생성을 위한 사례 연구를 소개하였다[11]. 이러한 연구에서 주파수 영역의 피로수명 예측 및 시험 평가기준으로 군사 표준서(Military standard)의 비행체 진동환경조건 등이 이용되었다[3, 4]. 상기의 방법은 피로수명 예측을 위한 동적 하중 입력조건을 정의함에 있어서 PSD를 이용한 간편한 접근을 허용하는 장점이 있다. 이는 탑재체인 특정 비행체의 상세 시간이력의 하중스펙트럼 확보 또는 직접적인 하중스펙트럼의 개발이 어렵기 때문이기도 하다.

그러나 보수적인 접근이 필요한 임무장비의 경우 동적 하중요소뿐만 아니라 준 정적 하중요소 또한 함께 고려될 필요가 있다. 항공 분야에서 PSD 기반의 주파수 영역 피로수명 분석에 대한 다양한 연구들이 있었으나, 동적 및 정적 결합하중에 의한 피로수명 예측 방법은 없었다.

본 논문에서는 개발단계의 항공기용 센서 포드에 대하여 비행체의 준 정적 하중과 동적 하중에 의한 응력을 합성하여 보다 보수적인 주파수 영역의 피로수명

예측방법을 제시하고 기존의 방법과 비교하여 피로수명을 예측하였다.

2. 연구 배경

2.1 센서 포드

항공용의 센서 포드는 둥글고 몸통이 긴 실린더 형태이며 비행체 외부에 장착되어 다양한 임무를 수행하는 전술 장비이다. 일반적으로 항공기 동체(fuselage) 하부에 장착되며, Fig. 1에서와 같이 센서 포드는 견고한 스테드 볼트(stud bolt)와 버팀대(sway brace)로 고정된다. 센서 포드 내부의 주 구조는 다수의 견고한 프레임이 체결류 및 메탈본드로 고정되며 외부는 얇은 판의 스킨으로 감싸져 있는 형상이다.

2.2 비행체 하중과 피로하중

센서 포드의 피로수명 예측을 위해서는 피로현상을 발생시키는 주요한 피로하중들이 정의되어야 한다. 센서 포드가 탑재되는 비행체는 지상-공중-지상 주기(ground-air-ground cycle)의 비행하중 스펙트럼을 가지며, Table 1과 같은 다양한 비행체 하중들이 불규칙하게 작용한다. 센서 포드에 작용하는 하중들의 특성은 다르며, 센서 포드 주 구조의 피로 내구성 분석을 위한 피로하중은 준 정적 하중 및 동적 하중의 결합 형태로 볼 수 있다[12].

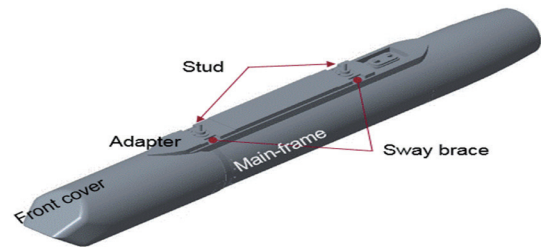


Fig. 1 Sensor Pod

Table 1 Aircraft Loads

Quasi-static Loads	-Flight loads(maneuvers, gust) -Ground handling -Local and internal loads (aerodynamic pressures, acceleration)
Dynamic Loads	-Vibrations -Buffet -Dynamic Gust -Acoustic Noise -Limit cycle oscillation -Engine hammershock conditions
Fatigue Loads	Static + Dynamic Loads

2.3 피로수명 분석과정 비교

일반적인 주파수영역의 피로수명 예측과정은 Fig. 2의 좌측과 같다. 구조물에 작용하는 하중조건을 PSD로 입력하고, 해당 구조물의 전달함수로부터 응력을 산출한다. 그리고 응력 PSD 분포를 특정 확률밀도함수(PDF : probability density function)로 산출 후 이 분포에 대한 확률적 특성치를 응력-수명 선도와 Miner 법칙을 이용해 재료의 피로수명을 예측한다.

기존의 항공용의 임무장비 피로수명 예측에는 군수품 개발규격의 진동 환경조건을 참고한 가속화된 내구성 진동 프로파일의 입력조건으로 주로 사용되었다. 이는 다양한 하중요소들 중에서 동적 진동에 의한 피로현상이 가장 지배적이라는 경험에 기인한다. 그러나 보수적인 피로수명 예측이 필요한 임무장비인 센서 포드의 주 구조는 Table 1의 비행에 의한 대표적인 준정적 하중인 기동 및 공력하중과 동적 진동 요소를 함께 고려 할 필요가 있다.

본 논문의 항공용 센서 포드의 피로수명 예측 과정은 기존의 주파수 영역의 방법에서 Fig. 2의 우측과 같이 병렬 해석을 통해 정적 하중 및 동적 하중에 의한 응력을 별도로 산출한다. 특히 동적 하중이 작용하는 구조에 정적인 하중이 작용함에 따라 평균응력이 상승되는데, 이에 상응하는 단위 정하중에 의한 응력값을 별도 산출하여 방향 별 정적 하중 배수를 부과한다. 그리고 각 해석의 응력값을 합성하여 피로손상도를 계산한다. 구해진 주요 부품의 피로 손상도와 기존의 동적 진동환경조건으로 구해진 부품별 피로 손상도를 비교하여 보다 보수적인 결과를 보인 값을 피로수명 예측값으로 사용한다.

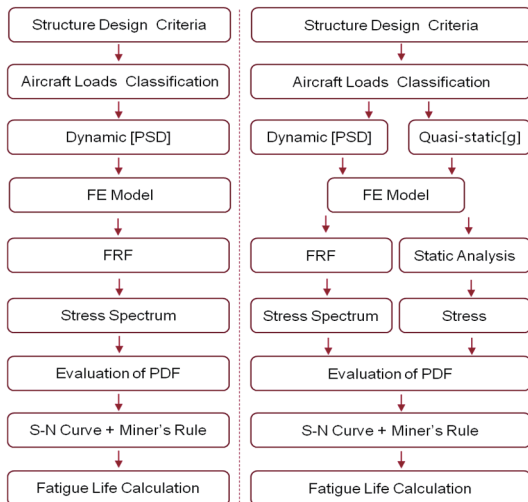


Fig. 2 Fatigue Prediction Process

3. 이론적 배경

3.1 Miner 법칙(Miner's rule)

선형누적손상법칙(linear damage summation rule)으로 잘 알려진 Miner 법칙은 Palmgren에 의해 제안되고 Miner에 의해 발전되었으며, 피로수명 예측에 일반적으로 사용된다[6, 7]. Miner 법칙은 피로내구한도(endurance limit) 이상의 각 응력들은 구조물에 영구적 손상을 가하며, 특정 응력에서 반복수 n_i 와 그에 상응하는 수명 N_i 의 비율로 피로 손상도 D_i 를 갖는다고 가정한다. 그리고 Eq. 1과 같이 누적된 피로손상도의 합이 1을 넘으면 피로 파괴에 이른다고 가정하여 Eq. 2와 같이 구조물의 피로수명을 예측한다.

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

$$T = \frac{1}{\sum D_i} \quad (2)$$

Miner 법칙은 하중의 순서에 따른 영향성을 반영하지 못한다는 단점이 있으나, 단순한 수식에 의한 분석법으로 비교적 정확하다는 장점이 있다.

3.2 구조물의 응답 특성

주파수 영역에서 구조물의 응답특성 및 거동에 따른 응력 PSD는 주파수 응답해석(frequency response analysis)을 통해 분석된다.

포드 구조체의 하중 $f(t)$ 와 변위 $x(t)$ 의 운동 방정식은 Eq. 3과 같이 질량 M , 점성감쇠 C , 강성 K 행렬로 표현 가능하다.

$$[M]\{\ddot{x}(t)\} + [C]\{\dot{x}(t)\} + [K]\{x(t)\} = \{f(t)\} \quad (3)$$

포드 구조체는 선형시스템이며 거동을 조화함수(harmonic function)로 가정하면 직접 푸리에 변환을 통해 주파수 영역으로 치환 가능하다. 그리고 Eq. 4와 같이 출력 변위함수 $Y(f)$ 와 입력 하중함수 $X(f)$ 로 표현된 주파수 영역의 운동방정식을 통해 시스템의 전달함수 $H(f)$ 를 얻게 된다.

$$Y(f) = H(f) \cdot X(f) \quad (4)$$

단일 입력하중 PSD $G_i(f)$ 에 대한 구조체의 응력 PSD $G_r(f)$ 는 전달함수와 곱을 통해 Eq. 5와 같이 계산된다. 그리고 n 개의 입력 PSD $G_{ab}(f)$ 가 작용하는 시스템의 응력 PSD는 전달함수의 중첩을 통해 Eq. 6과 같이 계산된다.

$$G_r(f) = |H(f)|^2 \cdot G_i(f) \quad (5)$$

$$G(f) = \sum_a^n \sum_b^n H_a(f) H_b^*(f) G_{ab}(f) \quad (6)$$

3.3 PSD 분석 과정

시간 영역에서 하중과 응력스펙트럼의 집계는 라인 플로우 집계법을 활용하여 비교적 간편하게 계산할 수 있으나, 주파수 영역의 PSD로 표현된 랜덤하중에서는 상기의 방법을 그대로 사용할 수 없다. 때문에 랜덤 프로세스(random process)를 통해 PSD의 확률적 특성치를 이용하여 응력 분포에 대한 PDF를 구할 필요가 있다[13-15].

응력 PSD의 PDF는 Eq. 7과 같이 PSD함수를 적분한 스펙트럼 모멘트 m_n 을 통해 도출한다.

$$m_n = \int_0^\infty f^n G(f)df \quad (7)$$

0차 스펙트럼 모멘트 m_0 는 주파수 영역의 스펙트럼 면적으로 이는 분산(variance)인 σ^2 을 의미한다. 이를 Eq. 8과 같이 제곱근을 취하면 시간영역의 표본에 대한 표준편차(standard deviation)인 σ 가 된다.

$$\sigma^2 = m_0, \sigma = \sqrt{m_0} \quad (8)$$

더하여 Eq. 9와 같이 0차, 2차, 4차 스펙트럼 모멘트를 이용하여 스펙트럼밴드 폭에 대한 변수인 α_n , 사이클 교차 횟수 v_0 와 피크 도달 횟수 v_p 를 구할 수 있다.

$$\alpha_n = \frac{m_n}{\sqrt{m_0 m_{2n}}}, v_0 = \sqrt{\frac{m_2}{m_0}}, v_p = \sqrt{\frac{m_4}{m_2}} \quad (9)$$

탄성영역의 고주기 피로(HCF : high cycle fatigue)에 대하여, 재료에 가해지는 특정 응력 S에서의 전체 허용 사이클은 Woehler 선도 및 Basquin 식을 통해 Eq. 10으로 표현된다. C, b는 Basquin exponent로 대변되는 재료 상수이다.

$$N(S_i) = \frac{C}{S^b} \quad (10)$$

센서 포드에 작용하는 PSD 입력하의 단위 시간의 예상 손상도 D_p 는 Eq. 11과 같이 표현된다. P(s)는 사이클 진폭의 PDF를 나타낸다.

$$D_p = v_p C^{-1} T \int_0^\infty S^b P(s) ds \quad (11)$$

주파수 영역의 피로수명 예측은 PDF를 계산하는 방법에 따라 달라지므로 확률밀도함수 p(s)를 구하는 것은 상당히 중요하다.

3.4 주파수 영역 피로해석 방법

PSD로 표현된 응력 사이클에 대하여 PDF를 이용한 응력 집계 및 피로수명 예측은 Rice와 Miles 등에 의해 소개된 협대역 영역의 접근법과 Steinberg의

“Three band method”로 잘 알려진 광대역 영역의 접근법, 그리고 Dirlik에 의해 고안된 전 대역에 대한 일반적 접근법 등이 있다[16-18].

센서 포드에 작용하는 하중 및 응력스펙트럼은 넓은 주파수 영역에서 무작위로 표현되므로, 협대역의 접근법은 적절치 않다. 따라서 Steinberg 및 Dirlik 방법(method)을 통한 해석을 비교하였다.

3.4.1 Steinberg-Three band method

일반적으로 피로 손상도의 계산에서 사용되는 확률 분포함수(probability distribution function)는 협대역에서는 레일리 분포(Rayleigh distribution)를, 광대역에서는 가우시안 분포(Gaussian distribution)를 나타내는 경향이 있다.

Steinberg의 “Three band method”는 가우시안 분포를 이용해 Eq. 12와 같이 피로 손상도 D_{ST} 를 계산한다.

$$D_{ST} = v_p C^{-1} \begin{bmatrix} 0.683 \times (2\sqrt{m_0})^b \\ +0.271 \times (4\sqrt{m_0})^b \\ +0.043 \times (6\sqrt{m_0})^b \end{bmatrix} \quad (12)$$

가우시안 분포에서 1σ는 전체 응답의 68.3% 확률을, 2σ는 27.1%, 3σ는 4.33%의 확률로 발생함을 보인다. Three band method는 응력스펙트럼의 실효값(RMS : Root mean square)으로부터 비교적 간단히 피로수명을 계산할 수 있다는 장점이 있으며, 전자장비의 피로수명 예측에 일반적으로 사용된다[17]. 센서 포드와 같은 항공용의 임무장비에서는 장비가 사용되는 환경 및 피로 영향성에 대한 구조물의 특성을 고려하여 별도의 민감계수를 부과하여 사용하기도 한다.

3.4.2 Dirlik method

Dirlik은 응력스펙트럼의 분포 범위에 대하여 지수 분포와 레일리 분포를 이용하여 Eq. 13과 같이 확률밀도함수 P_{DL} 을 산출하는 방법을 제안하였다[18]. 이 방법은 광범위한 시뮬레이션을 통해 몬테 카를로 기법과 다양한 시그널로부터 구해진 경험적 방법으로, 피로 손상도 D_{DL} 은 Eq. 14와 같이 계산된다.

α_2 는 불규칙계수(irregularity factor), Z는 응력 S의 정규화 값이며, x_m 은 스펙트럼 모멘트로 표현된 변수이다. 그리고 이를 통해 P_{DL} 의 주요 매개변수인 G_1, G_2, G_3, R, Q 가 구해진다.

$$P_{DL}(s) = \frac{1}{\sqrt{m_0}} \left[\frac{G_1}{Q} e^{-\frac{Z}{Q}} + \frac{G_2 Z}{R^2} e^{-\frac{Z^2}{R^2}} + G_3 Z e^{-\frac{Z^2}{2}} \right] \quad (13)$$

$$\alpha_2 = \frac{m_2}{\sqrt{m_0 m_4}}, Z = \frac{s}{\sqrt{m_0}}, x_m = \frac{m_1}{m_0} \left(\frac{m_2}{m_4} \right)^{\frac{1}{2}}$$

$$G_1 = \frac{2(x_m - \alpha_2^2)}{1 + \alpha_2^2}, \quad G_2 = \frac{1 - \alpha_2 - G_1 + G_1^2}{1 - R}$$

$$G_3 = 1 - G_1 - G_2, \quad R = \frac{\alpha_2 - x_m - G_1^2}{1 - \alpha_2 - G_1 + G_1^2}$$

$$Q = \frac{1.25(\alpha_2 - G_3 - G_2 R)}{G_1}$$

$$D_{DL} = v_p C^{-1} m_0^{\frac{b}{2}} \left[\frac{G_1 Q^b \Gamma(1+b)}{+(\sqrt{2})^b \Gamma\left(1 + \frac{b}{2}\right) (G_2 |R|^b + G_3)} \right] \quad (14)$$

4. 피로해석

4.1 피로해석 모델구성

피로수명 예측을 위한 유한요소모델의 구성에서 센서 포드의 주요 경계조건 및 구속조건은 실제 장착환경 및 설계치 값을 고려하여 Fig. 3과 같이 구성되었다. 탑재 비행체의 인터페이스 부품을 함께 모델링하여 센서 포드를 구속하였으며, 장착부의 나사 및 버팀대 부분은 장착 시의 예압하중(preload)을 고려하여 설계 예압 및 접촉 조건이 적용되었다. 그리고 주요 응력 패스에 해당되는 연결부, 홀 및 홈의 경우 모델링의 단순화 없이 라운드 및 챔퍼 형상이 그대로 반영되었으며, 주구조물의 연결용 체결류는 빔 요소가 아닌 솔리드 모델로 표현되었다.

주요 노치부의 경우 형상 및 재료특성에 의한 노치 효과가 고려되었다. 노치 효과는 CAD 데이터로부터 Eq. 15의 노치 민감계수(notch sensitivity factor) q 를 우선 계산하고, 응력 집중계수(stress concentration factor) K_t 를 고려하여 Eq. 16의 노치 계수(notch factor) K_f 를 1.5~2까지 부위별로 적용되었다.

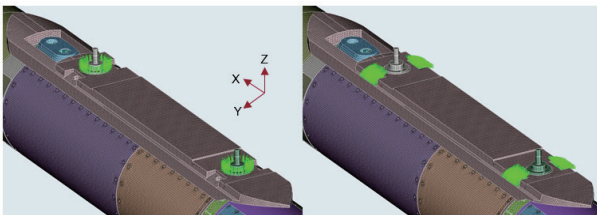


Fig. 3 Finite Element Model of Sensor Pod

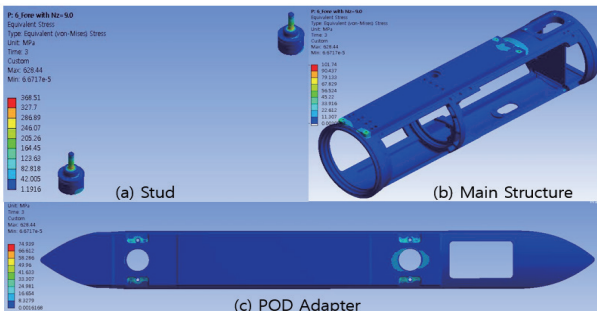


Fig. 4 Static Analysis of the Sensor Pod

$$q = \frac{1}{(1+a/r)} \quad (15)$$

$$K_f = 1 + \left(\frac{K_t - 1}{1 + a/r} \right) \quad (16)$$

유한요소모델은 피로해석 수행에 앞서 기본적인 1g 상태의 정적해석을 통해 다시 한번 구속조건과 경계조건이 의도된 형태로 나타나는지 분석하였다.

그리고 기존 유사 장비의 정해석 결과와 비교하여 Fig. 4와 같이 센서 포드 스테드 볼트(a), 주 프레임(b) 및 포드 어댑터(c) 등에서 비슷한 수준의 최대 응력이 나타남을 확인하였다.

센서 포드의 주 구조에 적용된 소재는 항공소재규격(AMS : aerospace material specifications)을 따르며, MIL-HDBK-5J에 의한 재료의 물성치는 Table 2와 같다. 센서 포드의 주요 구조물인 어댑터, 상부판 및 하부판은 알루미늄 6061-T6가 적용되었으며, 해당 재질은 Eq. 17과 같이 응력-수명 선도를 표현할 수 있다.

$$S_a = 10^{\left(\frac{b_g N_F - 20.68}{-9.84} \right)} / (1 - R)^{0.63} \quad (17)$$

센서 포드의 피로해석을 위한 피로하중 및 해석 기준은 Table 1과 같다. 정적 하중은 대표적인 기동에 의한 관성 및 공력하중으로 적용되며, 동적 하중은 Fig. 5의 MIL-STD-810G의 제트 비행체의 진동환경 조건이 참고되었다. 기존의 동적 진동에 의한 피로해석은 Fig. 5를 참고한 내구성 진동 기준이 적용되는 반면, 하중 결합에 의한 피로해석은 성능 진동 기준이 적용된다.

Table 2 Material Properties

	PH13-Steel	17-4PH Steel	AL6061-T6
Density(g/cm ³)	7.8	7.75	2.85
Poisson's Ratio	0.3	0.3	0.33
Ultimate Strength(MPa)	1105	1158	310

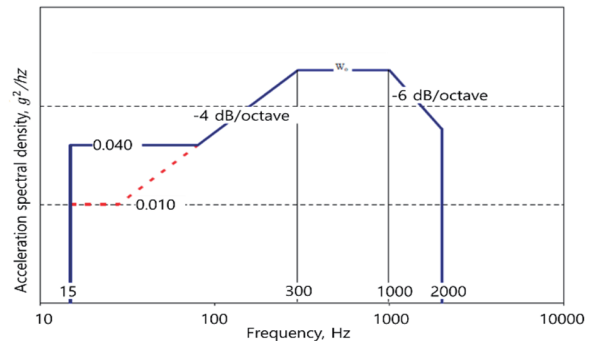


Fig. 5 Jet Aircraft Vibration Exposure

4.2 해석 결과

센서 포드는 비행체의 비행 및 임무에 따른 다양한 진동원에 노출되어 구조물의 가진을 유발하므로 20 ~ 2000Hz의 고주파수 영역의 응답을 분석하였다.

최대 응답점에서의 주파수 응답 해석결과는 Fig. 6과 같다. 가진 축 별로 응답 특성은 다르게 나타나며, 응답의 최대값은 어댑터 구조물의 체결부에서 나타났다.

주파수 영역의 피로수명 예측법은 다양하며, PDF를 구하는 방법에 따라 피로수명이 다르게 예측되므로 Fig. 7과 같이 일반적인 광대역의 피로해석 방법을 우선 비교하였다. 최대 손상도를 비교하기 위해 방향에 관계 없이, 구조물에서 최대의 손상도가 나타난

센서 포드가 예상 운용주기 동안에 경험하는 피로하중에 대하여, 각 방향에 대한 주요 구조물들의 예상 수명은 Steinberg 및 Dirlik 방법에서 비교적 유사하나 Steinberg 방법에서 다소 보수적인 결과를 보였다.

기존의 동적 하중(내구성 진동)에 의한 피로수명과 결합하중(성능 진동과 대표적인 정적 하중)에 의한 피로수명 예측 결과는 Fig. 8과 같다. 피로해석 방법은 앞서 보수적인 결과를 보인 Steinberg 방법으로 수행되었다.

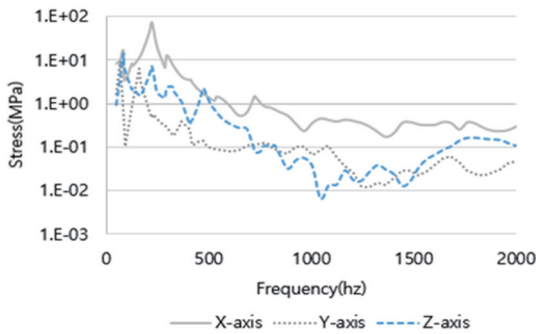


Fig. 6 Frequency Response Analysis

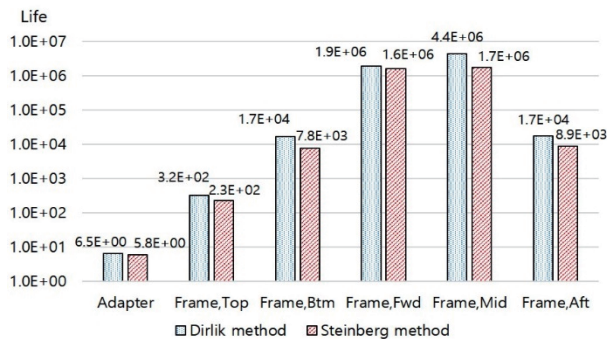


Fig. 7 Dirlik Method vs Steinberg Method

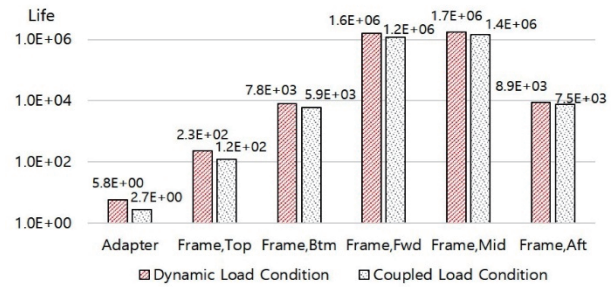
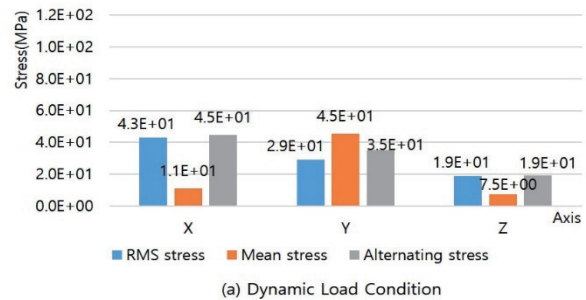
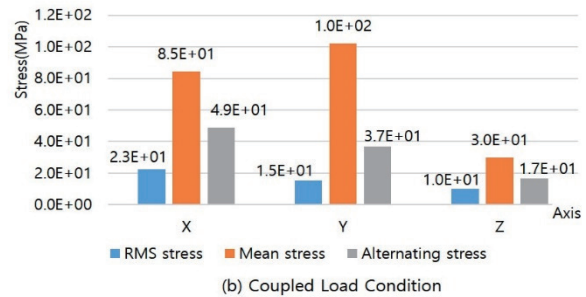


Fig. 8 Fatigue Life Comparison(Steinberg Method)



(a) Dynamic Load Condition



(b) Coupled Load Condition

Fig. 9 Fatigue Stress Comparison of Adapter Structure

기존의 방법에서는 내구성 진동 레벨의 PSD가 축 별로 3시간 적용되어 손상도가 합산되었고, 결합하중에 의한 방법에서는 축 별로 성능진동 3시간과 함께 별도 정해석을 통한 응력이 합성되어 손상도가 계산되었다. 각 3방향의 입력하중에 대한 주요 구조물의 전체 예상수명은 Eq. 18과 같이 합산된 방향 별 손상도에 안전계수(safety factor)을 곱해 계산된다. 이는 센서 포드의 운용 주기 동안의 전체 수명을 1로 할 때의 상대수명 값이다.

$$\frac{1}{s.f \times (D_x + D_y + D_z)} > 1 \tag{18}$$

두 가지의 피로하중 적용방법에 따른 결과에서 공통적으로 센서 포드의 어댑터 구조물이 가장 높은 손상도를 보였다. 기존 방법 및 결합하중에 의한 센서 포드 어댑터 구조물의 각 방향의 응력들에 대한 비교는

Fig 9와 같다. 각 축 별로 RMS 응력 및 평균응력이 모두 상이한 분포를 보이나, 실제 응력-수명 선도에 적용되는 교변응력은 비교적 유사한 값을 가짐을 보였다.

결과적으로, 각 방법에서 예상수명은 센서 포드의 운용주기에 대한 수명을 1로 한 결과보다 큰 값을 가지므로 요구수명을 만족함을 보였다.

5. 고 찰

각 축 별 주파수 응답해석을 통해서 센서 포드의 X축 가진시 어댑터 구조물에서 가장 큰 응답을 보임을 알 수 있었다. 특히 응답이 최대인 절점(node)은 어댑터가 포드 주 구조를 고정하는데 사용된 체결 나사부 주변이었다. 어댑터 구조물의 경우 센서 포드가 가지는 주요한 글로벌 모드들에 대하여 모두 영향을 받으며, 특히 4개의 체결부로 센서 포드를 지지하므로 응력이 집중되었다고 판단된다. 그리고 가장 큰 응답을 보인 231hz 부분은 센서 포드가 비틀림 모드를 가지며, Y축의 4배, Z축의 8배에 해당하는 높은 응력값을 보였다. 이는 어댑터 구조물이 X축의 지지구조가 Y, Z축에 비해 해당 주파수의 모드를 충분히 잡아주지 못하여 센서 포드를 고정하는 체결 나사 및 해당 부위에 과도한 응력이 집중되게 하는 이유로 보인다.

피로하중 적용 방법에 따른 비교에 앞서 주파수 영역의 피로해석 방법 결정을 위해 일반적으로 항공용 임무장비 및 전자장비에서 자주 사용되는 Steinberg 및 Dirlik 방법을 비교하였다. 그 결과 두 방법 중 Steinberg 방법에서 예상수명이 5.8로 Dirlik 방법의 6.5보다 12% 정도 보수적인 결과를 보였다. 응력 사이클 히스토그램을 비교하면 Dirlik 방법에서 전 주파수 영역에 대하여 응력 범위 별 상세한 집계가 된 반면, Steinberg 방법에서는 RMS 응력값을 기준으로 $1\sigma \sim 3\sigma$ 의 응력 및 사이클을 집계한다. 이때, 3σ 에 해당되는 응력값이 RMS값의 3배로 특히 높고, 이에 따른 손상도가 높게 나타나기 때문에 좀 더 보수적인 결과값이 나왔다고 판단된다. 더하여 Steinberg 방법과 Dirlik 방법의 수명예측에서 큰 차이가 없다면 조금 더 보수적인 결과값을 가지며, 정해석을 통한 응력의 합성에서 간단한 계산이 가능한 Steinberg 방법을 사용하는 것이 해석 효율성이 더 높다고 할 수 있다.

Steinberg 방법을 통한 주파수 영역의 피로해석에서 기존의 동적 하중을 입력조건으로 사용한 피로수명 예측과 결합하중을 입력조건으로 사용하여 응력 합성을 통한 피로수명을 예측한 결과는 후자의 방법에서 보다 보수적인 결과를 보였다. 두 방법 모두 동일하게 어댑터 구조물의 X축 가진에서 가장 큰 손상도를 보였으며,

타 구조물에 비해 10배 이상의 큰 손상도 차이를 보였다. 이는 주파수 응답 해석의 결과와 상통한다고 볼 수 있다.

Steinberg 방법은 RMS 응력값으로부터 직접적인 피로수명 예측이 가능하다. 그러나 Fig. 9의 (a) 및 (b) 결과를 보면 기존의 방법에서 RMS 값이 높음에도 손상도는 더 낮음을 알 수 있는데, 그 이유는 평균응력 효과(mean stress effect) 때문이다. 이는 Goodman Equation을 통한 등가교변응력(equivalent alternating stress)으로 계산된 값과 손상도가 동일한 경향을 보이는 것으로 확인 가능하다.

피로해석 결과의 평균응력효과는 기존의 방법에서 보다 결합하중을 적용한 새로운 방법에서 더 크게 나타남을 보여준다. 기존의 내구성 진동을 이용한 동적하중이 입력된 결과를 보면 RMS 응력값이 상대적으로 크게 나타나며, 실제 교변응력으로 환산된 값과 큰 차이가 나지 않음을 알 수 있다. 그러나 결합하중의 경우 동적 하중은 성능진동 수준으로 내구성 진동보다 레벨이 낮으므로 RMS 응력은 낮으나, 관성 및 공력하중을 고려한 정해석에 의한 응력이 합산됨으로 인해 평균응력이 4배 이상 크게 나타남을 보인다. 결과적으로 실제 교변응력으로 환산된 응력값은 RMS 응력값보다 2배 이상 크게 나타남을 알 수 있다. 결론적으로 실제 교변응력으로 환산된 응력값은 두 방법에서 비교적 유사하나, 결합하중에 의한 피로해석에서 2.7의 수명으로 기존의 방법에서의 5.8보다 좀 더 보수적인 결과를 보였다.

어댑터 부품에서 평균응력효과가 비교적 크게 나타나는 이유는 센서 포드의 장착부를 모사한 주요 구속점인 스테드 볼트와 버팀대에서 실제 장착시에 적용되는 예압이 그대로 적용되었기 때문이다. 이는 구속점의 예압 삭제 결과에서 대부분의 부품들 평균응력이 0에 가까운 값이 도출됨으로써 확인되었다.

앞서 주파수 응답 해석 및 피로해석의 결과에서 센서 포드의 피로수명에 추가적 안전 마진이 필요한 경우, 어댑터 구조물의 체결을 인장강도가 동일 조건에서 약 50%가량 높은 알루미늄 7050 합금으로 변경하거나, 센서 포드 체결 나사의 개수를 늘려서 하중이 분산되도록 하는 것도 방법이 될 것으로 보인다.

6. 결 론

설계 단계의 센서 포드에 대하여 주파수 영역의 피로해석 방법간 비교 및 피로하중 적용 방법간의 비교를 통해 보수적으로 피로수명을 분석하였다.

먼저 센서 포드의 모달 및 주파수 응답해석을 통해서 어댑터 구조물이 센서 포드를 지지하는 나사부에서

응력집중이 크게 나타남을 알 수 있었다.

그리고 다양한 주파수 영역의 피로수명 예측방법 중, 대표적인 광대역의 접근 방법(Steinberg method, Dirlik method)을 비교하여 다음의 결과를 얻었다.

- 1) Steinberg 및 Dirlik 방법에 따른 피로해석 비교에서 센서 포드 주요 구조물 대부분이 Steinberg 방법에서 보다 보수적인 결과를 보였다.
- 2) 공통적으로 어댑터 구조물에서 가장 낮은 피로수명이 예측되었다.

피로하중의 적용 방법에 따른 센서 포드의 전체 피로수명은 보수적인 결과를 보인 Steinberg 방법으로 비교분석 하였으며 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 기존의 동적 진동조건에 의한 피로해석보다 동적, 정적 결합하중에 의한 피로해석 결과에서 대부분 보수적인 수명예측 결과를 보였다.
- 2) 두 방법 모두 센서 포드와 비행체의 연결부인 어댑터 구조물에서 가장 높은 손상도를 보였다.
- 3) 어댑터 구조물은 기존의 방법에서 예상수명이 5.8에 비해 응력합성을 통한 결합하중의 피로해석에서 2.7로 보다 보수적인 값을 보였다.
- 4) 센서 포드의 X, Y, Z축 가진에 대한 전체 누적손상도로 계산된 예상수명은 응력합성을 통한 보수적인 접근에서도 2.7로 요구수명 1을 만족함을 보였다.

항공기 외부에 장착되어 다양한 하중조건에 반복적으로 노출되는 센서 포드는 설계 단계에서의 피로 내구성 확보가 중요하다. 본 논문에서는 유한요소모델 기반의 주파수 영역 피로해석을 통해 센서 포드의 피로수명을 보수적으로 예측하였으며, 요구수명을 만족함을 확인하였다. 정확한 피로수명의 예측을 위해 향후 본 제품의 제작과 함께 시험을 통한 비교분석 역시 필요하다고 판단된다.

후 기

이 논문은 2018년도 한화시스템(주)의 지원을 받아 수행된 연구이다.

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] NATO AECTP 400, Mechanical Environmental Tests, NATO AECTP 400, Ed 3, Jan. 2006
 [5] M. Matsuishi and T. Endo, "Fatigue of metals subjected to varying stress," *Japan society of mechanical engineers*, 1968.
 [6] A. Palmgren, "Durability of Ball Bearings," *VDI-Zeitschrift*, vol. 68, no. 14, pp. 339-341, 1924
 [7] M. A. Miner, "Cumulative Damage in Fatigue," *Journal of Applied Mechaic*, vol. 12, pp. A159-A164, 1945
 [8] H. Andrew and K. Frederic, "Rainflow cycle counting and acoustic fatigue analysis techniques for random loading," *10 International Conference RASD*, Southampton, July 2010.
 [9] M. Mrsnik, J. Slavic and M. Boltezar, "Frequency-domain methods for a vibration-fatigue-life estimation - Application to real data," *International Journal of Fatigue*, vol. 47, pp. 8-17, 2013.
 [10] H. S. Jung, K. S. Kim, J. S. Kim and S. W. Lee, "Fatigue Life Evaluation in Frequency Domain of aircraft Equipment Exposed to Random Vibration," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 45, no. 8, pp. 627-628, 2017
 [11] A. Halfpenny, "Accelerated Vibration Testing Based on Fatigue Damage Spectra," *nCode International*, 230 Woodbourn Road, Sheffield S9 3LQ, UK
 [12] NRTO, Aging Aircraft Fleets: Structural and Other Subsystem Aspects, 2000
 [13] S. O. Rice, "Mathematical Analysis of Random Noise," *Selected Papers on Noise and Stochastic Processes*, Dover, New York, 1954.
 [14] D. E. Newland, *An Introduction to Random Vibrations, Spectral & Wavelet Analysis*. Longman Scientific & Technical, 1993.
 [15] K. Shin and J. K. Hammond, *Fundamentals of signal processing for sound and vibration engineers*. John Willey & Sons, Ltd, 2008.
 [16] John W. Miles, "On Structural Fatigue Under Random Loading", *Journal of the Aeronautical Sciences*, vol. 21, no. 11, pp. 753-762, 1954
 [17] D. S. Steinberg, "Vibration Analysis for Electronic Equipment," John Wiley & Sons, 3rd edition, USA, 2000.
 [18] T. Dirlik, "Application of computers in Fatigue Analysis", Ph.D. Thesis, University of Warwick, 1985.
 [19] J. Goodman, *Mechanics applied to engineering*, Longman, Green & Co, 1954.
 [20] MIL-HDBK-5J, *Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures*, Department of Defense handbook, USA, 2003.