

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(8), 627-638(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.8.627

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

무작위 진동에 노출된 항공기 탑재 장비의
주파수영역 피로수명 평가

정현수*, 김기승**, 김준수**, 이성우***

Fatigue Life Evaluation in Frequency Domain of aircraft Equipment
Exposed to Random Vibration

Hyun Su Jung*, Ki Seung Kim**, Jun Su Kim** and Seong Woo Lee***

Mechanical R&D Laboratory, LIG Nex1 Co., Ltd.* **

The 3rd Research and Development Institute, Agency for Defense Development***

ABSTRACT

Expecting fatigue life of mounted radar in aircraft is very important when designing, because the mounted radar in aircraft is exposed to long-term external random vibration. Among the methods of predicting the fatigue life, Fatigue analysis method in frequency domain has continuously been proposed in this field. In this paper, four fatigue analysis methods in frequency domain, which are widely used, have been selected and compared with the results for Specimen fatigue test. As a result, Dirlik and Benasciutti-Tovo methods have been matched better with fatigue analysis in time domain than the method in frequency method through the comparison between the fatigue analysis method in time domain and the method in frequency domain by conducting the specimen fatigue test with strain gage. Based on the results of the specimen fatigue test, We have conducted fatigue analysis of mounted radar in aircraft with Dirlik and Benasciutti-Tovo methods in the finite element model, and confirmed that the required life was satisfying.

초 록

항공기에 탑재된 레이더 장비는 무작위진동 환경에 장기간 노출되어, 설계 시 피로수명 예측이 중요한 요소로 고려된다. 피로수명을 예측하는 방법 중 주파수영역 피로해석 방법이 지속적으로 제안되고 있다. 본 논문은 많이 사용되는 4가지의 주파수영역 피로해석 방법을 선정하여, 시편 피로시험 결과와 비교하였다. Strain gage를 이용한 시편 피로시험을 통해 시간영역 피로해석과 주파수영역 피로해석 방법을 비교한 결과, Dirlik과 Benasciutti-Tovo방법이 주파수영역 피로해석법 중 시간영역 피로해석법과 잘 일치하였다. 시편 피로시험 결과를 토대로 Dirlik과 Benasciutti-Tovo방법과 유한요소모델을 이용하여 항공기 탑재 장비의 피로해석을 수행하였으며, 요구수명이 만족함을 확인하였다.

Key Words : Random Vibration fatigue(무작위 진동 피로), Fatigue life(피로수명), Finite element analysis(유한요소해석), Frequency domain(주파수영역)

† Received : February 22, 2017 Revised : June 12, 2017 Accepted : June 30, 2017

* Corresponding author, E-mail : hyunsu.jung@lignex1.com

I. 서 론

항공기 탑재 레이더는 항공기 내부 구동장치에 장착되어 전천후로 고해상의 영상정보를 수집할 수 있으며, 전술작전임무 수행을 위한 영상정보를 제공한다.

항공기에 탑재되는 장비는 다양한 외부 환경에 노출되어 운용된다. 항공기 운행 중 발생하는 외부진동은 장비의 항복하중보다 낮은 하중으로도 장비를 손상시키는 피로파손의 원인이 된다. 이러한 이유로 설계자는 설계단계에서 동적 하중을 분석하고 피로해석을 통해 수명을 예측할 필요가 있다. 기존의 피로해석은 사이클 카운팅을 통해 시간영역에서 응력 범위이력을 산출하고 재료에 상응하는 S-N 선도와 Palmgren[1] 과 Miner[2]의 선형손상누적법칙을 이용하여 피로수명을 예측하는 해석 기법이 많이 사용되었다. 하지만 시간영역에서의 데이터는 처리와 분석에 많은 비용이 들고 제약이 따른다. 이러한 이유로 주파수영역에서의 피로해석법이 제안되었다. 주파수 영역에서는 구조물이 받는 무작위진동을 파워스펙트럼 밀도(Power Spectrum Density, PSD)의 형태로 표현하고 구조물의 전달함수를 이용하여, 동적 거동을 예측하고 피로를 평가한다. 주파수 영역에서의 피로해석 기법은 시간영역에서의 피로 해석보다 상대적으로 시간과 비용적인 측면에서 효율적이다.

많은 연구자들이 주파수 영역에서의 피로 해석에 관한 연구를 활발히 수행하고 있다. Aykan M.[3]은 헬기 탑재 장비의 피로수명을 유한요소모델을 이용하여 주파수영역 피로해석으로 평가하였다. Fang Liu[4]등은 PCB(printed circuit board)가 무작위진동에 노출되었을 때, 유한요소모델을 이용하여, 주파수영역에서 피로해석을 수행하였다. Yu Du[5]는 Single lap joint로 연결된 부위에 대한 주파수영역 피로해석을 수행하였다. Seung-Ho han[6]은 점용접의 주파수영역 피로해석을 수행하였으며, 점용접이 파손됨에 따라 고유진동수가 변하는 것을 고려한 피로해석방법을 제안하였다. 마지막으로 Geun won Kim[7]은 항공기 구조물의 정적 피로해석과 동적 피로해석을 수행하여, 구조물의 동적 특성이 피로에 미치는 영향을 연구하였다.

본 논문에서는 시편 피로시험을 수행하고 주파수영역 피로해석 방법 중 Wirsching and Light[9], Dirlik[11], Steinberg[12], Benasciutti-Tovo[14]의 4가지 방법과 시간영역 피로해석을 수행하여 시편의 피로수명을 예측하고 시험 값과 비교하

였다. 비교결과를 토대로 항공기 탑재 장비의 피로해석을 수행하였다. 피로해석에 사용할 유한요소모델은 공진탐색 시험을 통해 검증하였으며, 피로해석에 적용된 외부진동은 MIL-STD-810G[19] 규격을 따랐다.

II. 본 론

2.1 항공기 탑재 레이더 구성

본 연구에서 검토한 항공기에 탑재되는 레이더 장비는 2축 김발(Gimbal)을 포함하고 있으며, 2축 김발은 방위각과 고각 회전축으로 구성된다. 각각의 회전축은 서로 직교하며 서보제어를 통해 특정한 속도와 위치로 회전한다. 방위각과 고각 회전축에는 2개와 4개의 베어링이 배치되어 있으며, 각 축은 모터와 각도센서로 구성된다. Fig. 1은 레이더 장치의 내부 구조형상이다.

2.2 선형손상누적법

선형손상누적법(Linear damage summation law)은 Palmgren[1]이 ball bearing 수명예측을 위해 처음 제안하였고, 이후에 Miner[2]가 항공기 피로수명을 예측하는 데 사용되었다. 선형손상누적법은 내구 응력 이상의 랜덤반복응력은 구조물에 영구적인 손상을 가하며, 이러한 손상들이 누적되어 피로파괴를 발생시킨다고 가정한다. 응력 σ_i 이 N_i 횟수만큼 반복하였을 때 발생시키는 피로손상도D(Damage)는 식 (1)과 같이 정의하며, 여기서 N_{fi} 는 응력 σ_i 에 대한 피로한도를 나타낸다. 피로파손은 식(2)와 같이 손상(D)의 총

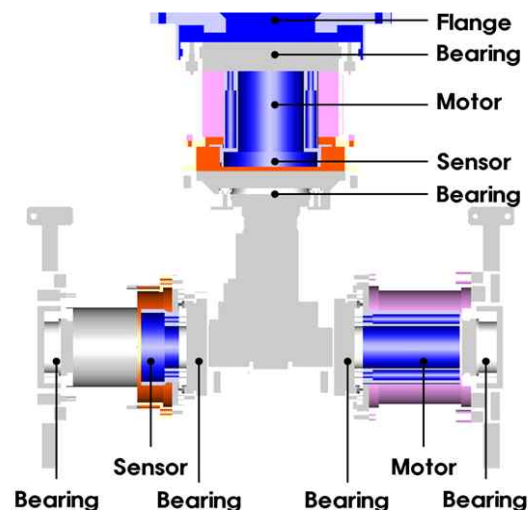


Fig. 1. Radar internal configuration

합이 1.0이상일 때 발생하며, 피로수명은 (3)과 같이 나타난다.

$$D_i = \frac{N_i}{N_{fi}} \quad (1)$$

$$\sum D_i = \frac{N_1}{N_{f1}} + \frac{N_2}{N_{f2}} + \dots + \frac{N_i}{N_{fi}} \geq 1.0 \quad (2)$$

$$Life = \frac{1}{\sum D_i} \quad (3)$$

2.3 응력 파워스펙트럼 밀도

구조물의 동적 거동은 시간영역 또는 주파수 영역에서 표현이 가능하다. 하지만 시간영역에서 동적 거동 데이터는 분석하는데 많은 시간과 비용이 든다. 반면 주파수영역에서의 동적 거동은 모달 주파수응답을 통해 얻은 구조물의 전달함수를 사용하여 상대적으로 쉽고 빠른 분석이 가능하다.

운동방정식 식 (4)에서

$$[M]\ddot{x}(t) + [B]\dot{x}(t) + [K]x(t) = f(t) \quad (4)$$

하중과 변위 벡터를 조화함수(harmonic function)로 가정하면 운동방정식 식(5)를 얻을 수 있다.

$$X(\omega) = H(\omega) \cdot F(\omega) \quad (5)$$

여기서 $X(\omega)$ 와 $F(\omega)$ 는 변위와 하중의 함수이며, $H(\omega)$ 는 선형 전달 함수로서 식 (6)와 같다.

$$H(\omega) = [-[M] \cdot \omega^2 + [C] \cdot i \cdot \omega + [K]]^{-1} \quad (6)$$

응력 파워스펙트럼 밀도는 전달함수의 중첩으로 계산되며, n개의 입력하중 파워스펙트럼밀도 $W(f)$ 가 작용할 경우 식 (7)과 같다.

$$G(f) = \sum_i^n \sum_j^n (H_i(f)H_j^*(f) \cdot W_{ij}(f)) \quad (7)$$

파워 스펙트럼 밀도는 주파수에 따른 응력 진폭 제곱에 비례하는 에너지를 나타내며, 단위 주파수에 따른 평균에너지를 의미한다.

2.4 피로수명 예측 과정

Figure 2는 시간영역과 주파수영역에서 피로수명을 예측하는 과정을 보이고 있다. 시간영역에서 피로해석의 첫 단계는 하중-변위 곡선상의 닫힌 히스테리시스루프를 한 사이클로 결정하는 Rainflow Cycle Counting 방법을 이용하여 구조

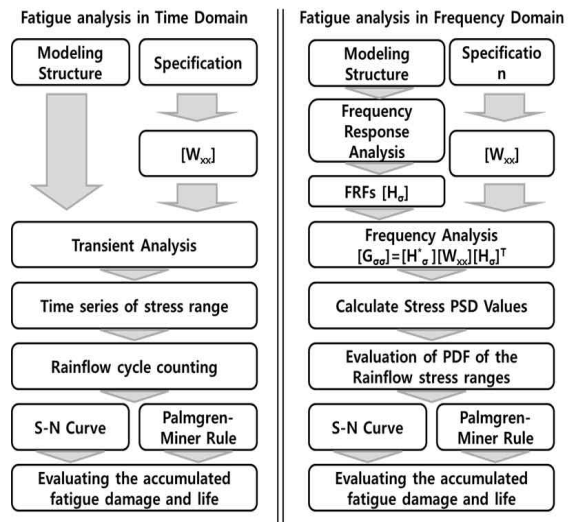


Fig. 2. implementation of the method for fatigue analysis

물이 받는 무작위 응력 범위이력의 사이클(Cycle)을 계산한다. 이렇게 계산된 응력 범위이력 사이클(Cycle)과 선형손상누적법, S-N선도를 이용하여 구조물의 피로수명을 예측한다. 시간영역 피로해석은 도출된 구조 응답 이력에 대해 직접적으로 사이클 카운팅하여 나온 응력 범위 분포로 피로 수명을 예측하기 때문에 주파수영역에서 피로해석보다 더 정확한 것으로 알려져 있다.

주파수영역에서 피로해석은 응력 범위 파워스펙트럼 밀도 함수의 확률적 특성치를 이용하여 응력 범위 분포에 대한 확률밀도함수(Probability density function, PDF)를 구한다. 이로부터 얻은 확률정보를 이용하여 S-N 선도와 선형손상누적법으로 피로수명을 예측한다. 응력 범위 파워스펙트럼 밀도의 확률적 특성치를 얻기 위하여 파워스펙트럼 밀도를 적분하여 스펙트럼 모멘트를 구하고, 이를 이용하여 응력 범위의 확률밀도함수를 추정할 수 있다. 스펙트럼 모멘트 m_n 은 식 (8)과 같다. 일반적으로 피로해석을 위해서는 4차 스펙트럼 모멘트 m_4 까지 사용한다.

$$m_n = \int_0^\infty f^n G(f) df \quad (8)$$

0차 스펙트럼 모멘트 m_0 는 분산을 의미하며, 0차, 2차, 4차 스펙트럼 모멘트를 이용하여 피크도달 횟수의 기댓값 v_p '과 영점교차 횟수의 기댓값 v_0 '을 식(9)를 이용하여 구할 수 있다.

$$v_p = \sqrt{\frac{m_4}{m_2}}, \quad v_0 = \sqrt{\frac{m_2}{m_0}} \quad (9)$$

확률적 특성을 나타내는 또 다른 변수는 bandwidth parameters α_1, α_2 이며, 식(10)와 같이 정의한다.

$$\alpha_1 = \frac{m_1}{\sqrt{m_0 m_2}}, \quad \alpha_2 = \frac{m_2}{\sqrt{m_0 m_4}} \quad (10)$$

$$0 \leq \alpha_1, \alpha_2 \leq 1$$

이는 응력 범위 데이터의 불규칙성을 나타내는 변수로서 일반적으로 α_2 가 가장 많이 쓰이며 '불규칙 계수'라고 불린다. α_1, α_2 가 1에 근접할수록 협대역 파형을, 0에 가까울수록 광대역 파형을 나타낸다.

많은 연구자들이 주파수영역에서 얻은 확률정보를 이용하여 손상도(Damage)를 구하는 피로해석법을 제안하였다. 본 논문에서는 그 중 Wirshing-Ligh방법[9], Dirlik방법[11], Steinberg방법[12], Benasciutti-Tovo방법[14]를 이용하여 피로수명을 예측해 보고, 시간영역 피로해석 값과 비교해 보았다.

2.4.1 Wirshing-Light방법

Wirshing and Light[9]은 Miles[10]의 Narrow band방법과 계수 ρ_{WL} 를 정의하여 피로손상도를 구하는 방법을 제안하였다.

Miles[10]는 무작위 진동이 피크(peak) 주파수와 영점 교차 주파수가 일치하며, 레일리 분포(Rayleigh distribution)을 따른다는 가정을 바탕으로 협대역 파형일 때 응력 범위 파워스펙트럼 밀도로부터 누적 피로손상도 D_{NB} 를 계산하는 식(11)을 제안하였다.

$$D_{NB} = v_p C^{-1} (\sqrt{2m_0})^k \Gamma(1 + \frac{k}{2}) \quad (11)$$

여기서 'k'와 'C'는 S-N선도의 기울기와 상수를 나타내며, $\Gamma(\cdot)$ 는 오일러 감마 함수로서 다음과 같이 정의한다.

$$\Gamma(z) = \int_0^{\infty} t^{z-1} e^{-t} dt \quad (12)$$

이러한 접근 방법은 광대역 효과로 인한 피로손상도를 계산할 때 매우 보수적인 결과를 얻게 된다. 이러한 단점을 보완하기 위하여, Wirshing and Light[8]는 불규칙 계수 α_2 와 S-N 선도의 기울기로 결정되는 계수 ρ_{WL} 를 식(13)와 같이 정의하였으며, 이를 통해 광대역효과를 고려할 수 있는 식(14)를 제시하였다.

$$\rho_{WL} = a(k) + [1 - a(k)](1 - \varepsilon)^{b(k)}$$

$$\varepsilon = \sqrt{1 - \alpha_2^2} \quad (13)$$

$$a(k) = 0.926 - 0.033k,$$

$$b(k) = 1.587k - 2.323$$

$$D_{WL} = \rho_{WL} \cdot D_{NB} \quad (14)$$

2.4.2 Dirlik방법

Dirlik[11]은 하나의 지수 분포 확률밀도함수와 두 개의 레일리 분포 확률밀도함수의 조합으로 응력 범위 확률밀도함수 식(15)을 정의하였다. 이를 이용하여 피로손상도 D_{DK} 를 계산하는 식(16)을 제안하였다.

$$P_{Dr} = \frac{1}{\sqrt{m_0}} \left[\frac{G_1}{Q} e^{-\frac{z}{Q}} + \frac{G_2 Z}{R^2} e^{-\frac{z^2}{2R^2}} + G_3 Z e^{-\frac{z^2}{2}} \right]$$

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

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

$$G_3 = 1 - G_1 - G_2 \quad R = \frac{\alpha_2 - x_m - G_1^2}{1 - \alpha_1 - G_1 + G_1^2}$$

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

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

2.4.3 Steinberg방법

Steinberg[12]는 피로손상도를 계산하기 위해 3밴드 기법(Three band technique)을 제안하였다. 이 기법은 가우시안 분포(Gaussian distribution)을 바탕으로 1σ , 2σ , 3σ 에 해당하는 값은 68.3%, 27.1%, 4.33%의 확률로 발생한다고 가정한다. 여기서 σ 는 표준 편차를 의미하며, 피로손상은 $1\sigma, 2\sigma, 3\sigma$ 의 응력으로 식(17)과 같이 계산할 수 있다. 이러한 접근 방법은 매우 손쉽게 피로수명을 계산할 수 있다는 장점이 있다.

$$D_{ST} = v_p C^{-1} \left[\begin{array}{l} 0.683 (2\sqrt{m_0})^k \\ + 0.271 (4\sqrt{m_0})^k \\ + 0.043 (6\sqrt{m_0})^k \end{array} \right] \quad (17)$$

2.4.4 Benasciutti-Tovo방법

Rychlik[13]은 식(18)과 같이 광대역 효과로 인한 피로손상도 D_{RFC} 이 협대역 피로손상도 D_{NB} 과 응력 범위 계산 방법 (Range counting method)으로 얻은 피로손상도 D_{RC} 사이에 있다는 것을 증명하였다.

$$D_{RC} \leq D_{RFC} \leq D_{NB} \quad (18)$$

이러한 사실로부터 Benasciutti-Tovo[14]는 D_{NB} 와 D_{RC} 를 선형 조합하여 식 (19)를 제안하였다.

$$D_{TB} = [bD_{NB} + (1 - b)\alpha_2^{k-1}]D_{NB} \quad (19)$$

여기서 b 는 광범위한 시뮬레이션을 통해 제시한 가중치로서 α_1 과 α_2 에 의해 결정되며 식 (20)과 같다.

$$b = \frac{(\alpha_1 - \alpha_2)[1.112(1 + \alpha_1\alpha_2 - (\alpha_1 + \alpha_2))e^{2.11\alpha_2} + (\alpha_1 - \alpha_2)]}{(\alpha_2 - 1)^2} \quad (20)$$

2.5 시편 피로시험

앞 절에서 언급한 피로해석방법들을 비교하기 위해 시편 피로시험을 수행하였다. 시편 피로시험에서 Strain gage를 통해 시간영역의 응력 이력을 획득하여 시간영역 피로해석을 수행하였다. 또한, 유한요소해석을 통해 주파수영역 피로해석을 수행하였다. 마지막으로 각 방법으로 예측된 피로수명 값을 시험 값과 비교하였다.

2.5.1 피로 시험 구성

시험에 사용된 재료는 Aluminum 6061-T6이며, 물성치는 MIL-HDBK-5J[20]을 참고하였다. 탄성계수 68.9GPa, 밀도 2,710 kg/m³, S-N 선도는 식(21)과 같다.

$$\sigma_{(Range)} = 1209N^{-0.1077} \quad (21)$$

시편의 형상은 Fig. 3과 같이 보에 노치가 있

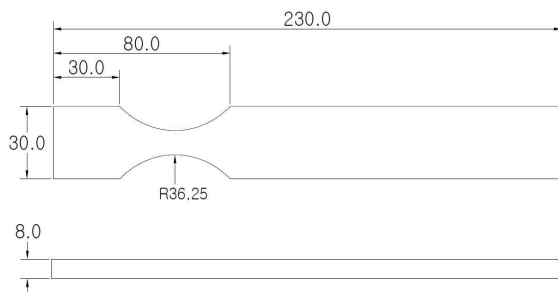


Fig. 3. Specimen : aluminum beam

지만, 선형시스템으로 가정 할 수 있는 구조이며, 피로시험 시 취약부위가 명확하게 판단되는 형상이다. 시편의 표면에는 별도의 열처리 또는 표면 처리는 하지 않았으며, 총 8개의 시편으로 실험을 진행하였다.

시험은 사전시험과 피로시험으로 구분하여 2단계로 진행하였다. 시험구성은 Fig. 4와 같이 구성하였다. 시편의 한쪽 끝은 지그로 고정하여 상

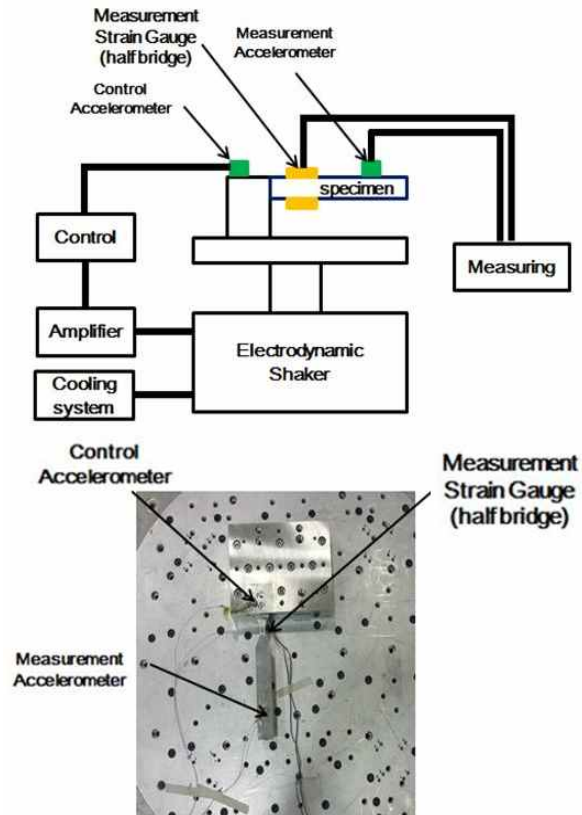


Fig. 4. Test set up of fatigue test

Table 1. measured 1st mode frequency and damping-ratio

Specimen-No.	1 st mode[Hz]	Damping-ratio [%]
1	105.5	0.78
2	105.8	0.87
3	106.2	0.84
4	105.9	0.92
5	106.1	0.9
6	106.2	0.86
7	105.7	0.85
8	106.3	0.93
AVG	106.0	0.87

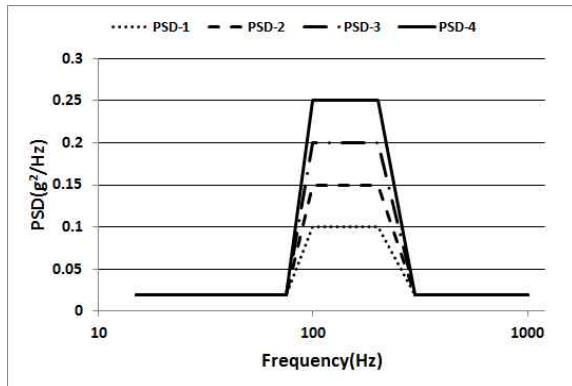


Fig. 5. Input Acceleration PSDs for specimen fatigue test

하 방향으로만 진동 가진을 수행하였다. 피로파손에 예측되는 지점에 Strain Gauge를 부착했으며, 130mm 이격된 곳에 가속도센서(accelerometer)를 부착하였다. 사전시험의 가진 조건은 15~1000Hz, 0.01g²/Hz로 1분간 진행하여, 피로수명에 영향을 미치지 않는 정도로 설정하였다. 사전시험에서는 가속도센서를 통해 획득한 정보로 감쇠 계수(Damping ratio)를 측정하고, 유한요소모델 검증에 수행하였다. Table 1은 측정된 1차 모드 고유진동수와 Damping ratio를 정리한 것이다.

피로시험은 사전시험과 동일한 구성으로 진행되었다. 적용된 가진 조건은 Fig. 5에 나타나 있으며, 각 가진 조건 당 2개의 시편을 시험하여 파손될 때까지 수행하였다.

2.5.2 시편 피로해석

주파수영역 피로해석을 위해 알루미늄 보의 유한요소모델을 작성하였고 측정된 감쇠 계수의 평균값을 유한요소모델에 적용하였다. 시험결과 1, 2차 고유진동수가 105.5Hz, 848Hz 나왔으며, 해석결과는 1, 2차 고유진동수가 106Hz, 901Hz 나왔다. 각각 오차가 0.47%, 6.25%로써 시험결과와 해석결과가 잘 일치하는 것을 확인할 수 있으며, 이를 통해 유한요소모델을 검증하였다.

시간영역 응력 이력 정보를 획득하기 위해 적용된 Strain gauge는 전원 노이즈 등 외부환경에 많은 영향을 받기 때문에 Strain gauge 계측 값의 신뢰성을 확인할 필요가 있다. 검증된 유한요소모델을 통해 주파수영역 응력 파워스펙트럼 밀도와 Strain Gauge를 통해 획득한 응력 이력을 주파수영역의 파워스펙트럼 밀도로 변환하여 비교함으로써 Strain gauge 계측 값의 신뢰성을 확인하였다. Fig. 7은 시험과 해석에서 획득한 응력 파워스펙트럼 밀도를 도시한 것이다.

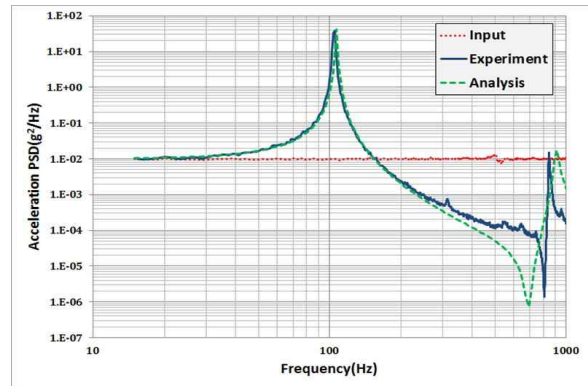


Fig. 6. Comparison of acceleration PSD measured from specimen No. 1 test and Analysis

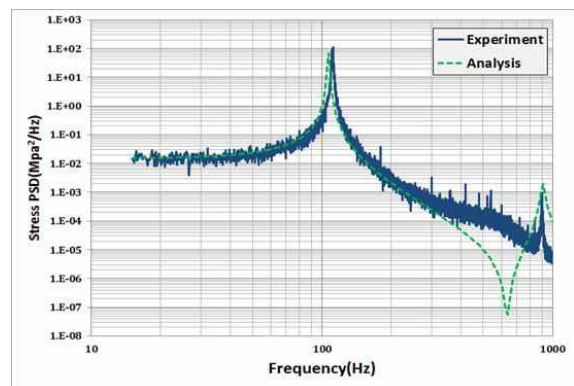
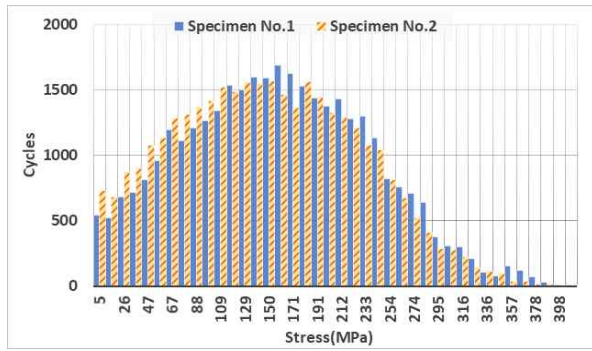


Fig. 7. Comparison of stress PSD measured from Specimen No. 1 test and Analysis

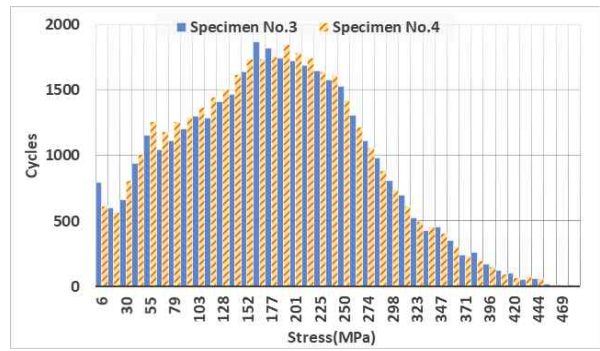
시간영역에서 피로해석은 Strain gage를 통해 시간영역에서 획득한 응력이력을 Rainflow Cycle Counting을 이용하여, 피로손상도 D_{time} 를 구하고 수명을 예측하였다. data양이 방대한 이유로 시험 시작 후 3분(min)의 안정화를 거친 후 100초 동안의 data를 3번 획득하여 총 300초의 응력이력을 이용하였다. Fig. 8은 Specimen No. 1~8의 응력 이력 결과를 이용하여 Rainflow Cycle Counting한 결과이다. 3분 동안 총 누적된 사이클 수는 최소 11,498에서 최대 11,742로 가진 조건에 따라 큰 차이는 없었다.

주파수 영역에서의 피로해석은 유한요소해석을 통해 획득한 주파수영역 응력 정보를 이용하여, 앞 절에서 언급한 손상도 D_{WR} , D_{DK} , D_{ST} , D_{TB} 를 이용하여 피로수명을 구하였다.

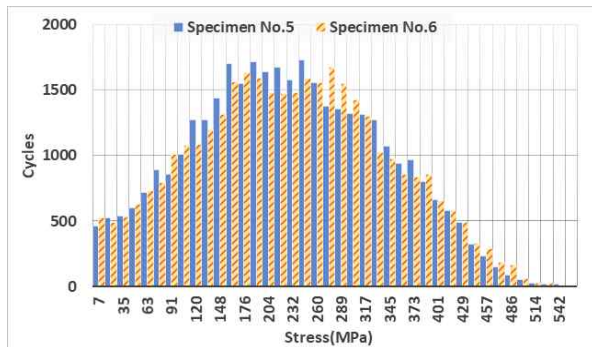
Figure 9는 시간영역과 주파수 영역에서 피로수명을 예측한 결과를 비교한 것이다. Dirlik과 Benasciutti-Tovo방법이 시간영역에서 피로해석 결과와 가장 비슷한 결과를 보이며, 이는 D_{DK} 와



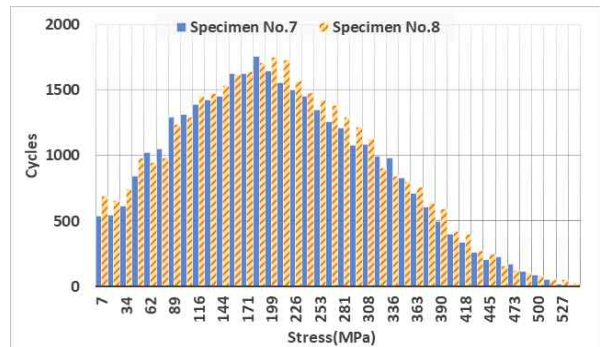
(a) Specimen No. 1, 2 rainflow cycle counting results (Input Acceleration PSD-1)



(b) Specimen No. 3, 4 rainflow cycle counting results (Input Acceleration PSD-2)



(c) Specimen No. 5, 6 rainflow cycle counting results (Input Acceleration PSD-3)



(d) Specimen No. 7, 8 rainflow cycle counting results (Input Acceleration PSD-4)

Fig. 8. Rainflow counting results measured from specimen No. 1~8 strain data

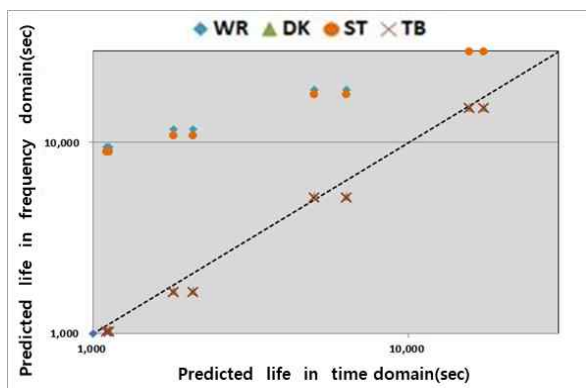


Fig. 9. Comparison of fatigue life with numerical prediction

D_{TB} 가 응력 범위 시간이력을 잘 반영 한다고 판단할 수 있다.

2.5.3 시편 피로시험 결과

피로시험 결과는 Table 2에 정리하였다. Fig. 10는 시험결과와 해석결과를 비교한 것이다. D_{WR} 과 D_{ST} 는 시험보다 긴 수명을 예측하였다. 가진력이 감소하면 수명이 증가하는 경향 또한 피로시험 결과 값과 다소 차이를 보이고 있다.

Table 2. Results of experiment

Specimen No.	Input PSD	Life (Sec)
1	PSD-1	20,580
2		21,630
3	PSD-2	6,782
4		7,510
5	PSD-3	2,717
6		2,190
7	PSD-4	1,155
8		1,143

이것은 설계 시 피로수명을 예측하는 과정에서 큰 오류를 발생시킬 것으로 판단된다.

Figure 11은 실험 중 측정된 시편의 고유진동수의 변화와 D_{DK} , D_{TB} 손상도로 계산한 예측파단 시점을 보여준다. 시편의 고유진동수는 피로파단이 발생하기 전 피로수명의 85%~95%에서 감소하는 것을 확인할 수 있다. 피로 수명은 균열발생기 (Crack initiation)와 균열성장기 (Crack growth)로 구분 된다[15,16,17]. Fig. 12는 시편 피로시험 결과 피로 파단면의 형상으로 균열발생영역과 균열

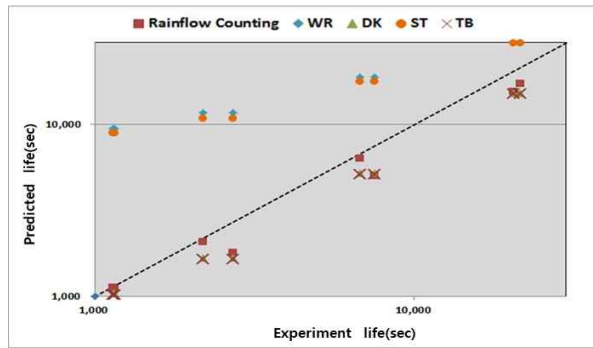


Fig. 10. Comparison of fatigue life estimated by each method with fatigue test results

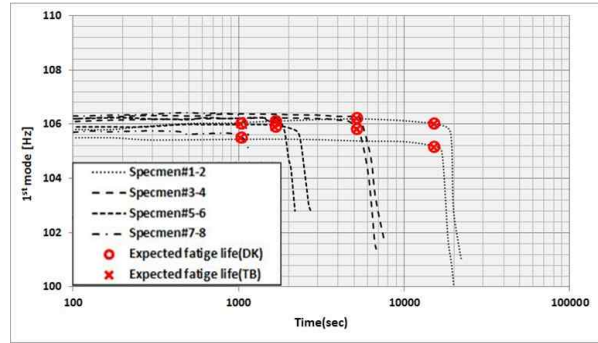


Fig. 11. measured 1st mode frequency during the fatigue test



(a) Fatigue Fracture results of specimen No.1~8



(b) Specimen No.1 crack initiation and crack growth sites



(c) Specimen No.3 crack initiation and crack growth sites

Fig. 12. Fatigue fractured results and surfaces

성장영역을 확인할 수 있다. 이것으로 보아 고유진동수가 일정하게 유지되는 구간은 균열 발생기이며, 고유진동수가 감소하는 구간은 균열이 성장하는 구간으로 판단된다. D_{DK} , D_{TB} 손상도로 예측한 피로수명은 피로시험 결과보다 다소 부족한 피로수명을 예측하고 고유진동수가 감소하는 구간 전, 후에서 파손이 발생한다고 예측하고 있다. 즉 피로파단이 발생하는 총 피로수명은 균열 발생과 균열성장의 합이며, 균열성장의 비선형성으로 인해 단순 손상도의 선형조합으로는 총 피로수명을 예측하기 어렵다는 것을 확인할 수 있다. 그러나 제품을 설계 시 균열발생 또한 파손으로 볼 수 있으므로 Dirlik 또는 Benasciutti-Tovo 방법과 적절한 안전계수를 사용하면 제품의 피로파손에 대한 안정성이 고려된 설계가 가능하다고 사료된다.

2.6 비행체 탑재 구동장치 피로해석

앞 절에서 확인한 주파수영역 피로해석법과 유한요소모델을 이용하여 항공기 탑재 장비의 피로수명을 예측하였다.

2.6.1 비행체 탑재 장비 유한요소모델

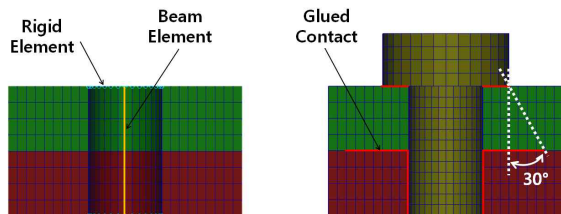
본 절에서는 탑재 구동장치의 피로 해석을 위해 유한요소 모델을 구성하였다. MSC/Patran 및 MSC/Nastran을 이용하여 모델을 구성하고 주파수응답 해석을 수행하였다. 총 436,438개의 요소와 735,582개의 절점을 사용하였다. 해석 모델에서 사용한 재료의 물성치는 Table 3과 같다. 장치의 강성에 영향이 작다고 판단되는 부품은 점 요소를 사용하여 질량을 표현하였으며 베어링은 부쉬(Bush)요소를 사용하여 모사하였다. 조립체 구조물의 유한요소모델을 구축할 때 조립체에 포함되어

있는 체결류의 모델링 방법에 따라 해석결과에 영향을 준다[18]. 체결류를 모사하는 방법은 강체 요소 빔 요소 쉘 요소 솔리드 요소를 사용하는 방법이 있으며 강체요소와 빔 요소를 사용하는 방법은 시간적으로 효율적이라는 장점이 있다. 반면, 솔리드요소를 사용하는 방법은 해석시간은 오래 걸리지만 결과는 비교적 정확하다. 체결류를 빔 요소로 모사한 것은 Fig. 13(a)와 같이 빔 요소와 구조물을 MPC로 연결하여 구성되며, 솔리드 요소로 모사된 체결류는 나사산을 제외한 형상을 모델링하고 Fig. 13(b)와 같이 표시된 부분에 Glued 조건을 부여한 것이다. 본 논문에서는 체결류를 빔 요소로만 모사한 Model(1)과 빔 요소와 일부 볼트를 솔리드 요소로 모사한 Model(2)를 주파수응답해석에 사용하였다. 모든 체결류를 솔리드 요소로 모델링하면 해석 시간이 오래 걸려서 비효율적이다. 따라서 Model(1)에서의 해석 결과를 이용하여 1, 2, 3차주요모드 (main mode)에 관여하는 체결류들을 솔리드 요소 볼트로 수정하여 Model(2)에 반영하였다. Fig. 14(a)는 항공기 탑재 레이더 구조해석 모델이며, Fig. 14(b)은 볼트 모델링을 보여준다.

모델의 타당성을 검증하기 위해 공진탐색 시험 결과와 비교하였다. 공진탐색 시험은 0.2g로 15~1000Hz까지 Sine sweep을 통해 진행하였다. 시험 셋업은 Fig. 15와 같이 하였다. 표시#1에 Control accelerometer를 부착하였으며, 표시#2, 3에는 Measurement accelerometer를 부착하였다.

Table 3. Material Properties

Material	Aluminum 6061-T6	SUS 304
Young's modules	68.9GPa	201GPa
Poisson's ratio	0.33	0.3
Density (kg/mm ³)	2.71×10 ⁻⁶	7.90×10 ⁻⁶

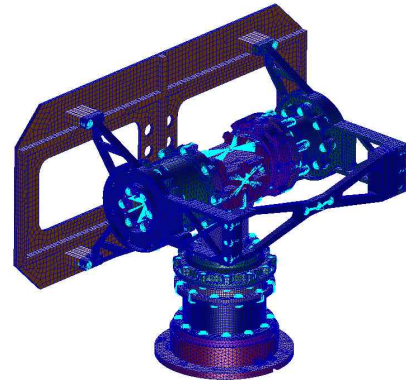


(a) Beam Element bolt (b) Solid Element bolt

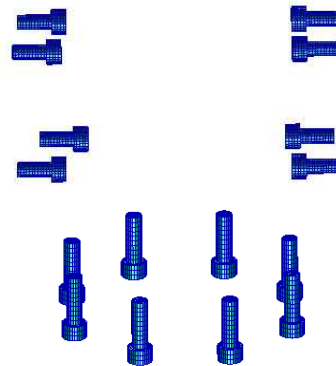
Fig. 13. Simplified bolt model

장비의 안전을 위해 안테나 대신 더미를 사용하였으며, 더미의 중량과 강성은 실제 안테나와 같게 제작하였다.

시험은 X, Y, Z 축으로 각각 수행되었으며, 표시#2, 3에 부착된 Measurement accelerometer의 신호를 통해 장비의 동특성을 확인하였다. 시험 결과는 각 축에서 1차 모드가 각각 62.5, 41.2,



(a) Finite Element Model of radar mounted in aircraft

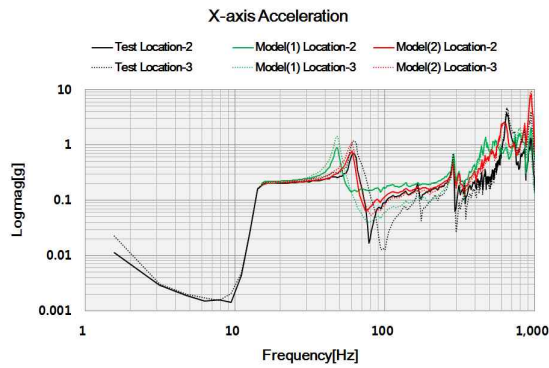


(b) Solid Element Bolt

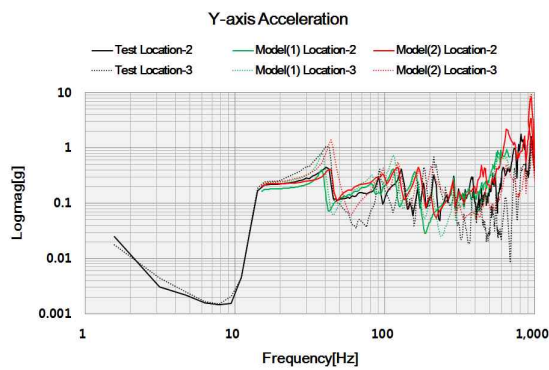
Fig. 14. Finite element model of equipment and bolt



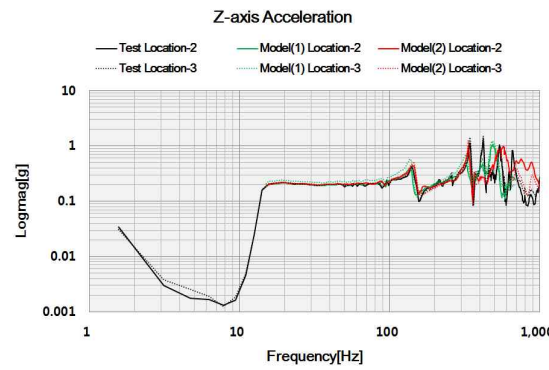
Fig. 15. Sine sweep test(x-axis), input: location 1; response: location 2 and 3



(a) Comparison of response(X-axis)



(b) Comparison of response(Y-axis)



(c) Comparison of response (Z-axis)

Fig. 16. Comparison of response between testing and analysis: location 2 and 3

141 Hz로 나타났다.

해석 결과와 시험 결과를 비교한 것은 Fig. 16 과 Table 4와 같다. Model(1)은 최대 23.2%의 오차가 X-axis의 1차 모드에서 발생하였다. 반면 Model(2)는 최대오차가 5.3%로 공진탐색 시험결과와 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 비교결과를 토대로 Model(2)를 피로해석의 유한요소모델로 사용하였다.

Table 4. Comparison of response between test and analysis(Model(1), Model(2))

1 st Mode	Test [Hz]	model(1)		model(2)	
		[Hz]	err[%]	[Hz]	err[%]
X-axis	62.5	48.0	23.2	60.2	3.7
Y-axis	41.2	32.9	20.1	43.4	5.3
Z-axis	141	137	2.8	144.8	2.7

2.6.2 외부환경 정의

피로수명 평가에 사용된 외부진동은 Fig. 17에 나타내었다. 외부환경 조건은 MIL-STD-810G[19]를 참조하여 프로펠러 항공기 환경조건을 적용하였으며, 요구수명은 X,Y,Z축 모두 1시간으로 하였다.

프로펠러 항공기 진동조건은 프로펠러와 관련된 회전요소 엔진, 변속기 샤프트 등으로 인해 저수준 광대역 랜덤진동과 프로펠러 날개 회전시 압력장으로 인해 발생하는 비교적 고수준의 협대역 랜덤진동의 조합으로 구성된다.

2.6.3 피로수명 해석 결과

피로수명은 시편 피로시험을 통해 확인한 Dirlik, Benasciutti-Tovo방법을 이용하여 구하였다. 주파수응답 해석을 X축(Longitudinal axis of the plane), Y축(transverse axis of the plane), Z축(Vertical axis of the plane) 3축 모두 수행하였다. 주파수 응답해석 결과로 주파수영역의 주응력을 이용하여 피로손상도(Damage) D_{DK} , D_{TB} 를 산출하였으며, 피로 수명은 각 축의 Damage 합이 최댓값이 되는 Element를 이용하여 수명을 계산하였다.

요구수명 만족 여부는 Damage의 합과 안전계수를 이용하여 식(22)으로 판단하였다.

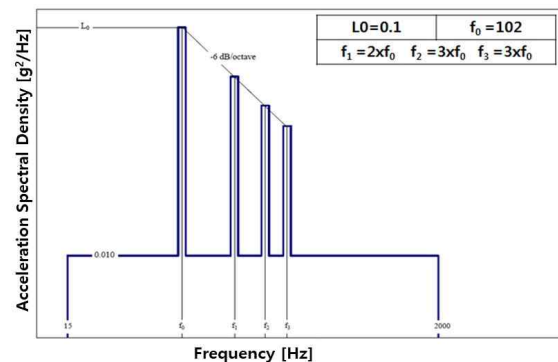


Fig. 17. Input acceleration PSD

effect on fatigue life for dynamic behavior of external fuel horizontal fin," *Lorea society for aeronautical & space sciences*, vol.40, 2012, pp.209~214.

8) M. Matsuishi, T. Endo, "Fatigue of metals subjected to varying stress," *Japan society of mechanical engineers*, 1968.

9) Wirsching P.H. & Light M.C., "Fatigue under wide band random stresses," *Journal of the structural Division, Proceeding of the ASCE*, 106(ST7), 1980, pp.1593~1607.

10) Miles J.W., "On structural fatigue under random loading," *Journal of the aeronautical sciences*, vol. 21, 1965, pp.753~762.

11) Dirlík T., "Application of computers in fatigue analysis," Ph.D. thesis. The University of WarWick, 1985.

12) D. S. Steinberg, "Vibration Analysis for Electronic Equipment," *John Wiley & Sons*, 3rd edition, USA, 2000.

13) Rychlik I., "On the narrow-band approximation for expected fatigue damage," *Probabilistic engineering mechanics*, vol. 8(1), 1993, pp.1~4.

14) Benasciutti D. & Tovo R., "Spectral methods for lifetime prediction under wide-band stationary random processes,"

International journal of fatigue, vol. 27(8), 2005, pp.867~877.

15) M. F. E. Ibrahim, K. J. Miller "Determination of fatigue crack initiation life," *Fatigue & Fracture of engineering material & structure*, vol. 2, 1979, pp.351~360

16) William J., Baxter, Pei-Chung Wang, "Finite element prediction of high cycle fatigue life of aluminum alloys," *Metallurgical and materials Transactions A*, vol. 21, 1990, pp.1151~1159.

17) Q. Y. Wang, C. Bathias, N. Kawagoishi, Q. Chen, "Effect of inclusion on subsurface crack initiation and gigacycle fatigue strength," *international Journal of fatigue*, 24, 2002, pp.1269~1274.

18) Jeong Kim, Joo-Cheol Yoon, Beom-Soo Kang, "Finite element analysis and modeling of structure with bolted joints," *Applied Mathematical Modeling*, 31, 2007, pp.895~911.

19) MIL-STD-810G, *Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests*, Department of Defense Test Method Standard, USA, 2000.

20) MIL-HDBK-5J, *Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures*, Department of Defense handbook, USA, 2003.