

전투기 레이더용 전자부품 수명평가를 위한 Steinberg 피로한계식 적용방안 연구

김덕주^{*1)} · 하승룡¹⁾ · 강민성²⁾ · 허재훈²⁾

¹⁾ 국방과학연구소 제3기술연구본부

²⁾ 한화시스템(주) 기반기술연구소

A Study on the Application Method of Steinberg Fatigue Limit Equation for Electronic Part Life Assessment of Fighter Aircraft Radar

Deokjoo Kim^{*1)} · Seung Ryong Hah¹⁾ · Minsung Kang²⁾ · Jaehun Heo²⁾

¹⁾ The 3rd Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

²⁾ Mechanical Design Team, Hanwha Systems, Korea

(Received 1 April 2020 / Revised 29 June 2020 / Accepted 10 July 2020)

Abstract

In this study a methodology to evaluate fatigue life of the electronic parts for the fighter radar unit under random vibration loading is presented. To do this, one parameter for the 3- σ RMS equation of Steinberg fatigue model is modified to come up with a printed circuit board(PCB) with multiple electronic parts, while fundamental frequency and dynamic deflection of the PCB are calculated from a MATLAB based finite element computer code. For the RIFA structure selected in this study, the 3- σ RMS fatigue limit displacement is reduced to 0.741 times as much as the Steinberg model. This investigation allows to assess the life of multiple electronic parts mounted on the PCB with reinforced metal cover/body showing non-sinusoidal deflection patterns.

Key Words : Steinberg Fatigue Model(Steinberg 피로모델), PCB Vibration(인쇄회로기판 진동), Random Vibration Environment(랜덤진동환경), Finite Element Method(유한요소법), Fighter Radar(전투기레이더)

1. 서론

현대 전투기는 주야간 전천후 환경에서 공중뿐만 아니라 지상 및 해상의 표적들을 가능한 한 원거리에서

서 탐색 및 추적하기 위해 필수적으로 레이더를 장착한다. 전투기 레이더는 일반적으로 안테나장치, 송수신처리장치 그리고 전원장치 등으로 구성될 수 있고 각 장치들은 이와 같은 임무 수행을 위해 많은 전자부품들을 장착하게 된다. 전자 부품들은 전투기 지상취급이나 비행 운용 시에 충격, 기동 가속도, 랜덤 진동 그리고 기총 발사 하중을 반복적으로 받게 된다.

* Corresponding author, E-mail: stjkim@add.re.kr

Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

그러므로 전자 부품들을 실장할 때 리드선이나 납땀 부 등의 접합부에 대한 구조적 피로 건전성이 검토되어야 한다. 전자 부품들에 대한 많은 진동 실험과 해석 결과를 보면 피로 수명은 부품의 형상, 인쇄회로기판(PCB, Printed Circuit Board)의 형상과 굽힘 변위 등과 관련되어 있다는 것을 알 수 있다. Steinberg^[1]는 PCB와 단일 전자 부품의 결합부가 진동을 받는 경우 허용수명을 예측하는 모델을 개발하였다. 이 모델은 PCB의 굽힘 모드 고유진동수, 결합부의 피로한계 변위와 PCB의 변위로 구성된다. Garcia 등^[2]은 PCB의 중앙에 위치한 단일 부품이 랜덤 하중을 받는 경우 Steinberg 모델로부터 피로한계 변위를 구하고 유한요소해석을 통해 PCB의 기본 고유진동수와 동적 변위를 계산하여 전자 부품의 허용수명을 예측하였다. 그의 많은 문헌들^[3-6]이 다중 부품들을 갖는 PCB의 변위 계산이나 단일 부품에 대한 피로 수명을 논의하고 있으나 다중 부품들이 장착된 모델의 수명에 대해서는 현재까지 알려진 바가 없다. 본 연구에서는 Steinberg의 피로 모델을 고찰하고 레이더의 송수신처리장치를 구성하는 연동용회로카드조립체(RIFA, Radar processor InterFace Assy)를 대상으로 다수의 부품들이 장착된 PCB에 적용하는 피로 모델을 제안하였다. 이를 위해 RIFA PCB 조립체의 고유주파수 및 변위를 계산하는 MATLAB 기반의 유한요소 전산해석 코드도 개발하였다. 그리고 PCB와 부품의 매개변수 값과 PCB의 피로한계 변위값을 본 연구에서 제안한 피로 모델에 대입하여 각 부품의 피로 안전성을 평가하였다.

2. 이론적 고찰

2.1 Steinberg의 피로 모델

Steinberg는 랜덤 진동 환경 하에서 하중의 크기가 평균값이 0이고 확률밀도함수가 정규분포를 이룬다고 가정할 때 PCB의 중앙점에서 상대변위값을 정의하여 PCB의 1차 굽힘모드 고유진동수로 20×10^6 사이클의 수명을 예상할 수 있는 3-Sigma 제곱평균(RMS, Root Mean Square) 피로한계 변위, $Y_{3\sigma,lim}$ 를 다음과 같이 나타내고 있다^[1].

$$Y_{3\sigma,lim} = \frac{0.02816B}{chr\sqrt{L}} \quad (mm) \quad (1)$$

여기서 기호 B 와 h 는 PCB의 제원이고 L , C 와 r 은 PCB에 장착되는 부품의 형태와 장착 위치에 관련된 상수이며 세부 내용은 Fig. 1과 Table 1에 나타나 있다. 매개 변수들에 대한 더 상세한 내용과 PCB 굽힘 모드 고유진동수 산출식은 참고문헌^[1]을 참조한다. 그리고 이와 같은 피로한계 변위를 이용하여 특정 부품의 피로수명, N 을 다음과 같이 쓸 수 있다^[1].

$$N = 20 \times 10^6 \left(\frac{Y_{3\sigma,lim}}{Y_{3\sigma}} \right)^b \quad (2)$$

여기서 $Y_{3\sigma}$ 는 랜덤 하중을 받는 PCB의 중앙점에서 3-Sigma RMS 변위(mm)이다. 상수 b 는 피로 지수인데 전자 부품의 리드선과 납땀 등 장착부 국부 지점에 적용되는 값이다.

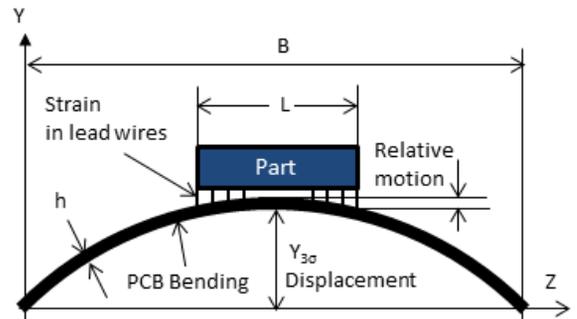


Fig. 1. Steinberg fatigue model with electrical part connection type and PCB physical parameters

Table 1. Parameters of Steinberg's fatigue limit equation

Var.	Description
$Y_{3\sigma,lim}$	Maximum relative displacement of the PCB, mm
B	Length (half wave) of PCB edge parallel to part, mm
C	Constant for different types of electronic parts
L	Length of electronic part, mm
h	Height or thickness of PCB, mm
r	Relative position factor for part on PCB

2.2 구조 모델링

RIFA 조립체는 Fig. 2에서 보는 바와 같이 커버, PCB, 몸체 등 3층의 평판으로 구성되며 커버와 몸체에는 열전도 등을 고려한 자리파기와 돌출부가 설계되어 있다. PCB에는 다수의 전자 부품들이 실장되어 있다. 형상이 식별된 부품들은 16개이고 총질량은 108.1 그램이며 각 부품의 질량은 PCB상의 해당 절점에 할당되었다. 형상을 확인하지 않은 부품들의 총질량은 160.0 그램이고 PCB 전역에 균일하게 분포시켰다. PCB는 표면의 가용 영역을 고려하여 5개 지점에서 커버와 몸체에 직접 연결되어 있다. PCB의 가장자리는 몸체와 커버의 끝단 모서리에 의해 물려 있는 상태에서 체결재로 조립되어 있다^[7]. 모든 평판들은 모서리에 둘러싸인 직사각형 모양이고 크기는 0.2103 m × 0.1340 m 이다. Fig. 3은 유한요소모델이고 요소의 개수는 각 평판에 대하여 49 × 49개로 총 7,203개이며 절점의 개수는 각 평판에 대하여 50 × 50개로 총 7,500개이다.

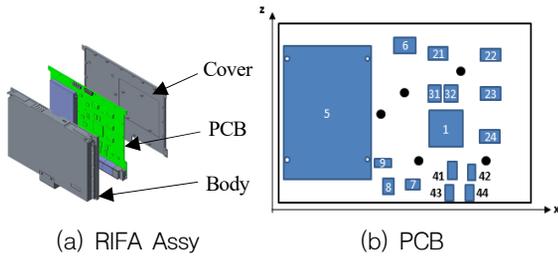


Fig. 2. RIFA with cover, PCB and body exploded

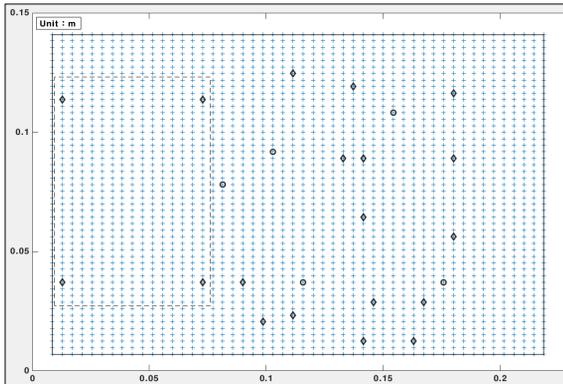


Fig. 3. Finite element model of PCB(° PCB joints with cover and body at 5 locations; ◇ PCB joints with 16 parts)

2.3 지배 방정식

RIFA 조립체 구조의 기본 주파수를 계산하고 랜덤 진동환경에서 기본 모드로 진동하고 있는 상태의 동적 변위량을 구하는 방법을 설명한다. 구조물이 변형하는 동안에 일반화된 변위, $w(x,z)$, $\theta_x(x,z)$ 및 $\theta_z(x,z)$ 는 각 절점 변위와 형상함수(Shape function)를 조합하여 다음과 같이 보간한다.

$$w(x,z) = \sum_{i=1}^4 N_i(r,s) W_i \quad (3-1)$$

$$\theta_x(x,z) = \sum_{i=1}^4 N_i(r,s) \theta_{xi}; \theta_z(x,z) = \sum_{i=1}^4 N_i(r,s) \theta_{zi} \quad (3-2)$$

여기서 첨자, i 는 임의 요소의 절점을 나타낸다. $N_i(r,s)$ 는 4-절점 평판요소의 변위 형상함수이다.

임의의 요소내에서 응력-변형도 관계식은 다음과 같다.

$$\sigma_b = D\epsilon_b; \quad \tau_s = G\gamma_s \quad (4)$$

여기서 D 와 G 는 다음과 같이 정의된다.

$$D = \frac{E}{(1-\nu^2)} \begin{bmatrix} 1 & \nu & 0 \\ \nu & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1-\nu}{2} \end{bmatrix}; \quad G = \frac{\kappa E}{2(1+\nu)} \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서 E 는 탄성계수이고 ν 는 푸아송(Poisson) 비이며 κ 는 전단보정계수이다. 변위와 변형도 사이의 관계식으로부터

$$\epsilon_b^T = y \left\{ \frac{\partial \theta_x}{\partial x} \quad \frac{\partial \theta_z}{\partial z} \quad \frac{\partial \theta_z}{\partial x} + \frac{\partial \theta_x}{\partial z} \right\} \quad (6-1)$$

$$\gamma_s^T = \left\{ \frac{\partial w}{\partial x} + \theta_x \quad \frac{\partial w}{\partial z} + \theta_z \right\} \quad (6-2)$$

임을 알 수 있고 전체 평판에 대하여 가상일의 원리를 적용하면 강성행렬, $[K]$ 는 다음과 같이 쓸 수 있다^[8].

$$[K] = \sum_{e=1}^n [K^{(e)}] \quad (7)$$

여기서

$$[K^{(e)}] = \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \left[\frac{h^3}{12} B_b^T D B_b + \kappa h B_s^T G B_s \right] |J| dr ds \quad (8)$$

이고 n 은 요소의 개수이며 h 는 요소의 두께이고 $|J|$ 는 야코비안(Jacobian) 행렬의 행렬식이다. $[B_b]$ 와 $[B_s]$ 는 각각 굽힘과 전단에 따른 변형도-변위사이의 형상함수이다. 동일한 방법으로 질량행렬, $[M]$ 에 대하여 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$[M] = \sum_{e=1}^n [M^{(e)}] \quad (9)$$

여기서

$$[M^{(e)}] = \rho h \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 N^T \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{h^2}{12} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{h^2}{12} \end{bmatrix} N |J| dr ds \quad (10)$$

이고 ρ 는 판재의 밀도이며 나머지 기호들은 앞에서 정의된 바와 같다.

구조물이 가속도 등의 체적력(Body force)을 받을 경우 하중벡터, $\{F\}$ 는 다음과 같다.

$$\{F\} = \sum_{e=1}^n \{F^{(e)}\} \quad (11)$$

여기서

$$F^{(e)} = \rho h \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 N^T P |J| dr ds \quad (12)$$

이고 P 는 면외 방향의 선가속도 값이다.

식 (7), (9) 및 (11)를 이용하여 RIFA의 정규 모드 해석과 정적 해석을 위한 방정식을 아래와 같이 쓸 수 있다.

$$[M]\{\ddot{W}\} + [K]\{W\} = 0 \quad (13)$$

$$\{F\} - [K]\{W\} = 0 \quad (14)$$

여기서 $\{W\}$ 는 전체 구조물에 대한 변위 벡터이며 식 (3)의 요소 변위벡터가 통합된 것으로 다음과 같다.

$$\{W\}^T = \{w_1 w_2 \cdots w_n \theta_{x1} \theta_{x2} \cdots \theta_{xn} \theta_{z1} \theta_{z2} \cdots \theta_{zn}\} \quad (15)$$

RIFA 조립체는 전투기내 송수신처리장치와 동적으로 잘 이격되어 상호 연동이 심각하게 발생하지 않고 송수신처리장치 장착 위치에서 받는 랜덤 진동 환경을 그대로 받는다고 가정한다. PCB에 장착된 부품들이 받는 상대변위 응답은 고유진동수(ω_n)와 감쇠비(ξ)를 갖는 단자유도(SDOF)계의 운동방정식으로부터 다음과 같이 구할 수 있다.

$$Y(\omega) = \frac{-\omega^2 Y_o(\omega)}{\omega_n^2 - \omega^2 + i 2\xi\omega_n\omega} \quad (16)$$

여기서 $Y_o(\omega)$ 는 입력 가속도의 크기이고 이에 대하여 RIFA의 1차 모드 최대 변위가 발생하는 지점의 응답 가속도 전달함수를 $H_{10}(\omega)$ 라고 하면 다음과 같다.

$$H_{10}(\omega) = \left| \frac{\omega^2}{\omega_n^2 - \omega^2 + i 2\xi\omega_n\omega} \right| \quad (17)$$

식 (17)과 입력 가속도 파워 스펙트럼, $P_o(\omega)$ 을 식 (18)에 대입하면 응답 가속도의 RMS를 얻을 수 있다. 즉,

$$\overline{P_1} = \frac{1}{2\pi} \int_0^\infty H_{10}^2(\omega) P_o(\omega) d\omega \quad (18)$$

또는

$$(\overline{P_1})_{\text{rms}} = \sqrt{\overline{P_1}} \quad (19)$$

여기서 $P_o(\omega)$ 는 RIFA의 경계 부분에 가해지는 가속도 파워 스펙트럼 밀도(g^2/Hz)이고 $(\overline{P_1})_{\text{rms}}$ 은 응답 가속도의 RMS 값이다.

상기에서 언급한 사항들을 정리하면 RIFA의 모든 좌표에서 동적 변위를 계산할 수 있다.

- (1) 식 (13)를 풀어서 기본 고유 진동수와 고유 모드를 계산한다.
- (2) 고유 모드의 최대값을 1로 정규화한 가속도 하중에서 식 (14)를 풀어 RIFA의 모든 위치에서 변위를 계산한다.(1 g dynamic deflection)

- (3) RIFA를 SDOF로 가정하고 식 (19)를 이용하여 응답 가속도의 RMS를 구한다.
- (4) 상기 (3)항으로부터 3-Sigma RMS 응답가속도를 구하여 (2)항에서 구한 변위와 곱한다.

2.4 재료 물성치 및 하중 스펙트럼

RIFA 조립체를 구성하는 커버와 몸체는 알루미늄 AL6061-T6 재질이고 PCB는 직조된 FR-4 재질로 되어 있으며 이에 대한 물리적·기계적 특성치는 Table 2에서 보는 바와 같다.

Table 2. Material properties for finite element analysis

Material	Young's mod. (GPa)	Poisson ratio	Density (kg/m ³)
Al6061-T6 ^[9]	68.3	0.330	2,700
PCB FR-4 ^[10]	23.0	0.155	1,850

본 연구에서는 Fig. 4에서 보는 바와 같이 RIFA의 피로 해석과 시험에 적용할 수 있는 여러 가지 파워 스펙트럼 밀도, $P_o(\omega)$ 를 고려하였다^[7].

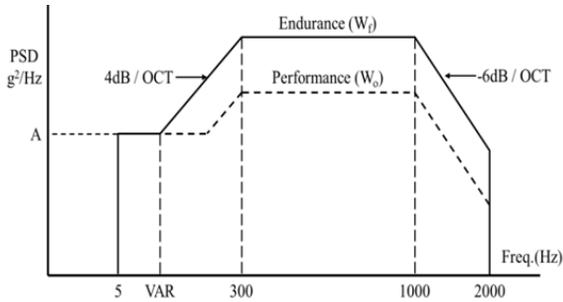


Fig. 4. Random vibration input spectrum profile

2.5 RIFA 해석 모델 검증

본 연구에서 개발한 유한요소 전산해석프로그램의 정확성을 검증하기 위하여 단순한 평판(가로 0.2103 m × 세로 0.1340 m)에 대하여 2 가지 경계 조건, 즉 4변 단순지지(SSSS, Simply supported), 2변 고정-2변 단순지지(CSCS, Clamped-simply supported)을 적용하여 고유 진동수와 1 g 정적 변위를 계산하고 이론값^[11]과 비교하였다. 커버, PCB 및 몸체의 기본 두께는 각각 1.5 mm, 2.0 mm, 3.0 mm 이며 Poisson 비는 이론식과 비교하기 위하여 모두 0.3으로 가정하였다. 비교 결과

는 Table 3과 같으며 이론식과 2.4 % 이내에서 일치하는 것을 알 수 있다.

Table 3.1 Comparison of theory with present solution (SSSS)

Item	Theory		Present study		Max. error (%)
	Natural Frequency (Hz)	1g Static Deflection (m)	Natural Frequency (Hz)	1g Static Deflection (m)	
Cover	280.8	4.9381×10 ⁻⁶	280.8	4.9317×10 ⁻⁶	0.1
PCB	262.5	5.6517×10 ⁻⁶	262.5	5.6464×10 ⁻⁶	0.0
Body	561.6	1.2345×10 ⁻⁶	561.2	1.2346×10 ⁻⁶	0.1

Table 3.2 Comparison of theory with present solution (CSCS)

Item	Theory		Present study		Max. error (%)
	Natural Frequency (Hz)	1g Static Deflection (m)	Natural Frequency (Hz)	1g Static Deflection (m)	
Cover	344.1	3.5441×10 ⁻⁶	336.3	3.5239×10 ⁻⁶	2.3
PCB	321.7	4.0563×10 ⁻⁶	314.2	4.0360×10 ⁻⁶	2.3
Body	688.2	8.8602×10 ⁻⁷	671.5	8.8334×10 ⁻⁷	2.4

3. 분석 결과 및 고찰

3.1 RIFA의 모드해석 결과 및 최대 변위

절 2.5에서 검증된 평판 구조물에 대해서 절 2.2에서 설명한 대로 유한요소모델을 수정하여 전산 해석을 수행하였다.

Fig. 5에서 보는 바와 같이 RIFA 조립체의 기본주파수는 369 Hz로 나타났으며 Fig. 5 (a) - (c)는 각각 커버, PCB 및 몸체 평판의 모드 형태이다. Fig. 5(d)는 RIFA에 1 g 하중을 추가했을 때 PCB의 처짐 분포를 나타내고 있으며 최대 변위는 1.8239 × 10⁻⁶ m이고 위치는 PCB의 좌측 하부이다. 여기서 경계조건은 단순 지지된 것으로 가정하였다. 특기할 사항은 Fig. 5(d)에서 보는 바와 같이 PCB의 모드 형태가 Steinberg가 가정한 단조로운 정현파 형상이 아니라는 것이다. 따라서 각 부품이 위치한 좌표에서 특정 방향으로 단면

형상을 검토하여 3-Sigma RMS 피로한계 변위 등을 결정할 필요가 있다.

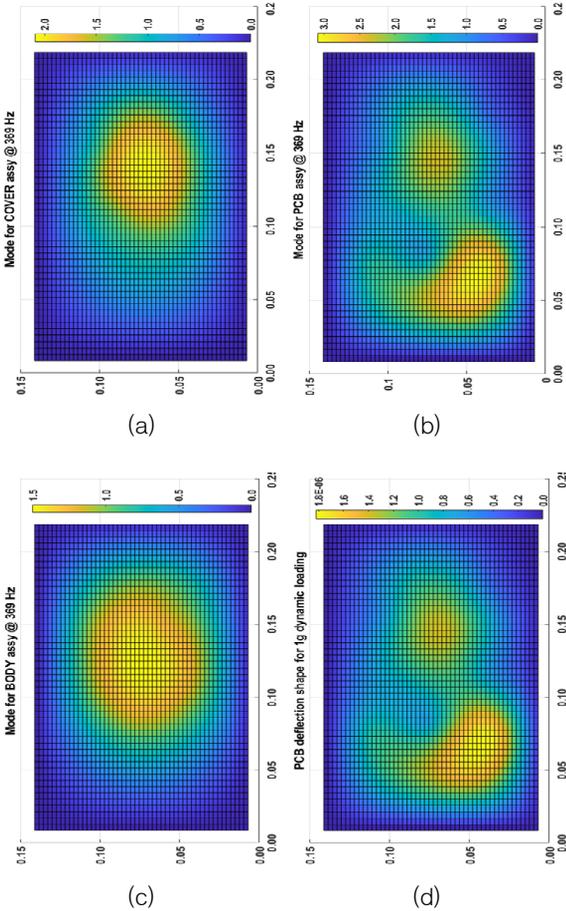


Fig. 5. Modal and deflection analysis results (fundamental mode shape (a), (b), (c); 1 g dynamic deflection shape (d))

3.2 RIFA의 응답 가속도 및 동적 변위

응답 가속도의 RMS값을 구하기 위하여 RIFA 조립체의 기본주파수, $f_n = 369$ Hz와 감쇠비, $\xi = 0.013$ 를 식 (17)에 우선 대입한다. 기본주파수는 모드해석을 통해 구한 값이다. 감쇠비는 주파수와 입력 가속도 수준을 알고 있을 때 증폭계수(Q Factor, Transmissibility)를 구하는 식^[11]을 적용하고 경감쇠($\xi = 0.5/Q$)로 가정하여 계산하였다. 참고문헌을 보면 전자 제품군에 대한 입력 하중이 낮을 경우 증폭계수는 크게 되며 이로 인해 감쇠량은 작아진다는 실험 결과를 알 수 있

다. 응답 RMS값은 식 (18)에 Fig. 4의 입력 스펙트럼 값, $P_o(\omega)$ 와 식 (17)을 대입하여 계산하면 된다. 계산 결과는 Table 4에 제시되어 있으며 입력 RMS값은 Fig. 4에서 정의된 매개변수를 이용하여 구한 것이다.

3-Sigma 응답 가속도에 대한 변위를 구하기 위해서는 절 3.1에서 언급한 1 g 동적 변위에 3-Sigma에 해당하는 하중배수를 곱하면 된다.

Table 4. Input and response RMS value for SDOF model of RIFA structure($f_n = 369$ Hz, $\xi = 0.013$)

Item	Input RMS(g)	Response RMS(g)
Endurance	8.1	33.3
Performance	7.1	28.9

Table 5. Relative deflections of electronic parts on PCB for 1 g dynamic load and 3σ acceleration load

Part No	Comp. type	Grid number	x-coord (m)	z-coord (m)	$Y_{1g\,dym.}$ ($\times 10^{-6}m$)	$Y_{3\sigma}$ ($\times 10^{-4}m$)
1	BGA	3932	0.1415	0.0644	1.3952	1.3927
21	BGA	2931	0.1373	0.1191	0.4815	0.4856
22	BGA	2991	0.1802	0.1164	1.3442	1.3417
23	BGA	3491	0.1802	0.0890	0.8806	0.8790
24	BGA	4091	0.1802	0.0562	0.7735	0.7721
31	BGA	3480	0.1330	0.0890	1.1324	1.1303
32	BGA	3482	0.1415	0.0890	1.1457	1.1436
41	DIP	4583	0.1458	0.0289	0.5327	0.5317
42	DIP	4588	0.1673	0.0289	0.3724	0.3717
43	DIP	4882	0.1415	0.0125	0.1292	0.1290
44	DIP	4887	0.1630	0.0125	0.1015	0.1014
5	SSD	-	-	-	-	-
6	DIP	2825	0.1115	0.1246	0.9258	0.9241
7	DIP	4675	0.1115	0.0207	0.5898	0.5887
8	BGA	4722	0.0986	0.0207	1.1245	1.1225
9	DIP	4420	0.0900	0.0371	1.3354	1.3329

Table 5는 PCB에 위치한 전자 부품들의 형태, 좌표 등과 내구성 입력 스펙트럼에 대한 1 g 동적 변위, $Y_{1g,dyn}$ 및 3-Sigma 응답 변위, $Y_{3\sigma}$ 를 나타내고 있다. 여기서 굵은 글씨로 표시된 좌표 값은 부품이 장착된 방향과 관련되어 있다. 예를 들면 1번 부품의 변위들은 $x = 0.1415$ m에서 자른 평면상에서 읽은 값이다. 부품 번호, 5번의 경우는 SSD(Solid state drive)로서 리드선이나 납땜 방식 등으로 PCB에 연결되지 않으므로 본 연구에서는 피로한계를 검토하지 않았고 전산 해석코드에서 변위에 대한 질량의 영향성만 고려하였다. 그리고 전투기 운용시 RIFA가 받는 성능 응답은 내구성 응답보다 작기 때문에 본 연구에서는 논의를 생략한다. 본 연구 결과와 관련된 더 구체적인 내용은 참고문헌 [12]에 상세하게 기술되어 있다.

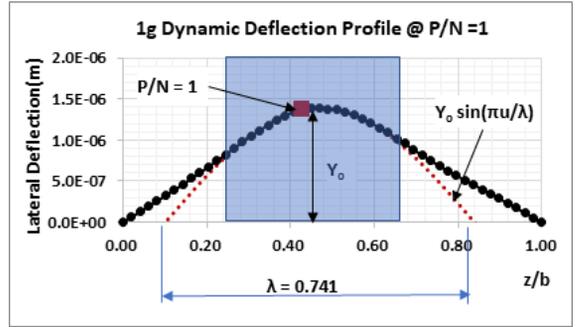
3.3 Steinberg 피로한계변위 고찰 및 부품 수명

Steinberg의 이론은 기본적으로 전자 부품들의 피로 한계변위가 해당 위치에서 PCB의 상대 변위와 곡률 등의 기하학적 형상에 따라 달라진다는 것이므로 부품의 위치에서 특정한 방향으로 단면 형상을 조사해보자.

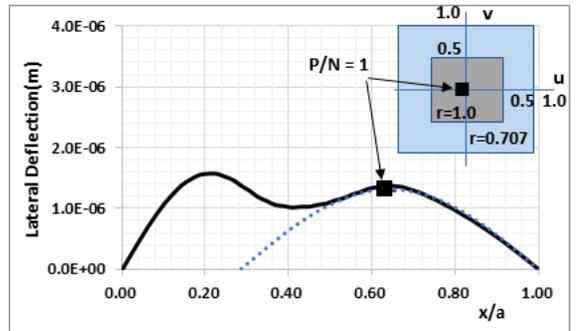
예를 들어 Fig. 2의 부품배치도에서 1번 부품 위치 ($x = 0.1415$ m)의 절단 변위 형상을 보면 Fig. 6(a)와 같다. 음영 부분을 자세히 관찰하면 해당 부품은 최대 진폭이 Y_0 이고 정현파 반파장이 $\lambda = 0.741$ 인 일반화된 가상의 굽힘 평판위에 있는 것으로 해석할 수 있다. 따라서 Steinberg 피로한계변위식 적용을 위해서는 식 (1)에서 B값 대신에 λB 를 대입하여 보완할 수 있다.

관심 구간에서 정현파로 근사시켰을 때 실제 곡선과 RMS 오차량은 2.25×10^{-8} m으로서 두 곡선의 변위와 곡률이 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 오차량 산출을 위한 관심 구간의 설정은 설계자의 직관에 의해서 용이하게 결정할 수 있다.

부품의 상대위치계수, r 을 검토하기 위하여 Fig. 6(b)에서 보는 바와 같이 국부적인 사각평판을 가정해보면 1번 부품은 u 방향과 v 방향의 중앙점 근방에 있다는 것을 알 수 있다. 본 연구에서는 정현파 근사 과정에서 발생하는 오차 등을 고려하여 r 값은 보수적인 방법으로 결정하였다. 그러나 근사파형이 단조롭고 굴곡이 심하지 않아서 단일 부품-정현파에 잘 일치하는 경우에는 Steinberg 이론을 직접 적용할 수 있을 것이다.



(a)



(b)

Fig. 6. Sectional curve of PCB deflections at P/N = 1

지금까지 언급한 내용을 반영하여 3-Sigma RMS 피로한계 변위, $\tilde{Y}_{3\sigma,lim}$ 을 다시 쓰면 아래와 같다.

$$\tilde{Y}_{3\sigma,lim} = \frac{0.0286\lambda B}{Chr\sqrt{L}} \quad (mm) \quad (20)$$

여기서 B, C, h, L 등은 식 (1)에서 정의한 것과 같고 λ 는 PCB 길이 방향으로 일반화된 국부 반파장값 (Half wave length)이고 r 값은 국부 사각형내의 상대 위치 계수(1.0 또는 0.707)이다. Table 6은 전자 부품들의 매개변수와 본 연구에서 제안한 계산식 (20)으로 산출한 피로 한계 변위 등을 나타낸 것이다. 여기서 가용 사이클 수, $N_{allowable}$ 은 식 (2)에 해당 값들을 대입하여 계산한 것이다. 피로 지수는 참고문헌 [2]에 따라 일반적인 값($b = 6.4$)을 적용하였다.

예를 들어 1번 부품의 경우, $N_{allowable} = 20 \times 10^6 \times (1.537/1.393)^{6.4} = 3.75 \times 10^7$ cycles을 얻을 수 있다. 그리고 RIFA 조립체는 y 축 방향으로 1시간의 진동을 다루고 있으므로 이에 필요한 사이클 수는 다음과 같다.

Table 6. 3σ fatigue limit, $\tilde{Y}_{3\sigma,lim}$ of electronic parts on PCB($h = 2$ mm, $N_{required} = 1.33 \times 10^6$ cycles)

Part No	B (mm)	Type Coeff.	L (mm)	Rel. pos. r	Wave No.	$Y_{3\sigma,lim}$ (mm)	$N_{allowable}$ (cycles)
1	134.0	1.75	27.0	1.000	1.35	0.1537	3.75E+07
21	134.0	1.75	15.0	1.000	1.29	0.2158	2.98E+09
22	134.0	1.75	15.0	1.000	1.00	0.2784	2.13E+09
23	134.0	1.75	15.0	1.000	1.02	0.2729	2.81E+10
24	134.0	1.75	15.0	1.000	1.02	0.2729	6.46E+10
31	134.0	1.75	41.0	1.000	1.30	0.1295	4.78E+07
32	134.0	1.75	41.0	1.000	1.10	0.1531	1.29E+08
41	210.3	1.00	8.3	0.707	1.44	1.0095	3.04E+15
42	210.3	1.00	8.3	0.707	1.44	1.0095	3.00E+16
43	210.3	1.00	8.3	0.707	1.44	1.0095	2.63E+19
44	210.3	1.00	8.3	0.707	1.44	1.0095	1.23E+20
5	-	-	-	-	-	-	-
6	134.0	1.00	16.0	0.707	1.20	0.5560	1.94E+12
7	134.0	1.00	10.0	0.707	1.18	0.7213	1.84E+14
8	134.0	1.75	11.2	0.707	1.53	0.4211	9.46E+10
9	134.0	1.00	8.3	0.707	1.75	0.5293	1.36E+11

$$N_{required} = f_n \times T_y \text{ (cycles)} \quad (21)$$

여기서 $f_n = 369$ Hz, $T_y = 3600$ sec이고 설계 안전을 위한 안전 계수를 적용하여야 한다.

안전 계수는 설계 표준이나 지침으로부터 알 수 있으나 현재까지는 명확하게 알려져 있지 않다. 미군사 표준서(MIL-STD-810G)는 본 연구에서 논의한 것 외에 2개의 축(x 와 z)과 2개의 랜덤 진동(성능과 기총 소사 충격) 환경을 포함하여 총 9개의 시나리오에 의한 입증시험을 요구하고 있다^[12,13]. 본 연구에서는 내구성 랜덤 진동하에서 y 축 방향의 가진을 가장 심각한 조합으로 보았으므로 가용 사이클($N_{allowable}$)이 요구 사이클($N_{required}$)의 9배 이상이면 전자 부품들의 피로 안전성은 충분할 것이다. 검토 결과 모든 부품들의 요구 사이클 수에 대한 가용 사이클 수의 비가 9를 초과하므로 피로 안전성은 충분한 것으로 판단된다.

4. 결론

PCB의 상대 변위에 의한 실험적이고 근사적인 Steinberg의 피로 모델은 부품의 리드선 등의 접속부나 납땀부에서 발생하는 응력을 구하여 피로 수명을 산출하는 방법에 비해 접근 방법이 단순한 장점이 있다. 그러나 이 방법은 단일 부품에 대한 정현파 변위를 가정하는 방식이므로 비정현파(Non-sinusoidal) 모드를 보이는 다중 부품일 경우에는 적용하기가 곤란하다. 본 연구에서는 전투기용 레이다 장치의 하나인 송수신처리장치의 연동용회로카드조립체(RIFA)에 대하여 Steinberg 피로 모델을 응용하여 전자 부품들의 피로 수명을 평가하였다. 이를 위해 부품의 길이 방향 매개변수(B)를 수정하였고 전산 해석 코드로부터 전자부품의 질량, 여러 가지 랜덤 진동 소스 그리고 여러 가지 경계조건(단순지지, 고정)에 대하여 조립체 수준의 고유진동수와 RIFA 임의의 위치에서 변위 등을 계산하였다. PCB내의 변위 과형을 관찰한 결과, 1번 부품의 경우 PCB의 국부 반파장이 당초 길이의 0.741배로 작아졌고 이를 피로 수명으로 환산하면 0.1468배로 작아짐을 알 수 있다. 상대 위치 계수(r)은 정현파 근사 과정에서 발생하는 오차 등을 고려하여 보수적인 방법을 적용하였으나 근사 과형이 단조롭고 굴곡이 심하지 않아서 단일 부품-정현파에 잘 일치하는 경우에는 Steinberg 이론을 그대로 적용할 수 있을 것이다. 본 연구는 RIFA 조립체가 전투기 입력 가속도 스펙트럼을 직접 받는 것으로 가정하였으나 사시 구조로부터 동적 분리가 되지 않을 경우에는 별도의 평가가 요구된다. Steinberg 피로 모델은 동위상(In-phase) 모드의 기본 주파수만을 고려하는데 본 전산 해석 코드는 다자유도 모델을 다루고 있으므로 PCB의 다중 굽힘 모드에도 적용 가능할 것으로 판단된다. 적절한 피로 안전 계수의 선정을 위해서는 모델 구조에 대하여 실제의 파손 실험을 통해서 상대변위-발생빈도 곡선을 획득할 필요가 있다.

References

[1] Dave S Steinberg, "Vibration Analysis for Electronic Equipment," John Wiley & Sons, Inc. USA, p. 42, pp. 215-224, p. 368, 2000.
 [2] Andres Garcia, Felix Sorribes-Palmer and Gustavo

- Alonso, "Application of Steinberg Vibration Fatigue Model for Structural Verification of Space Instruments," AIP Conference Proceedings 1922, 100003, 2018.
- [3] Hui Wei, and Liangjun Xu, "Research on Dynamic Model of Printed Circuit Board based on Finite Element Method," AIP Conference Proceedings 1864, 020082, 2017.
- [4] Bruno de Castro Braz, Flavio Luiz de Silva Bussamra, "An Enhanced Random Vibration and Fatigue Model for Printed Circuit Boards," Latin American Journal of Solids and Structures, pp. 2402-2422, 2017.
- [5] Steinberg & Associates, "Assessment of Vibration on Avionic Design," Prepared for Universal Energy System, Dayton, OH, August 1984.
- [6] M. D. Prashanth, "Vibration Analysis of Printed Circuit Boards: Effect of Boundary Condition," AIP Conference Proceedings 1943, 020018, 2018.
- [7] Deokjoo Kim and Seungryong Hah, "Preliminary Design Report of AESA Radar Unit(Mechanical Structure)," ADDR-501-192427, p. 5, pp. 15-16, 2019.
- [8] K. J. Bathe, "Finite Element Procedure in Engineering Analysis," Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, NJ07632, pp. 251-255, 1982.
- [9] MIL-HDBK-5J, "Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures," 31 January 2003.
- [10] Isola, "185HR Laminated and Prepreg Data Sheet," 31 January 2003.
- [11] Warren C. Young, "Roark's Formulas for Stress and Strain," McGraw-Hill Book Company, Newyork, p. 462, 1989.
- [12] Deokjoo Kim, Seungryong Hah and Jaeyoun Youn, "A Study on the Application Method of Steinberg Fatigue Limit Equation for Electronic Part Life Assessment of Fighter Aircraft Radar," ADDR-401-200730, 2020.
- [13] MIL-STD-810G, "Department of Defense Test Method Standard," Part Two, Method 514.6 & 519.6, 31 October 2018.