

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.10.952>

피로파괴 이론과 FEM에 기초한 발사 및 궤도 환경에서의 기판 및 소자의 구조건전성 분석

정석용*, 오현웅*, 이경주*, 김병수*

Mechanical Stability Analysis of PCB and Component for Launch and On-orbit Environment based on Fatigue Failure Theory and FEM

Suk-Yong Jeong*, Hyun-Ung Oh*, Kyung-Joo Lee* and Byoung-Soo Kim*

ABSTRACT

On-board IR calibration device has been developed for calibration of spaceborne image sensor. It is composed of a blackbody to provide two different radiance temperatures, tilt mirror with a function of stow and deploy to view the blackbody during the calibration and on-board calibration control unit to control the function of the blackbody and tilt mirror. In this paper, to guarantee the structural safety of the unit, the structural and thermal analysis including a thermo-elastic analysis for verifying structural safety on the soldered part of chips have been performed. In addition, safety margin of the chips on the PCB obtained from the conventional analytical method has been compared to the results from the FEM analysis.

초 록

우주용 영상센서의 비균일 출력특성 교정을 통한 영상품질향상을 목적으로 하는 탑재 교정장치는 균일한 온도정보 제공을 위한 흑체, 교정임무 수행 중 흑체 지향을 위해 전개 및 수납 기능을 갖는 교정용 구동미러 그리고 상기 구성품의 제어를 담당하는 탑재교정장치 제어용 전장유닛으로 구성된다. 탑재교정장치 제어용 전장품의 발사 및 궤도환경에서의 구조건전성 확보를 위해 소자 납땜부에 대한 열탄성 해석과 피로파괴 이론에 기초한 구조·열해석을 실시하였으며, 이를 통하여 전장품의 구조 건전성을 평가하였다. 본 논문에서는 전자기판에 장착된 소자별 안전성 검토를 위해 일반적으로 적용되는 해석적 방법과 FEM으로부터 도출된 결과를 비교 및 검토하여 피로파괴 이론에 기초한 구조 건전성 예측이 유용함을 입증하였다.

Key Words : On-Board Calibration Device(탑재교정장치), PCB(전자기판), Fatigue Failure Theory(피로파괴 이론), Finite Element Method(유한요소법)

1. 서 론

우주용 적외선 영상센서는 우주환경에서의 시

간경과에 따라 센서의 출력특성이 변화하며, 영상품질 향상을 위해서는 영상센서의 특성변화를 고려한 교정임무 수행이 필수적으로 요구된다. 영상센서의 출력특성 교정을 위한 탑재교정장치는 저온에서 고온에 이르는 교정온도정보 제공이 가능한 흑체[1], 교정임무 수행 시 미러를 전개하여 흑체를 지향하고 교정임무 종료 시 미러를 수

† 2011년 7월 6일 접수 ~ 2011년 9월 17일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소 영상정보체계개발단
교신저자, E-mail : saintshu@snu.ac.kr
대전시 유성구 유성우체국 35호

납하는 기능을 갖는 교정용 구동미러[2], 그리고 상기 구성품의 기능을 제어하는 탑재교정장치 제어용 전자유닛으로 구성된다.

우주용 전자 장비는 발사과정에서 추진부의 분사 및 대기와의 충돌에 의한 넓은 주파수 영역대의 소음 및 진동, 발사체의 다양한 다단 분리 및 페어링-위성체 분리에 의한 충격을 겪게 되며, 엔진 추력에 의한 정적 가속과 점화 및 분리 과정, 돌풍 등에 의한 동적 가속이 조합된 준정적 하중을 받게 된다[3]. 발사가 원활이 이루어져 성공적인 궤도 진입이 이루어 질 경우, 탑재된 전장품들은 우주의 열·진공환경에 노출된다. 우주환경에서는 무중력, 진공 상태로 인한 대류 열 전달이 불가능하며, 복사와 전도에 의해서만 열이 전달된다. 또한 태양의 복사열을 직접적으로 받게 되며, 지구의 적외선 및 알베도, 극저온의 심우주로 인한 복사열 손실 등의 영향으로 낮과 밤의 온도차가 극심한 열 환경을 경험하게 된다 [3, 4].

탑재교정장치 제어용 유닛은 임무기간 동안의 기능 수행을 위해 발사 및 궤도환경에서 수반되는 진동, 충격 및 극한 열진공 환경 하에서 구조건전성이 보장되도록 설계되어야한다. 탑재교정장치 제어용 유닛을 비롯한 우주용 전장품의 경우, 설계 단계에서의 신뢰성 향상은 비용절감 및 개발일정을 위해 중요한 인자로 작용한다[5]. 따라서 우주용 전장품의 설계는 하우징 및 PCB의 응력 해석과 함께, 핵심 소자의 열·구조적 안전성 검토가 필수적이다.

본 논문에서는 탑재교정장치 제어용 유닛의 설계 과정의 하나인 하우징 및 PCB의 응력 해석과 체결부의 해석은 논하지 않았으며, 전자기관에 장착된 핵심 소자에 대한 안전성 검증에 집중하였다. 특히, 전자기관에 장착된 소자에 대한 안전성 검증을 위해 열탄성 해석을 이용한 소자의 리드선 및 납땜 부위의 안전성을 검토하였다. 또한 동적 진동 하에서 발생하는 칩 고정부의 피로 파괴를 방지하기 위해 일반적으로 적용되는 피로 파괴 이론에 기초한 경험식을 적용하였으며, 유한 요소 해석으로부터 도출된 결과와 비교 및 검토하였다.

II. 본 론

2.1 전장품의 기능 및 구성

탑재 교정장치 제어 유닛은 크게 전원공급모

듈과 제어모듈로 구성되며, 영상센서 제어장치로부터 교정을 위한 제어 명령신호를 전송받아 전개형 미러를 구동하기 위한 전원과 흑체 구동을 위한 전력을 공급한다. 또한 전개형 미러와 흑체로부터 발생하는 온도정보 및 위치 정보를 영상센서 제어장치로 전송해주는 임무를 수행하게 된다.

우주용 전자 박스는 파손 및 작동 불능에 대비하여 Redundancy 개념을 통해 신뢰도를 향상시키는 방법이 일반적이다. 탑재 교정장치 제어 유닛의 경우 동일한 기능을 하는 두 부분의 회로를 한 장의 전자 기관위에 통합하여 설계하였다. Fig. 1은 탑재 교정장치 제어 유닛의 구조 형상을 나타내며, 전체 크기는 300mm×325mm×60.8mm이다. 하우징은 모듈 1, 2 및 덮개로 구성하였고, 전원부 유닛을 모듈 1 상부에, 전자 기관을 모듈 2의 하부에 고정하였다. 모듈 2의 격벽이 전자 기관과 연결되도록 설계하여 강도를 증가시켰다. 또한 본 유닛은 모듈 1의 측면의 고정부를 통해 상위 시스템에 조립되도록 설계하였다.

전자 기관의 구성은 Fig. 2와 같으며, 좌·우측이 각각 Primary와 Redundancy를 담당한다. 본 논문에서는 구조건전성 분석을 위하여, 핵심 기능을 수행하며 다른 소자에 비해 큰 크기와 무거운 중량으로 인하여 진동에 의한 증폭 및 열탄성에 취약한 소자를 선정하였다. 선정 한 소자는 Fig. 2와 같이 U12 및 U16 소자이며, 두 소자에 주목하여 구조건전성을 평가하였다.

2.2 기관 및 소자의 구조적 파괴 원리

2.2.1 동적 진동에 의한 피로파괴

랜덤 진동은 전기 소자 및 반도체와 같은 구성품 요소들의 피로수명(Fatigue Life)에 영향을 주며, 설계 단계에서 반드시 예측 되어야 한다. PCB 기관에 진동이 발생할 경우 Fig. 3과 같은 기관과 소자 간의 상대변위의 차이가 발생하며,

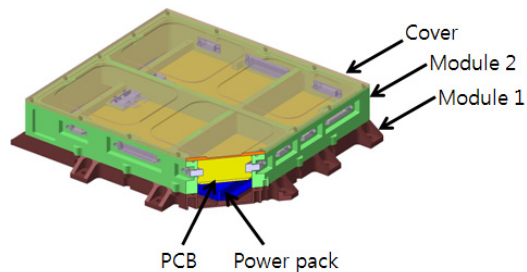


Fig. 1. Composition of Electric Unit

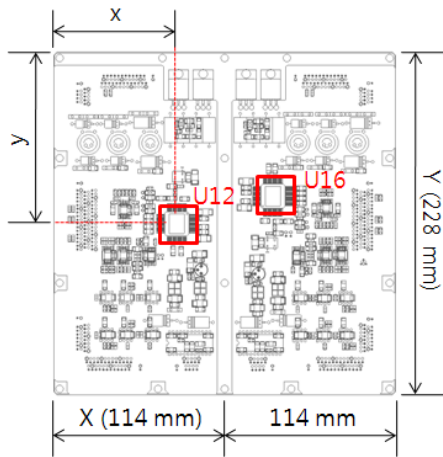


Fig. 2. Configuration of PCB

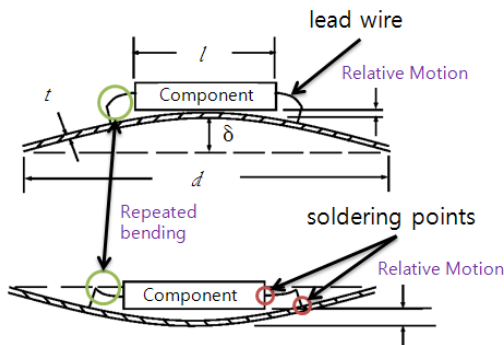


Fig. 3. Relative motion produced between component and circuit board

반복되는 거동으로 인해 납땜 부위의 파손 및 리드선의 결손이 발생할 수 있다[6, 7]. 이러한 결함은 목표 소자에 걸리는 가속도 응답을 예상하여 리드선 및 납땜부의 형상과 물성치를 통해 예측할 수 있다. 그러나 과거의 수많은 진동 시험 및 해석을 통해, 전자 소자의 피로 수명과 진동에 의한 전자 기판의 변위가 연관되어있음이 밝혀졌으며, 식 (1) 및 (2)의 실험식을 통해 전자 소자의 피로파괴에 대한 안전성을 평가 할 수 있다[8]. 일반적으로 전자 기판이 식 (1)의 허용 처짐(δ_{allow}) 이하로 설계될 경우 랜덤 진동에 대한 수명은 약 2천만번, 정현파 진동에 대한 수명은 약 1천만번의 주기를 이겨낼 수 있다고 알려져 있다. 충격하중의 경우는 피로현상 및 응력 집중의 인자가 사라지므로, 유효한 응력 수준이 약 6 배 증가한 식 (2)를 적용 할 수 있다.

$$\delta_{allow} = \frac{0.028 d}{C t r l^{0.5}} \text{ (for Sine \& Random)} \quad (1)$$

$$\delta_{allow} = \frac{0.168 d}{C t r l^{0.5}} \text{ (for Shock)} \quad (2)$$

여기에서,

d : PCB 기판의 소자와 평행한 모서리의 길이

l : 전자 소자의 길이,

t : PCB 기판의 두께,

C : 전자 소자의 형태별 상수 값,

1.0 for standard DIP & around wired PGA

1.26 for side brazed DIP & double-side wired PGA

1.75 for BGA

2.25 for LCCC

0.75 for resistor, capacitor & semiconductor

r : 전자 소자의 기판상 위치에 대한 계수

$$= \sin\left(\pi \cdot \frac{x}{X}\right) \times \sin\left(\pi \cdot \frac{y}{Y}\right) \text{ 이다.}$$

2.2.1 열구배에 의한 리드선 및 납땜부 파괴

우주 환경에서의 열전달은 대류가 제외된 전도 및 복사에 의해서만 이루어지며, 전자 소자에서 발생한 열은 격벽 및 케이스로 전달되도록 설계한다. 따라서 우주용 전자 박스는 내부의 열은 전도를 통해 박스 고정면으로 전달 된 후 위성 구조물을 통하여 심우주로 소실되도록 설계하는 것이 일반적이다. 극한의 외부 온도 환경에서 내부 온도를 일정한 범위내로 유지시켜야만 장비의 성능 및 구조적 안전성을 만족 시킬 수 있다. 열구배, 고온 및 저온 조건에 따른 열탄성은 주요 전자 소자의 리드선 및 납땜부의 파괴를 유발한다. 따라서 소자 자체의 열 건전성뿐만 아니라 열탄성 해석을 통한 구조적인 영향을 반드시 고려해야한다.

2.3 구조 설계 요구조건

구조 건전성 설계는 준정적 하중 (Quasi-Static load), 정현파 진동 (Sine Vibration), 랜덤 진동 (Random Vibration), 음향 진동 (Acoustic Vibration) 및 충격 하중 (Shock Vibration)에 대한 고려가 필수적이다. 위성 구조체에 장착된 전장품의 경우 음향 진동이 구조적 전이를 통해 랜덤 진동의 형태로 나타나며, 일반적으로 100Hz 이상의 최소 고유진동수 요구조건을 만족시키면 정현파 진동은 의미가 없어진다. 이에 따라 본 유닛 역시 구조적 설계 요구조건은 강성 및 설계 하중, 랜덤 진동, 충격 하중으로 정해졌다. 강성

요구조건은 최소 고유 진동수가 150Hz 이상 이며, 설계 하중은 60g이다. 랜덤 진동의 경우 주파수에 따른 PSD (Power Spectrum Density)로 주어졌으며 20Hz, 0.032(g^2/Hz)로 시작하여 50-800 Hz대역에서, 0.2(g^2/Hz)의 평탄 구간을 거쳐 2000 Hz 0.06(g^2/Hz) 수준으로 감소하는 형태이다. 충격 하중의 경우 SRS (Shock Response Spectrum)로 주어졌으며 100 Hz에서 21(g), 980 Hz에서 498(g), 10000 Hz에서 498(g)의 형태로 주어졌다. 위에서 열거한 요구조건 외에 우주 궤도상의 열 환경에 의해 야기되는 열탄성 안전성 설계도 반드시 이루어 져야 한다.

2.4 피로파괴 이론에 기초한 구조건전성 예측

앞서 선정된 핵심 기능을 수행하며, 구조적으로 취약할 것으로 판단되는 두 개의 소자(U12 및 U16)는 설계 초기 단계에서부터 구조 건전성을 예측하였다. 피로파괴 이론에 기초한 수학적 모델을 통해 안전성을 판단하였으며 이를 바탕으로 칩의 위치 및 격벽 설계를 수행하였다. U12 및 U16 소자에 대한 허용 가능한 변위는 식 (1), (2)를 이용하여 계산할 수 있으며 그 결과는 Table 1에 나타낸다. 실제 PCB기판 및 해당 소자에서 발생 가능한 변위는 수학적 모델을 통해 다음에 기술하는 바와 같이 계산하였으며 Table 1의 허용 변위 이하의 값이 되어야한다.

전자 소자의 동적 거동을 수학적 모델로 예측하기 위해 전자 소자 및 PCB 기판은 Fig. 4와 같이 면에 수직방향의 1차원 거동을 하는 시스템으로 가정하였다. 이 때, 시스템 지지부(PCB 기판)를 통해 동적 진동이 가해지면 전자 소자가 받게 되는 가속도의 평균 제곱근(Root Mean Square)은 식 (3)과 같이 Miles' equation[9]에 의해 얻어진다.

$$\ddot{x}_{max} = \alpha \sqrt{\frac{\pi}{2} Q \cdot f_n \cdot U_{PSD}(f_n)} \quad (3)$$

여기에서 α 는 표준편차의 배수를 나타내며, 여기서는 최대 가속도 응답을 99.7%의 확률을

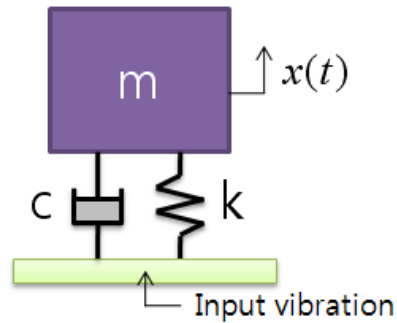


Fig. 4. Simplified 1 DOF(degree of freedom) System of PCB

갖는 3σ 의 3을 적용하였다. Q 는 증폭 계수, f_n 는 고유 진동수, U_{PSD} 는 입력 PSD (Power Spectrum Density)를 나타낸다.

식 (3)으로부터 랜덤 진동에 의해 예상되는 기판의 최대 처짐은 식 (4)와 같이 구할 수 있다. 이 처짐 값을 Table 1에서 계산한 값과 비교하여 안전성을 예측 할 수 있다.

$$\delta_{max} = \frac{x_{max}}{\omega_n^2} = \frac{x_{max}}{(2\pi f_n)^2} \quad (4)$$

식 (3)의 Q 는 증폭 계수이며, 일반적으로 식 (5)와 같이 고유 진동수와 관련이 있다.

$$Q \approx \sqrt{f_n} \quad (5)$$

PCB기판의 고유 진동수 f_n 는 식 (6)과 같이 Rayleigh method를 이용하여 네 개의 모서리가 모두 고정된 상태의 수식을 사용하였다. 여기서 a 및 b 는 기판의 가로 및 세로의 길이이며, ρ 는 단위면적당 질량, D 는 강성계수로 식 (7)로 정의된다. 여기서 E 는 탄성 계수, t 는 기판의 두께이며 μ 는 포아송 비를 나타낸다.

$$f_n = \frac{\pi}{1.5} \sqrt{\frac{D}{\rho} \left(\frac{3}{a^4} + \frac{2}{a^2 b^2} + \frac{3}{b^4} \right)} \quad (6)$$

$$D = E \cdot t^3 / 12(1 - \mu^2) \quad (7)$$

식 (3)~(7)을 통해 계산한 PCB기판 및 전자 소자의 가속도 응답에 대한 예측 값들은 Table 2와

Table 1. Allowable displacement of PCB for fatigue life

Component	C	t	r	l	d	$\delta_{allow-random}$	$\delta_{allow-shock}$
U12	1.26	2.4	0.789	16.5	114	0.33	1.97
U16	1.26	2.4	0.768	16.5	114	0.34	2.03

Table 2. Expected displacement of PCB by mathematic model

Component number	E (GPa)	t (mm)	μ	D (N·m)	ρ (kg/m ²)	f_n (Hz)	Q	\ddot{x}_{max}	$\delta_{max-random}$ (mm)	\ddot{x}_{Shock}	$\delta_{max-shock}$ (mm)
U12	38.0	2.4	0.3	48.1	9.79	514	22.7	182	0.17	200	0.18
U16	38.0	2.4	0.3	48.1	9.79	514	22.7	182	0.17	200	0.18

같다. 설계 여유(MoS : Margins of Safety)는 식 (8)과 같이 정의하였으며, 1차원 모델의 오차를 20% 고려하여 안전 계수(SF: Safety Factor)는 1.2를 사용하였다.

$$MoS = \frac{\delta_{allow}}{SF \cdot (\delta_{max} \text{ or } \delta_{FEM})} - 1 \quad (8)$$

이때 각 칩에 대한 설계 여유 값은 각각 0.62, 0.66으로 랜덤 진동에 안전한 설계임을 확인 하였다.

충격 하중에 대한 기관의 최대 처짐은 충격 요구조건을 통해 계산할 수 있다. 현재 기관의 예상 고유진동수는 Table 2와 같이 514 Hz이며, 충격 요구조건의 SRS에서 해당 주파수에 맞는 가속도 값은 약 200g가 된다. 이 값을 식(4)에 대입하면 충격에 의한 소자의 최대 변위 값을 예측할 수 있다. 충격 하중에 대한 변위 역시 Table 2에 표시 하였으며, 각 칩에 대한 설계 여유 값은 각각 8.12, 8.40으로 충격 하중에도 안전함을 확인 하였다.

2.5 유한요소모델을 통한 구조건전성 예측

수학 모델을 이용한 기본 설계 이후 유한 요소 모델을 이용한 상세 설계를 진행하였다. 전·후 처리로 IDEAS를, Solver로는 Nastran을 사용하여 해석을 수행하였다[10]. 본 논문에서는 PCB 위에 직접된 전자 소자의 안전성에 대한 검증이 주된 목적이므로 랜덤 진동과 충격 하중에 의한 소자의 가속도 응답 및 변위를 통한 안전성 확인에 국한하여 논하였다.

해석 결과 PCB 기관의 고유 진동수는 560Hz로 Primary 및 Redundancy 양쪽의 대칭적인 모습을 확인 할 수 있었다. 입력 PSD에 대한 각 소자에서의 출력 PSD를 확인하였으며, 전체 영역의 주파수 범위에서 PSD값을 적분하여 rms 가속도를 계산하였다. 3 σ 가속도 값은 식 (4)를 적용하여 각 소자의 변위로 변환 하였으며, 식 (1)의 허용 하중과 비교하여 설계 여유값을 계산 하였다. Fig. 5는 PCB 기관의 거동 및 주요 소자

에 대한 랜덤 진동 응답을 보여준다. 출력 PSD를 적분하여 계산한 가속도 값, 변위 및 설계 여유는 Table 3과 같다. 총 64개의 전자 소자에 대한 설계 여유가 모두 양의 값을 가졌으며, 이를 통해 PCB 기관위의 전자 소자에 대한 안전성을 확인 할 수 있었다. 식 (1)은 파괴 전까지의 안전을 보장하므로, 안전 계수는 1.0을 사용하였다.

유한요소모델을 이용하여 계산한 U12 및 U16 소자의 변위 값과 설계 초기에 수행한 수학 모델을 이용한 예측값을 비교하면, 각각 0.5% 및 8.7%의 차이를 보인다. 이 값은 설계 초기에 고려한 수학 모델의 오차범위 내의 값이며, 이는 본 논문에서 수행한 설계 초기의 피로 파괴 이론에 기초한 구조건전성 예측이 매우 유용함을 보

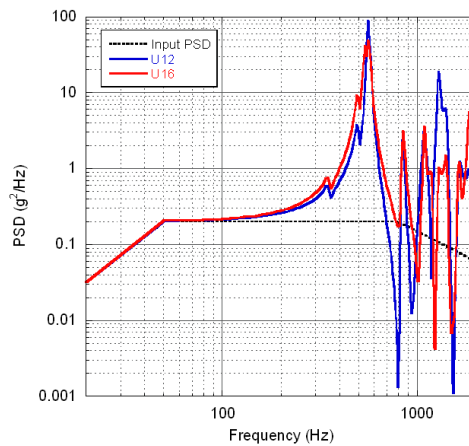


Fig. 5. Random response of PCB

Table 3. Maximum displacement of components by FEM

Components	\ddot{x}_{FEM} (g)	f_n (Hz)	δ_{FEM} (mm)	MoS
U12	72.0	560	0.172	0.91
U16	65.9	560	0.158	1.1
...

여주는 결과이다.

2.6 궤도상에서의 구조건전성 분석

궤도 상에서의 PCB 기판 및 소자의 안전성 분석을 위해 열해석 결과를 토대로 열탄성 해석을 수행하여 리드선 및 납땜부위의 구조건전성을 평가하였다. 열해석은 Thermal Desktop을 전·후 처리에 이용하였으며, SINDA를 Solver로 사용하여 수행하였다. 총 4가지 경우(고온 저장, 고온 운용, 저온 저장, 저온 운용)중 고정면 온도가 60°C인 고온 운용이 최악조건으로 나타났다. Fig. 6은 고온 운용의 최악 온도 조건에서 PCB 기판의 온도 분포를 보여준다.

열탄성 해석 또한 동적 진동 해석과 같이 주요 소자중 온도 구배가 크며, 리드선이 많아 열탄성에 취약한 소자를 선정하여 중점적으로 분석하였다. 선정된 소자는 앞서 진동에 의한 구조건전성 검증을 거친 소자 중 하나인 U12 소자이다. 기판 및 소자, 리드선 및 납땜을 모델링 하였으며 소자 주위의 온도 분포를 각 노드에 적용시켜 해석을 수행하였다. Fig. 7에 열탄성 해석을 위한 유한요소모델을 나타냈으며 소자는 폴리이미드, 리드선은 Kovar ASTM F-15, 납땜은 주석과 납의 합금(Sn:Pb-63:37)을 사용하였다. Table 4에 해석에 사용한 재료의 물성치를 나타냈다. 해석 결과는 Fig. 8과 같으며 칩과 리드선 및 납땜에서의 응력 분포를 보여준다. 설계 여유는 식(9)와 같이 정의 하였으며, 안전계수는 인증품 개발에 일반적으로 사용하는 항복강도 1.5, 파괴강도 2.0을 적용하였다.

$$MoS = \frac{\sigma_{allow}}{SF \cdot \sigma_{max}} - 1 \quad (9)$$

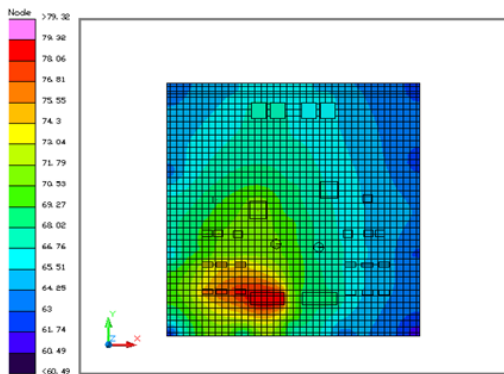


Fig. 6. Temperature Gradient on PCB

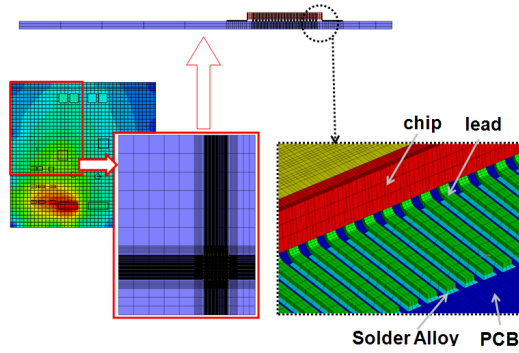


Fig. 7. Finite Element model for Thermo-elastic analysis

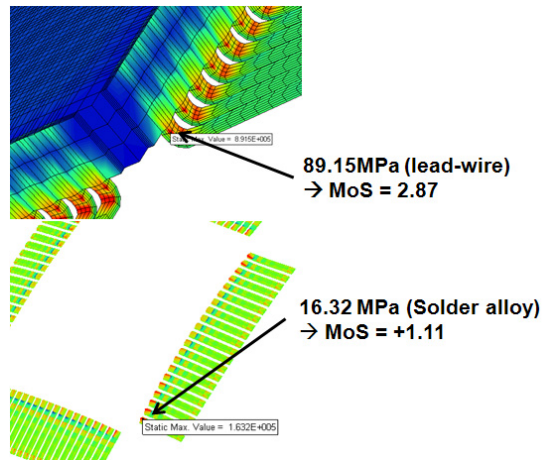


Fig. 8. Stress on the lead wire in Thermo-elastic analysis

리드선 및 납땜 부위의 최소 설계 여유 값이 각각 2.87 및 1.11로 열탄성 특성에 안전함을 확인하였다.

III. 결 론

우주용 전장품의 궤도 및 발사 환경시험에서의 주요한 실패 원인은 칩의 리드선 및 납땜 부위의 파손이다. 본 논문에서는 탑재 고정장치 제어 유닛의 PCB 기판 및 전자 소자에 대한 구조건전성을 확인하였다. 설계 초기 단계에서 피로파괴 이론에 기초하여 핵심 소자의 안전성을 예측하였으며, 상세 설계 과정에서 유한요소 해석을 통해 예측한 결과에 대해 검토하였다. 유한요소 해석 결과와 피로파괴 이론에 기초한 예측값은 최소 0.5%부터 최대 8.7%의 차이를 보였으며,

Table 4. Material Property for Thermo-Elastic Analysis

	Density [kg/m ³]	Young's Modulus [GPa]	Poisson's Ratio	Yield Stress [MPa]	Ultimate Stress [MPa]	CTE [°C ⁻¹]
Kovar ASTM F-15	8360	138	0.32	345	517	58.5e-6
Polyimide	1850	18.37	0.136	.	242	1.73e-5
Solder Alloy Sn63 Pb37	8400	20	0.317	.	51.7	2.5e-5

이 값은 설계 초기 산정한 안전여유 20%보다 매우 낮은 수치이다. 이 결과를 통해 피로파괴 이론에 기초한 설계 초기의 구조건전성 예측이 매우 유용하며, 이를 통해 개발 과정에서의 시간, 인력 및 예산을 줄일 수 있음을 확인하였다. 또한 궤도상에서의 구조건전성 예측을 위해 열해석을 통해 얻은 최악의 온도 분포로 열탄성 해석을 진행하였으며, 소자의 리드선 및 납땜 부위의 분석으로 안전성을 확인하였다.

참고문헌

- 1) 오현웅, 신소민, 홍주성, 이민규 “영상센서의 비균일 출력특성 교정용 흑체의 열설계 및 온도 열해석” 한국항공우주학회지, 제38권 제10호, 2010년 10월, pp. 1020-1025.
- 2) 이경민, 오현웅, 최영준, 최동엽 “벨런싱 매스 적용에 의한 전개형 미러 구동장치의 발사 구조건전성 실험적 평가” 국방과학연구소 창설 40주년 기념 종합학술대회, 감시정찰정보분야, 체계1분야, 2010년 8월, pp. 29-32.
- 3) J. Wijkier "Spacecraft Structures" Springer, 2007, 3rd edition.
- 4) Dave S. Steinberg, "Cooling Techniques for Electronic Equipment" Wiley-Interscience publication, 1991, 2nd edition.
- 5) James R. Wertz, Wiley J. Larson, "Space Mission Analysis and Design" 2003, 3rd edition.
- 6) Dave S. Steinberg, "Vibration Analysis for Electronic Equipment" Wiley-Interscience publication, 2000, 3rd edition.
- 7) Jaap Wijkier, "Mechanical Vibrations in Spacecraft Design" Springer, 2004
- 8) Steinberg & Associates, "Assessment of Vibration on Avionic Design" Universal Energy Systems, Dayton, OH, August 1984.
- 9) J. W. Miles, 1954, "On Structural Fatigue under Random Loading" Journal of the Aeronautical Sciences, November 1954, pp. 753-762.
- 10) MSC. Nastran 2005 Quick Reference Guide, MSC Software Corporation, USA, 2004.