

발사환경에 대한 차세대 중형위성 전자광학 카메라 제어용 전장품의 구조건전성 평가

이명재¹ · 김현수² · 이덕규³ · 오현웅^{1,†}

¹조선대학교 항공우주공학과 우주기술융합연구소실

²한화 시스템

³한국항공우주연구원

Structural Safety Evaluation of Electro-Optical Camera Controller Box of CAS500 Satellite under Launch Environments

Myeong-Jae Lee¹, Hyun-Soo Kim², Duk-Kyu Lee³ and Hyun-Ung Oh¹

¹Space Technology Synthesis Lab, Dept. of Aerospace Engineering, Chosun University

²Hanwha Systems

³Korea Aerospace Research Institute

Abstract

The satellite is exposed to various launch environments such as random vibrations and shock. Accordingly, structural design of electronic equipment mounted on satellite must meet reliability requirements at the box level. In addition, it is essential to secure the reliability of the solder joint applied to electronic equipment. In this paper, we performed a modal and quasi-static analysis for the purpose of satisfaction of the design requirements of the CCB (Camera Controller Box) present on the 500 kg-class compact advanced satellite (CAS500). In addition, structural safety of electronic components was verified by the Steinberg's method and random equivalent static analysis.

초 록

위성에 탑재되는 전장품의 경우 발사 진동환경에 대한 신뢰성 확보가 필수적이기 때문에 인증모델 제작 전 박스 레벨에서 설계요구조건에 대한 해석적 검증이 요구된다. 또한, 위성 전장품에는 다양한 실장 형태의 고집적 소자가 적용되기 때문에 솔더 접합부(Solder Joint)의 구조건전성 분석을 통한 신뢰성 확보가 필수적이다. 본 논문에서는 차세대 중형위성 광학 탑재체 제어기의 일부인 CCB(Camera Controller Box)에 대한 구조 설계 요구조건을 만족하기 위하여, 박스 레벨에서 모드 해석 및 준정적 해석을 수행하였다. 아울러, CCB 주요 소자의 안전성 분석을 위해 피로파괴 예측 이론에 기반한 구조 해석을 수행하였으며, 주요 소자 유한 요소 상세 모델 구축을 통한 랜덤 등가 정적 해석을 실시하여 전장품의 구조 건전성을 평가하였다.

Key Words : CCB(Camera Controller Box), Electronic Equipment(전장품), Fatigue Failure(피로 파괴), Random Equivalent Static Analysis(랜덤 등가 정적 해석)

1. 서 론

우주용 전장품은 발사과정에서 추진부 분사 및 대기와의 출동에 의해 발생하는 넓은 주파수 영역의 소음

및 진동, 발사체의 다양한 다단 분리 및 페어링-위성체 분리에 의한 충격을 겪게 되며, 엔진 추력에 의한 정적 가속과 점화 및 분리과정, 돌풍 등에 의한 동적가속 등이 조합된 준정적 하중 등의 극심한 발사 진동 환경에 노출된다[1]. 발사 환경에서 수반되는 동적 진동 및 충격 환경은 전장품 구조체 및 전자기판(PCB)과 소자 상호간의 전기적/기계적 인터페이스를 제공하는 접합부(Solder Joint)의 구조건전성에 심각한 문제요인으로 작

용하며, 동적 진동환경에 의해 누적된 데미지로 인해 종국에는 피로파괴가 발생할 수 있다. 따라서, 우주용 전장품의 원활한 기능 구현을 위해서는 발사 및 궤도환경에서 수반되는 진동, 충격 환경 하에서 구조 건전성이 보장되도록 설계되어야 한다[2-4].

상기와 같이 우주용 전장품의 구조 건전성 설계는 준정적 하중, 정현파 진동, 랜덤 진동, 음향 진동 및 충격 하중에 대한 고려가 필수적이다. 단, 위성 전장품의 경우 음향 진동이 구조적 전이를 통해 랜덤 진동의 형태로 나타나며, 일반적으로 100Hz 이상의 최소 고유진동수 요구조건을 만족시키면 정현파 진동의 영향권을 벗어나기 때문에 일반적으로 강성 및 설계 하중, 랜덤 진동, 충격 하중이 구조 설계 요구조건으로 주어지며 이를 만족하는 설계가 이루어진다. 또한, 기존 연구에서는 발사 진동환경에 대한 전장품의 신뢰성 확보를 위해 일반적으로 Steinberg의 경험적 피로파괴 이론이 적용된다[5-7]. 상기 이론은 탑재 전장품에 가해지는 외란에 의해 내부에 장착된 기판에 굽힘 거동이 발생할 때, 기판의 최대 발생변위가 허용변위 이하로 설계될 경우, 랜덤진동에서는 약 2천만번, 정현진동에 대해서는 약 1천만번의 주기를 견딜 수 있음을 제시하였다. Steinberg 이론에 기초한 전장품 구조설계의 경우, 통상적으로 유한요소해석으로부터 도출된 기판의 최대 발생변위와 상기 이론수식으로부터 도출한 허용변위에 대한 설계여유 (Margin of Safety, MoS)를 통해 구조건전성을 평가한다. 아울러, 구조 설계 요구조건의 준정적 하중은 일반적으로 박스 전체 무게를 고려하여 Mass Acceleration Curve[1]로부터 도출되기 때문에, 박스 내부에 있는 구성품 및 모듈에 적용하기엔 한계가 존재한다. 따라서, 박스 내부 구성품 및 모듈 레벨에서 랜덤 등가 정적 해석(Random Equivalent Static Analysis)을 이용한 구조 건전성 예측이 요구된다[8-9].

본 논문에서는 차세대 중형위성[10-11]에 탑재되는 카메라 제어 전장품인 CCB(Camera Controller Box)에 대한 구조해석을 수행하여 인증시험 수준에서의 구조건전성을 평가하였다. 평가 내용으로는 발사 하중에 대한 CCB의 영향을 분석하기 위해 모드 해석과 준정적 해석을 수행하여 발사환경에서의 구조건전성을 검토하였다. 아울러, 크기와 무게로 인해 발사환경에서 영향을 클 것으로 판단되는 CCB 주요 관심 소자의 안전성을

분석하기 위하여 Steinberg의 PCB 변위에 기반한 피로수명 예측 이론을 바탕으로 랜덤 진동 및 충격 환경에 따른 전자 소자 피로파괴에 대한 안전성을 검토하였으며, CCB 주요 관심 소자의 유한요소 상세 모델을 구축하여 랜덤 등가 정적 해석을 이용한 구조 건전성을 분석함으로써 CCB의 구조건전성을 검토하였다.

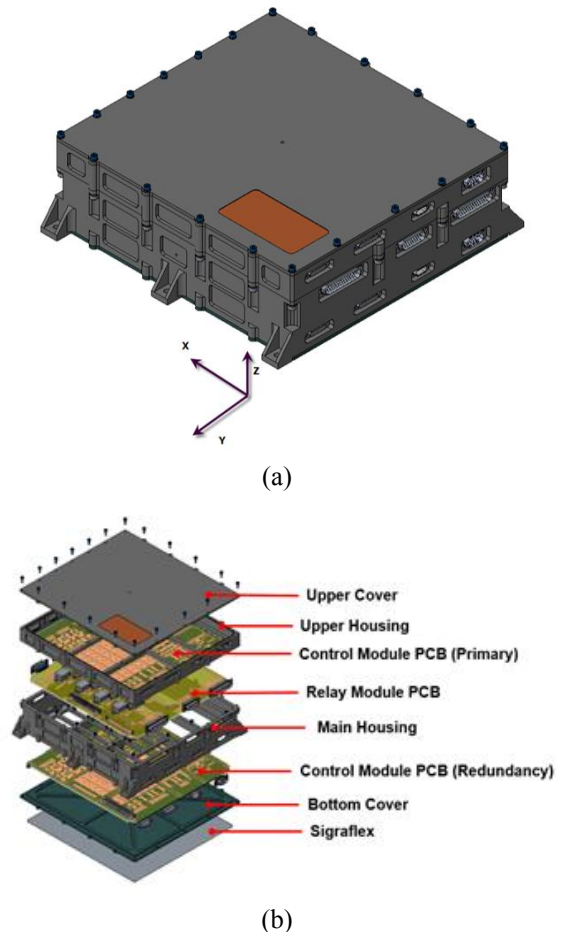


Fig. 1 Configuration of CCB
((a)Assembled View, (b)Exploded View)

2. 본 론

2.1 CCB(Camera Controller Box)

2.1.1 CCB 개요

전자광학 탑재체 카메라 전자박스인 CCB는 차세대 중형위성의 탑재체 AEISS-C(Advanced Earth Imaging Sensor System-Compact)의 EOS(Electro-Optical Subsystem)내에 전자유닛인 CEU(Camera Electronics Unit)의 구성품으로 CEU내의 제어 기능

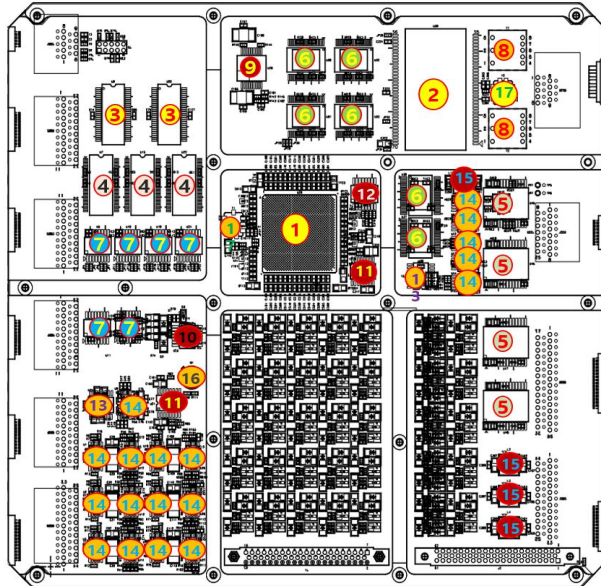


Fig. 2 CM PCB Layout

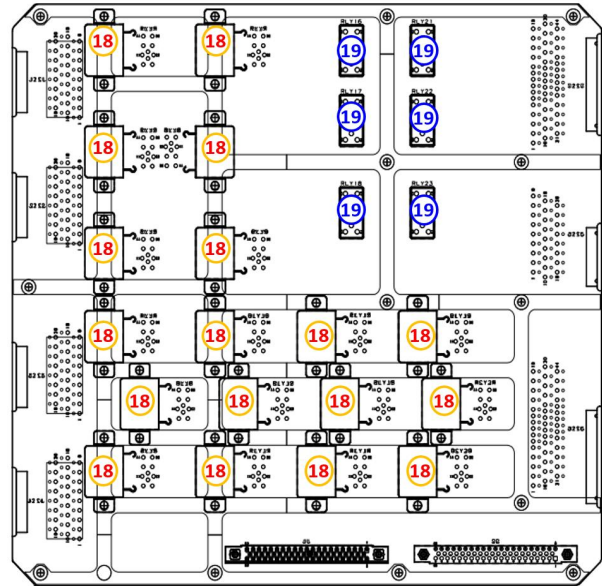


Fig. 3 RM PCB Layout

을 수행하며 CCD(Charge Coupled Device)로부터의 이미지데이터 획득, 처리 및 전송을 목적으로 한다. CCB는 268mm x 278mm x 85.5mm의 크기를 가지며, 무게는 4.33kg이다. 주요 하우징 및 상부 하우징, 상/하부 커버, 2개의 CM(Control Module) PCB와 1개의 RM(Relay Module) PCB로 구성된다. 체결은 Fig. 1 (b)에 도시한 바와 같이 주요 하우징 상/하부에 각각 RM PCB와 CM PCB(Redundancy)가 결합되며, 상부 하우징에는 CM PCB(Primary)가 결합된다. 상기 전장품의 하우징 및 커버는 AI-6061 재질이며, CM 및 RM PCB는 위성에서 많이 적용되는 Polyimide 재질을 적용하였고, 바닥면 커버 하부에는 전기적 통전 및 열전도율이 높은 Sigraflex가 적용된다.

2.1.2 CCB PCB

CCB는 2개의 CM PCB(Primary, Redundancy)와 1개의 RM PCB로 구성된다. Fig. 2, 3에 CM 및 RM PCB의 전자소자 배치 및 구성을 나타내었다. RM PCB의 Comp. 18 릴레이 소자의 경우 별도의 소자 브래킷이 적용되며 보드를 통하여 하우징에 체결된다. Comp. 19의 경우, DIP Type으로 PCB에 실장된다. Table 1에 CM 및 RM PCB 소자 정보를 정리하였다.

2.1.3 구조설계 요구조건

CCB의 구조 설계 요구조건은 강성 및 설계 하중, 랜덤 진동, 충격 하중으로 나뉘어진다. 강성 요구조건은 최소 고유 진동수가 130Hz 이상이며, 설계 하중은 30g이다. 랜덤 진동은 인증 수준에서 15.7grms이며, 충격 하중은 SRS(Shock Response Spectrum) 최대 429g이다. 이에 대한 내용을 Table 2에 정리하였다.

Table 1 CCB PCB Components Summary

No.	Type	Package	Qty.
1	FPGA	CCGA	1
2	1553B	Gull Lead	1
3	MRAM	TSOP	2
4	SDRAM	TSOP	3
5	MUX	FP	4
6	Transceiver	FP	6
7	LVDS	FP	6
8	Transformer	DIP	2
9	Regulator	CDFP	1
10	Comparator	FP	1
11	Regulator	CFP	2
12	422 Rx	FP	1
13	ADC	CFP	2
14	OpAmp	CLGA	18
15	Choke	SMD	4
16	MOSFET	TO-208AD	1
17	OSC	SMD	2
18	Relay	Hook Type	18
19	Relay	DIP	6

Table 2 Structural Specification

Design Load		
30g		
Random Vibration		
Freq. (Hz)	Amplitude (g2/Hz)	RMS accel.
20	0.032	15.70
50	0.200	
800	0.200	
2,000	0.030	
Shock		
Frequency (Hz)	SRS (g)	
30	2	
1,915	429	
10,000	429	

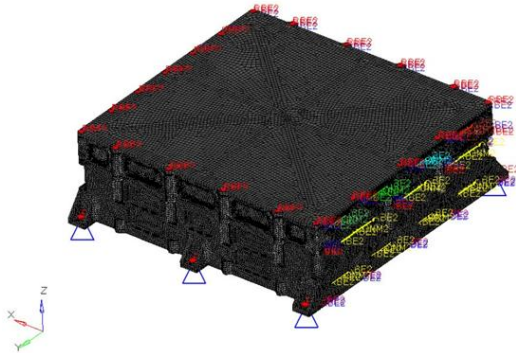


Fig. 4 CCB FEM

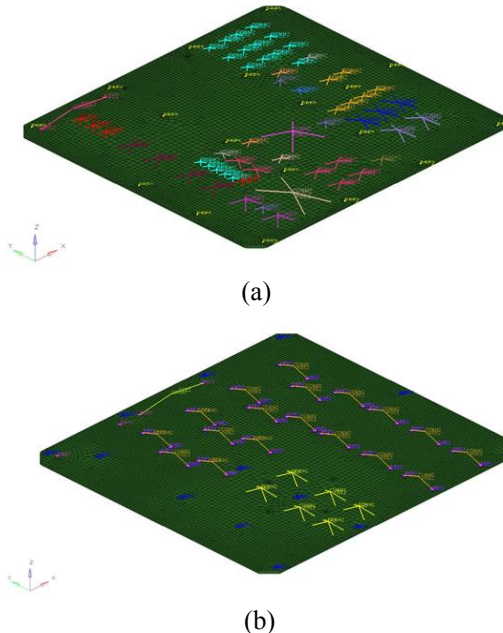


Fig. 5 CCB PCB FEM
((a) CM PCB, (b) RM PCB)

2.2 CCB 구조건전성 분석

2.2.1 CCB 유한요소모델(FEM)

Figure 4는 CCB FEM의 전체 구축 형상을 나타낸다. FEM은 Solid Element로 구성되며 각 구조체의 볼트 체결부는 Rigid Element (RBE2)를 이용하여 묘사하였다. CCB 보드의 소자는 Fig. 5와 같이 소자에 해당하는 무게를 Single Point Mass (CONM2)를 이용하여 각 소자 무게중심점에 배치하였으며, 각 소자의 해당 면적만큼 Rigid Element (RBE2)로 연결하였다. 아울러 CCB 마운팅 체결부는 6자유도에 대한 구속 조건을 부여된다. 메쉬는 총 301,131개의 노드로 구성되며, Table 3, 4에 Elements 구성 내용 및 적용 물성치를 정리하였다.

Table 3 CCB FEM Summary

Total Nodes	301,131
Solid Elements (HEXA/TETRA/PENTA)	722,321 (80,494/636,767/5,060)
Rigid Elements (RBE2)	695
Single Point Masses (CONM2)	169

Table 4 Material Properties of CCB

	Housing	PCB
Material	Al-6061	Polyimide
Density [kg/m ³]	2,710	1,700
Elastic Modulus [GPa]	68.3	21.1
Possion's Ratio	0.33	0.146
Strength [MPa]	Yield	234
	Ultimate	310
		276
		-

2.2.2 모드 해석

CCB 강성 요구조건인 최소 고유진동수 130Hz 이상임을 확인하기 위하여, 모드 해석을 수행하였다. 모드 해석 결과, Fig. 6 (a)와 같이 CCB의 1차 고유진동수는 하우징 커버에서 발생하는 로컬모드 374Hz로서 CCB 고유 진동수 요구조건인 130Hz 이상일 것에 만족함을 확인하였다. 또한, Fig. 6 (b), (c)와 같이 CM PCB(427.5Hz) 및 RM PCB(619.9Hz)는 하우징 벤딩 모드의 영향을 받는 것으로 확인 가능하다.

2.2.3 준정적 해석

CCB의 설계 하중에 대한 구조건전성을 검증하기 위하여, 준정적 해석을 수행하였다. CCB 각 축에 설계 하중 30g를 인가하였으며, 구조 건전성 확인을 위해 ECSS Rule[12]의 식 (1)으로부터 안전여유(MoS :

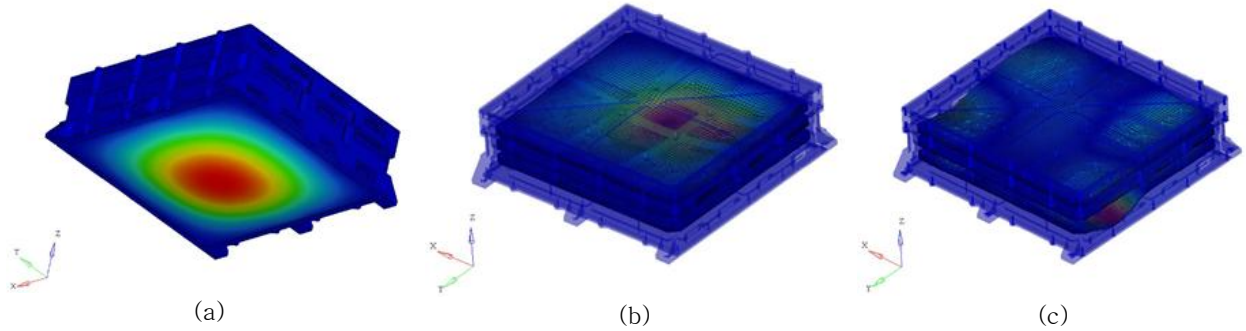


Fig. 6 CCB Modal Analysis Results ((a) 1st Mode 374Hz, (b) 3rd Mode 427.5Hz, (c) 6th Mode 619.9Hz)

Table 5 Quasi-static Analysis Results

	Load Direction	Material	Yield Strength (MPa)	Acceleration (g)	Max. von Mises Stress (MPa)	Safety Factor	Margin of Safety
			Ultimate Strength (MPa)				
Housing	X	Al-6061	234	30	15.12	1.25	11.38
			310			2	9.25
	Y	Al-6061	234	30	15.15	1.25	11.36
			310			2	9.23
	Z	Al-6061	234	30	67.60	1.25	1.77
			310			2	1.29
PCB	X	Polyimide	276	30	3.61	2	37.23
			-			-	-
	Y	Polyimide	276	30	2.39	2	56.74
			-			-	-
	Z	Polyimide	276	30	5.43	2	24.41
			-			-	-

Margin of Safety)를 산출하였다.

$$MoS = \frac{\sigma_{allow}}{S.F \times \sigma_{max}} - 1 \geq 0 \quad (1)$$

여기에서, σ_{allow} 은 허용응력, σ_{max} 는 구조해석으로 도출된 최대응력, S.F는 안전계수(Safety Factor)를 나타낸다. 상기 식으로부터 산출된 안전여유가 모두 0 이상임을 확인하였으며, 해당 결과로부터 CCB 구조체 및 PCB (CM Primary & Redundancy, RM)가 준정적 하중에서 구조건전성이 확보됨을 입증하였다. 상기 결과를 Table 5에 정리하였다.

2.3 CCB PCB 소자 안전성 분석

CCB 소자의 안전성 분석을 위해 각 모듈 PCB의 대표적인 소자를 선정하여 해석을 수행하였다. Fig. 2의 CM PCB 주요 관심소자인 Comp. 1, 2는 소자의 크기가 크고, 다수의 솔더 접합부를 가져 신뢰적 관점

에서 상대적으로 취약한 고집적소자인 CGA (Column Grid Array), Gull Wing Lead-type의 소자이다. 아울러, Fig. 3의 RM PCB는 DIP Type으로 보드에 직접 실장되는 Comp. 19 릴레이 소자 (6EA)만을 분석에 반영하였다.

2.3.1 피로파괴이론 기반의 소자 안전성 분석

PCB 기판 및 소자의 경우, 발사 시 수반되는 랜덤 진동에 기인한 반복적인 굽힘 거동으로 인해 중공에는 납땜(Soldering) 부위의 피로 파괴로 이어지게 되며, Steinberg의 PCB 변위에 기반한 피로파괴 예측 이론 [5]을 바탕으로 상기 진동 및 충격 환경에 따른 전자 소자의 피로파괴에 대한 안전성을 평가한다. 식 (2)의 허용 처짐(δ_{allow}) 이하로 설계될 경우, 전자 소자에 대해 약 2천만번의 랜덤 진동 및 약 1천만번의 정현파 진동 주기 동안의 피로수명 보장이 가능하다. 충격 하중의 경우, 기판의 반복적인 거동에 따른 피로 현상

Table 6 Allowable Displacement of PCB for Fatigue Life

	Comp.	C	t (mm)	l (mm)	d (mm)	r	Allowable Deflection (mm)	
							Random	Shock
CM PCB	1	1	2	31.00	233.00	0.95	0.62	3.72
	2	1.26	2	48.26	233.00	0.35	1.06	6.37
RM PCB	19-1	1	2	20.60	234.00	0.26	2.81	16.85
	19-2	1	2	20.60	234.00	0.58	1.24	7.42
	19-3	1	2	20.60	234.00	0.88	0.82	4.90
	19-4	1	2	20.60	234.00	0.22	3.33	19.96
	19-5	1	2	20.60	234.00	0.49	1.46	8.79
	19-6	1	2	20.60	234.00	0.75	0.97	5.80

Table 7 Margin of Safety Results for Fatigue Life

	Comp.	Allowable Deflection (mm)		Maximum Deflection (mm)		S.F.	Margin of Safety	
		Random	Shock	Random	Shock		Random	Shock
CM PCB	1	0.62	3.72	0.36	0.23	1.25	0.37	11.73
	2	1.06	6.37	0.17	0.23	1.25	4.10	20.83
RM PCB	19-1	2.81	16.85	0.11	0.09	1.25	19.28	151.42
	19-2	1.24	7.42	0.15	0.09	1.25	5.45	66.12
	19-3	0.82	4.90	0.18	0.09	1.25	2.63	43.29
	19-4	3.33	19.96	0.07	0.09	1.25	35.90	179.52
	19-5	1.46	8.79	0.11	0.09	1.25	9.19	78.49
	19-6	0.97	5.80	0.14	0.09	1.25	4.51	51.46

및 응력 집중의 인자가 사라지므로, 유효한 응력 수준이 약 6배 증가한 식 (3)를 적용 가능하다.

$$\delta_{allow} = \frac{0.028d}{Ct^{0.5}} \text{ (for Sine/Random)} \quad (2)$$

$$\delta_{allow} = \frac{0.168d}{Ct^{0.5}} \text{ (for Shock)} \quad (3)$$

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

$$MoS = \frac{\delta_{allow}}{S.F \times \delta_{max}} - 1 \geq 0 \quad (5)$$

여기에서 d 는 기관과 평행한 소자의 길이, C 는 전자소자의 형태별 상수 값, t 는 PCB 기관의 두께, r 은 소자의 기관상 상대위치 계수, l 은 소자의 길이를 의미한다. 랜덤 진동 및 충격 하중으로부터 발생하는 최대 처짐(δ_{max})은 식 (4)를 이용하여 예측하게 되며, FEM에 기반한 구조해석 결과로부터 계산된 고유진동수(f_n) 및 출력 PSD(Power Spectral Density)를 적분한 RMS(Root Mean Square) 가속도로부터 랜덤 진동에 대한 표준편차에 대해 99.7%의 확률을 갖는 3σ 의

3을 곱한 최대 가속도(\ddot{x}_{max}) 값을 사용한다. 충격 하중에 의한 기관의 최대 처짐은 충격 요구조건을 통해 계산하며, 현재 기관의 충격 요구조건의 SRS에서 해당 주파수에 맞는 최대 가속도 값을 식 (4)에 대입하여 예측한다. 설계 여유(MoS : Margins of Safety)는 식 (5)와 같이 정의되며, 식 (2)~(4)을 이용하여 계산된 허용/최대 처짐 값으로부터 산출하게 되며, 0 이상의 요구조건을 만족해야한다.

상기 이론에 기반한 소자 안전성 분석을 위하여, 각 소자에 대해 랜덤 진동 및 충격 하중에 관한 허용 변위를 각각 식 (2)와 (3)을 통해 도출하였다. 상기 허용 변위 도출에 사용된 소자의 기관상 상대위치 계수의 경우, Fig. 6의 모달 해석 결과로부터 CM 및 RM PCB가 CCB 하우징에서 발생하는 로컬 밴드 모드(CM PCB : 427.5Hz, RM PCB : 619.9Hz)의 영향권에 있음을 고려하였다. 아울러, 식 (4)를 이용하여 각 소자에 대한 최대 변위를 계산하기 위해 랜덤 진동 해석 결과로부터 도출된 RMS 가속도에 3σ 의 3을 곱하여 최대 가속도를 도출하였으며, 모드 형상으로부터 각 소자 별로 최대 변위가 발생할 것으로 예상되는 PCB 고유진동수 값을 대입하였다. 최종적으로 식 (5)를 통해 랜덤 진동, 충격 및 준정적 하중에 대한 소자 별 MoS

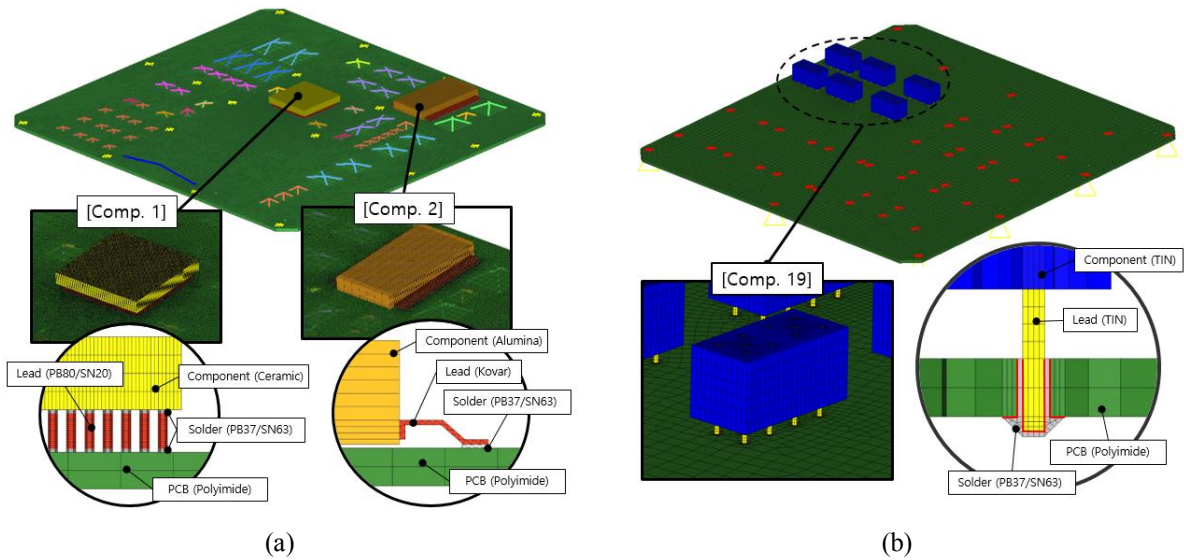


Fig. 7 Detailed FEM for Component ((a) CM PCB, (b) RM PCB)

Table 8 Random Equivalent Static Analysis Results

	Comp.	Part	Material	Ult. Strength (MPa)	Yie. Strength (MPa)	Max. Stress (MPa)			S.F.		Margin of Safety		
						X Dir.	Y Dir.	Z Dir.			X Dir.	Y Dir.	Z Dir.
CM PCB	1	Solder Alloy	PB37/SN63	-	43	5.98	6.10	28.71	Yie.	1.25	4.75	4.64	0.20
									Ult.	2	-	-	-
	2	Solder Alloy	PB37/SN63	-	43	4.28	1.36	33.25	Yie.	1.25	7.03	24.29	0.03
									Ult.	2	-	-	-
RM PCB	19	Solder Alloy	PB37/SN63	-	43	12.37	11.46	15.08	Yie.	1.25	1.78	2.00	1.28
									Ult.	2	-	-	-

를 도출하였으며, 안전 계수는 1.25를 적용하였다. 이에 대한 결과를 Table 6, 7에 정리하였으며, 모든 소자가 0 이상의 MoS가 확보됨으로부터 발사 환경에 대한 CM 및 RM PCB 소자의 구조 건전성 확보가 가능함을 입증하였다.

2.3.2 랜덤 등가 정적해석 기반의 소자 안전성 분석

구조 설계 요구조건의 준정적 하중은 일반적으로 박스 전체 무게를 고려하여 Mass Acceleration Curve로부터 도출된다. 따라서, 박스 내부에 있는 구성품 및 모듈에 적용하기엔 한계가 존재하기 때문에, 박스 내부 구성품 및 모듈 레벨에서 랜덤 등가 정적 해석(Random Equivalent Static Analysis)을 이용한 구조 건전성 예측이 요구된다. 이를 위해, Fig. 7과 같이 상기 선정된 CM PCB 및 RM PCB 관심소자들의 상세 모델을 구축하여 랜덤 등가 정적 하중으로부터 솔더

접합부(Solder Joint)의 구조 건전성 예측을 수행하였다. 랜덤 등가 정적 하중의 경우, 응력이나 변위와 같은 응답변수를 예측 가능한 Miles' Equation[13]으로부터 도출 가능하며, 랜덤 진동에 의한 하중을 계산할 경우 식 (6)과 같이 해당 주파수 대역의 RMS 가속도에 통계학적 신뢰도 99.7% 확률을 갖는 3σ의 3을 곱하여 최대 하중을 도출 가능하다.

$$RVL = 3 \times \sqrt{\frac{\pi}{2} \times f \times Q \times PSD} \quad (6)$$

여기에서 RVL는 랜덤 등가 정적 하중, f는 1차 고유진동수, Q(=√f)는 증폭 계수, PSD는 입력 PSD를 의미한다. 상기 식을 적용하여 CM PCB 및 RM PCB의 주파수에 해당하는 랜덤 등가 정적 하중을 도출하였으며, 각각 158g, 209g임을 확인하였다. 상기 도출된 하중으로 CM 및 RM PCB 각각 랜덤 등가 정적 해석을 수행하였으며, 모든 소자가 0 이상의 MoS가 확보됨으로부터 발사 환경에 대한 솔더 접합부의 구조

건전성 확보가 가능함을 입증하였다. 이에 대한 결과를 Table 8에 정리하였다.

3. 결 론

위성에 탑재되는 전자부품 또는 전장품의 경우 발사 진동환경에 대한 신뢰성 확보가 필수적이다. 이를 위해 본 논문에서는 차세대중형위성 광학 탑재체 제어기의 일부인 CCB 구조 설계 요구조건을 만족하기 위하여, 박스 레벨에서 모드 해석 및 준정적 해석을 수행하였다. 해석 결과, CCB 강성 요구조건인 최소 고유진동수 130Hz 이상임을 확인하였으며, 준정적 해석에서도 안전여유가 모두 0 이상임을 확인하였다. 아울러, CCB 소자의 안전성 분석을 위해 PCB 변위에 기반한 피로파괴 예측 이론 및 랜덤 등가 정적 해석을 토대로 분석을 수행하였으며, 각 모듈 PCB 관심 소자의 구조건전성이 확보됨을 입증하였다.

References

- [1] J. Wijker “Spacecraft Structures”, *Springer*, 2008.
- [2] W. B. Lee and G. W. Kim, “Random Vibration Analysis for Satellite Design” *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 5, No. 2, pp. 102-107, 2006.
- [3] H. S. Seo, H. B. Kim, S. H. Woo, J. S. Chae and T. S. Oh, “A Study on the Vibrational Environment Test of KSLV-1 Demonstration Satellite”, *The Korean Society for Noise and Vibration Engineering 2005 Fall Conference*, Vol. 2005, No. 5, pp. 966-970, 2005.
- [4] Y. H. Jeon and H. U. Oh, “Estimating Fatigue Life of APD Electronic Equipment for Activation of a Spaceborne X-band 2-axis Antenna”, *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 11, No. 1, pp. 1-7, 2017.
- [5] D. S. Steinberg, “Vibration Analysis for Electronic Equipment”, *Jonh Wiley & Sons inc.*, 2000.
- [6] S. Y. Jeong, H. U. Oh, K. J. Lee and B. S. Kim, “Mechanical Stability Analysis of PCB and Component for Launch and On-orbit Environment based on Fatigue Failure Theory and FEM”, *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 10, pp. 952-958, 2011.
- [7] R. A. Amy, “Efficient design of spacecraft electronics to satisfy launch vibration requirements“, *University of Southampton Doctoral dissertation*, 2009.
- [8] H. B. Kim, H. S. Seo and S. M. Moon, “Design and Verification of Satellite Electronic Equipment with the consideration of Random Vibration while Launching”, *Journal of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, Vol. 10, No. 6, pp. 971-976, 2000.
- [9] M. Safarabadi and S. Bazargan, “Prediction of Equivalent Static Loads Act on a Micro Satellite via Modal Analysis”, *Engineering Solid Mechanics*, Vol. 3, No. 2, pp. 75-84, 2015.
- [10] D. G. Lee, et al, “System Design for Optical Payload(AEISS-C) of CAS 500 Satellite”, *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2016 Fall Conference*, Vol. 2016, No. 11, pp. 369-370, 2016.
- [11] S. S. Kim, J. S. Kim, C. Y. Han and J. H. Yoo, “Test and Verification of Compact Advanced Satellite Structure Thermal Model”, *The Society for Aerospace System Engineering 2017 Fall Conference*, pp. 437-439, 2017.
- [12] European Cooperation for Space Standardization, “Space Engineering : Structural Factors of Safety for Spaceflight Hardware”, *ESA Requirements and Standards Division*, ECSS-E-ST-32-10C (REV-1), 2009.
- [13] J. W. Miles, “On structural fatigue under random loading”, *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 21, No. 11, pp.753-762, 1954.