

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(6), 498-507(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.6.498

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

Sherlock을 활용한 차세대 중형위성용 CCB 솔더 접합부의 기계적 신뢰성 평가

전영현**, 김현수***, 임인옥***, 김영선****, 오현웅*

Mechanical Reliability Evaluation on Solder Joint of CCB
for Compact Advanced Satellite

Young-Hyeon Jeon**, Hyun-Soo Kim***, In-Ok Lim***, Youngsun Kim**** and Hyun-Ung Oh*

Department of Aerospace Engineering, Chosun University* · **

Hanwha Systems*** Korea Aerospace Research Institute****

ABSTRACT

Electronic equipments comprised of high density components with various packaging types have been recently applied to a satellite. Therefore, to guarantee high reliability of electrical equipment, a design approach, which can reduce the development period and cost through an early diagnosis in potential risks of failure, should be established. In the previous research, the reliability assesment of the electronic equipments have based on Steinberg's fatigue failure theory. However, this theory was not enough for further investigation of life prediction and reliability of the electronic equipments comprised of various sizes and packaging types due to its theoretical limitations and analysis results sensitivity with regard to different modeling technic. In that case, if detailed finite element model is established, aforementioned problems can be readily solved. However, this approach might arise disadvantage of spending much time. In this paper, to establish strategy for high reliability design of electronic equipment, we performed mechanical reliability evaluation of CCB (Camera Controller Box) at qualification level based on the approach using Sherlock unlike design techniques applied to existing business.

초 록

최근 우주용 전장품에 다양한 실장형태의 고집적 소자가 적용됨에 따라, 기계적 환경에서의 고신뢰성 확보를 위해 인증모델 제작 전 잠재적 위험요소에 대한 조기진단으로 개발기간 및 비용 절감이 가능한 설계절차 구축이 요구된다. 고신뢰도 전장품 설계를 위해 기존에 적용되어온 Steinberg의 피로파괴이론은 최근 다양한 크기와 실장기법의 소자를 갖는 우주용 전장품에 적용하기에는 이론적 한계와 이들 각각에 대한 모델링 기법에 따라 상이한 결과가 도출되는 등의 한계가 존재한다. 이를 해결하기 위해 소자의 상세 유한요소모델을 구축할 시, 다수의 실장구조를 갖는 고집적화 기판을 모델링하기에는 많은 시간이 소요되는 단점이 존재한다. 본 논문에서는 고신뢰도 전장품 설계기법 구축을 위해 기존 사업에서 적용된 설계와 다른 접근방법의 일환으로 상용 신뢰성 수명예측 도구인 Sherlock을 이용하여 차세대중형위성용 탑재 전장품인 CCB(Camera Controller Box)에 대한 인증시험수준에서의 고장 메커니즘 별 신뢰성 평가를 수행하였다.

Key Words : CCB(Camera Controller Box), Sherlock, Reliability(신뢰성), Life Prediction(수명예측), Electronic Equipment(전장품), Failure Mechanism(고장 메커니즘)

† Received : March 13, 2017 Revised : April 27, 2017 Accepted : May 7, 2017

* Corresponding author, E-mail : ohu129@chosun.ac.kr

I. 서 론

우주용 전장품은 목표궤도 진입을 위한 발사체의 비행동안, 비행 가속도에 따라 발생하는 정적 하중과 발사체 엔진의 추진 중단, 추진부 분사, 대기와의 충돌에 의한 정현 및 랜덤진동, 단 분리 및 페어링 분리에 의한 충격과 같이 극심한 발사 진동환경에 노출된다[1-2]. 또한, 궤도진입 이후 온도차가 극심한 궤도상 열환경의 경우, 서로 접합되어있는 이중 재질 상호간의 열팽창계수 (Coefficient of Thermal Expansion, CTE) 불일치로 유발되는 물리적 부하가 작용하게 되며, 상기 두 기계적 환경 하에서 반복적인 하중에 의해 기판에 피로가 누적되어 종국에는 기판의 솔더 접합부 균열 및 도선의 단선을 초래한다[3]. 따라서 우주용 전장품은 위성의 궤도운영동안 목적하는 임무수행을 위하여 전술한 다양한 기계적 환경으로부터 생존해야 하며, 위성 임무기간동안 누적되는 피로파괴에 대한 고신뢰도 확보 및 잔존수명 예측이 요구된다. 이와 더불어, 최근 우주용 전장품에 전자소자의 다기능 구현을 위해 다양한 실장형태의 고집적 소자가 적용됨에 따라 인증모델 제작 전 고신뢰도 확보를 위해 기계적 환경에서의 잠재적 위험요소에 대비한 조기진단으로 개발기간 및 비용 절감이 가능한 설계절차 구축이 요구된다.

이에 따라 기존 연구에서는 발사 진동환경에 대한 전장품의 신뢰성 확보를 위해 일반적으로 Steinberg의 경험적 피로파괴 이론을 적용해왔다. 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 제시한다[4]. 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 평가해왔다. 또한 구조해석을 위한 유한요소모델 구축 시, 일반적으로 강제요소와 집중질량이 조합된 간소화된 모델링 기법을 이용해왔다. 대표적인 예로, Jeong et al.[5]는 상기의 Steinberg 이론과 유한요소해석에 기초하여 탑재 교정장치 제어용 전장품의 구조건전성을 분석하였다. PCB 수준에서의 해석을 수행하여 대략적인 초기 체결위치를 설정하고, 이를 전장품 하우징 설계에 참고하여 형상설계를 수행하고 최종적으로는 전장품 수준에서의 해석으로부터 얻어진 PCB의 주요 모드형상, 주파수, 가속도

값을 활용하여 각 소자의 구조건전성을 판단하였다. 또한, 이와 동일한 접근법을 이용하여 Jung et al.[6]은 위성 전장품인 RDU (Remote Drive Unit)에 대해 발사환경에서의 기판 및 소자의 안정성 평가를 수행하였다. Seo et al.[7]은 태양전지판 전력조정기용 탑재 전장품의 ACB (Arm Converter Board)를 대상으로 구조건전성 평가를 위해 구조해석을 실시하여 MoS 분석을 수행하였다. Jeon et al.[8]은 전술한 구조설계 접근법을 토대로 Palmgren-Minor의 누적손상이론에 적용하여 X-band 안테나 구동용 전장품인 APD (Antenna Pointing Driver)의 제어보드에 대한 피로수명을 예측하였다. 그러나 상기 선행연구에서 적용된 접근법의 경우, 소자 크기를 대변하기 위해 집중질량을 기점으로 강제요소를 적용하며, 이로 인해 소자 크기가 증가함에 따라 실제보다 높은 강성치가 적용될 수 있다. 또한, 배치소자가 증가할수록 누적되는 강성치는 기판의 진동응답 결과에 있어서 오차가 발생하는 주된 요인으로 작용하여, 궁극적으로 피로파괴에 대한 신뢰성 결과에 오차가 발생하는 한계점이 존재한다. 이를 해결하기 위해 상세 유한요소모델을 구축할 경우, 상기 한계점 보완이 가능하나 전술한 고집적 소자를 포함하여 다수의 실장구조를 갖는 고집적 기판을 모델링하기에는 많은 시간이 소요되는 단점이 존재한다. 이와 더불어 전술한 구조건전성 평가기법의 경우, 물리적 환경을 경험하는 동안 누적되는 피로인자가 고려되지 않아 피로수명 측면의 신뢰성 평가에 있어서 한계점이 존재하게 된다.

아울러, 앞서 언급한 열주기 환경에서의 구조건전성 평가를 위해 Jeong et al.[5]는 상대적으로 열탄성에 취약한 위험 소자를 선정하여 온도변화에 따라 기판을 비롯해 소자 솔더 접합부 및 리드에 발생하는 열응력과 각 재료의 허용 응력에 대한 MoS를 산출하여 궤도 열주기 환경에서 기판 및 소자의 구조건전성을 평가하였다. 그러나 진동해석의 경우와 같이 상세 유한요소모델을 구축할 경우 많은 시간이 소요되며, 열주기 환경에서 누적되는 피로수명에 대한 신뢰성 평가의 한계점이 존재하게 된다.

본 논문에서는 고신뢰도 전장품 설계기법 구축을 위해 유한요소모델에 기초한 기존 전장품 설계와 다른 새로운 접근방법의 일환으로 DfR Solution사의 상용 신뢰성 수명예측 도구인 Sherlock[9]을 이용하였다. Sherlock은 고장물리 (Physical of Failure, PoF)를 기반으로 누적되는 피로에 대해 고장메커니즘 별 수명예측을 수행하며, 실제 장기간 운용환경 모사 및 대변으로 고

장 위험을 초기에 인지 및 대응이 가능한 도구이다. 이와 같은 Sherlock을 이용하여 Jeon et al.[10]은 발사진동 및 열주기 환경에 대하여 큐브 위성 임무보드의 고장메커니즘 별 수명예측을 실시한바 있다. 그러나 상기 선행연구에서는 충격에 대한 수명분석이 배제되었으며, 대상 기관의 크기가 10cm×10cm로 인해 비교적 고유진동수가 높아 구조적 관점에서의 신뢰도가 높은 큐브 위성 탑재용 기관에 대한 분석사례로, 현재까지 상용 위성 전장품에 대해 Sherlock이 적용된 사례는 전무하다.

본 논문에서는 Sherlock을 이용한 설계기법을 적용하기 위해 차세대 중형위성 (Compact Advanced Satellite, CAS)에 탑재되는 광학카메라의 구동용 전장품인 CCB (Camera Controller Box)에 대하여 인 증시험수준의 발사 및 열주기 환경에서의 고장 메커니즘 별 수명예측 및 평가를 수행하였다.

II. 본 론

2.1 신뢰성 수명예측 도구 Sherlock

본 논문에서 이용하는 해석 소프트웨어인 DfR Solution사의 Sherlock은 자동차, 무기체계, 항공 우주 등 다양한 산업분야에서 활용되고 있는 상용 신뢰성 수명예측 도구로, 전장품이 생애주기 동안 노출되는 실제 운용환경을 모사 및 시뮬레이션을 통해 물리환경에 대한 고장메커니즘 별 수명예측을 수행한다. 이로 인해 다양한 물리환경에 노출된 전장품의 잠재적 위험요소를 조기에 진단하고 고장메커니즘에 대한 신속한 대응책 마련이 가능하여 신뢰도 높은 설계가 가능한 장점을 가진다. 또한, Sherlock은 실제 기관의 설계정보를 포함한 설계파일 (Gerber, ODB++)과 소프트웨어 자체에 내장된 소자 제원정보를 이용함에 따라 실제 전장품의 실장구조에 기인한 분석모델 구축이 가능하며, 신속하고 간단한 모델 구축으로 유한요소모델링 소요시간을 단축하여, 기존에 적용된 기법과 비교할 때 보다 효율적인 설계 및 해석이 가능한 장점을 가질 것으로 판단된다.

한편, 해외에서는 전장품의 신뢰성 분석을 위하여 Sherlock이 활용되고 있으며, NASA, Space X, Visat, Boeing 등과 같은 항공우주분야에서도 활발히 적용되고 있다. 대표적인 예로, 미 국방관련 기업에서는 MIL 217 MTBF (Mean Time Between Failures) 기법을 기반으로 전장품의 고장률을 예측하였으나, 실제 현장에서 전장품 고장이 예상보다 단기간에 발생함을 인지하였으며, Sherlock을 통한

고장률 분석 이후, 사전에 예측한 고장률과 실제 고장률을 비교하였을 때, 보다 근사한 결과를 보였다[9]. 이에 반해, 국내에서는 전장품의 신뢰성 분석을 위해 주로 자동차 분야에서만 활용되고 있으며, 항공우주분야에 적용된 사례는 전무하다.

2.2 CCB 개요

차세대 중형위성 카메라 제어용 전장품인 CCB는 위성 탑재체 AEISS-C (Advanced Earth Imaging Sensor System-Compact)의 EOS (Electro-Optical Subsystem)내 전자 유닛인 CEU (Camera Electronics Unit)의 구성품으로, CEU 내에서 전원 스위칭, 각종 파라미터 설정 및 수행 명령 등의 제어기능을 수행한다. CCB의 형상은 Fig. 1(a)와 같으며, 크기 및 무게는 각각 268mm×278mm×85.5mm, 4.33kg이다. Fig. 1(b)는 CCB의 분해도를 도시한다. CCB는 Al-6061 소재의 상/하부 커버 및 메인, 상부 하우징과 Polyimide 소재인 2개의 CM (Control Module)과 1개의 RM (Relay Module)으로 구성된다. 또한, 상부 하우징 하단에는 CM (Primary), 메인 하우징 상/하단에는 RM과 CM(Redundancy)이 체결된다.

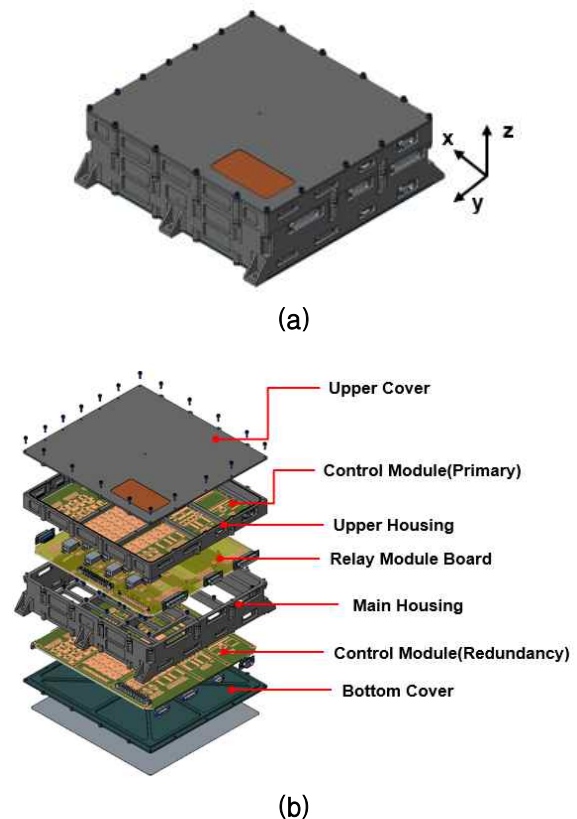


Fig. 1. CCB Configuration [(a) Isometric View, (b) Exploded View]

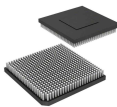
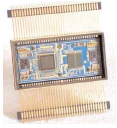

2.3 CCB 피로수명 분석개요 및 설계 요구조건

Figure 2는 본 논문에서 피로수명을 분석하고자하는 CCB의 CM 및 RM의 레이아웃 정보를 나타내며, 해석을 위해 각 모듈의 대표적인 소자를 선정하여 수명분석에 반영하였다. CM의 주요 관심소자인 U35, 45는 Fig. 2(a)와 같이 소자의 크기가 크고, 다수의 솔더 접합부를 가져 신뢰적 관점에서 상대적으로 취약한 고집적소자인 CGA (Column Grid Array), Gull Wing Lead-type의 소자이다. RM의 경우에는 6개의 Pin-type의 릴레이 소자만을 피로수명 분석에 반영하였다. 앞서 선정한 각 모듈의 관심소자의 기본제원을 Table 1에 정리하였다.

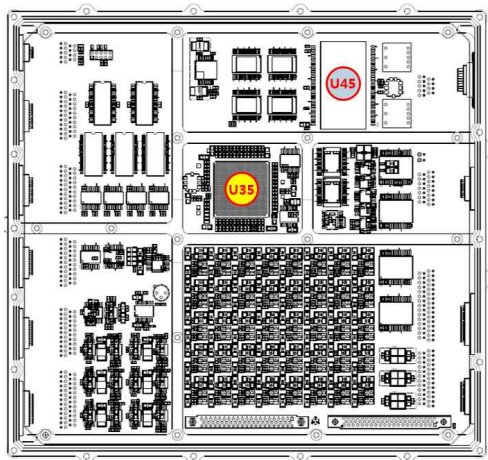
Sherlock을 통한 유한요소모델 구축의 예로, ODB++를 통해 나타낸 CM의 레이아웃을 Fig. 3에 나타내었으며, 이를 통해 구축한 기판의 상세 유

한요소모델을 Fig. 4에 나타내었다. 이와 같이 상기 도구는 실제 기판의 설계파일 및 소프트웨어 자체에 내장된 소자 제원정보만을 이용하여 실제와 유사한 유한요소모델을 신속하게 구축 가능한 장점을 가진다. 그러나 본 논문에서는 수명분석을 위해 관심소자에 대해서만 모델링을 구축하여

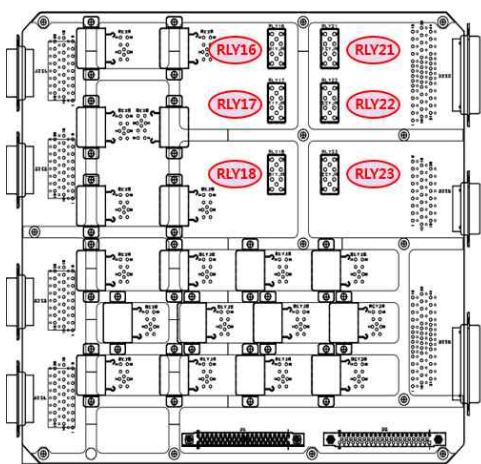
Table 1. Specification of Package for Fatigue Life Estimation

Parts	Config.	Properties
U35		<ul style="list-style-type: none"> Lead Type: CGA Pin Count: 896 Mount: SMT Size: 31×31×3.51mm Weight: 17.8g
U45		<ul style="list-style-type: none"> Lead Type: Gull Wing Pin Count: 70 Mount: SMT Size: 48.26×25.4×5.46mm Weight: 17g
RLY16~18, 21~23		<ul style="list-style-type: none"> Lead Type: Pin Pin Count: 10 Mount: TH Size: 20.6×10.2×10.4mm Weight: 11g

SMT: Surface Mounted Technology, TH: Through Hole



(a)



(b)

Fig. 2. PCB Layout [(a) CM, (b) RM]

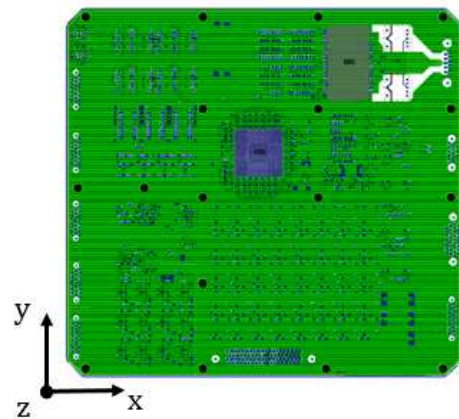


Fig. 3. Example of ODB++ of Control Module

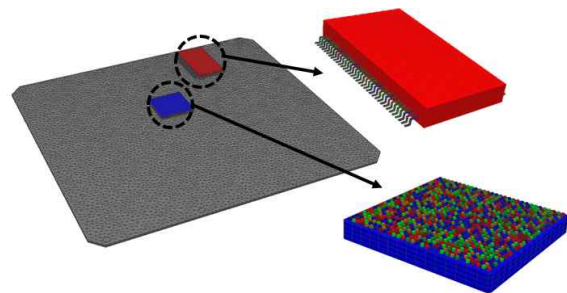


Fig. 4. Example of Detailed Finite Element Model of Control Module by Using Sherlock

Table 2. Random Vibration Requirements

Freq. (Hz)	PSD (G ² /Hz)	Grms	Duration (min)
20	0.032	15.70	2
50	0.200		
800	0.200		
2000	0.030		

Table 3. Shock Requirements

Freq. (Hz)	Acceleration (g)	Duration (ms)
30	2	0.11
1915	429	
10000	429	

Table 4. Thermal Cycling Requirements

Conditions	Value
Qualification Temperature	-25°C~55°C (Operating)
Temperature	-40°C~65°C (Survival)
Dwell Time	2 hrs
Total Cycles	28 cycles (TV: 12 cycles, TC: 16 cycles)

TV : Thermal Vacuum, TC: Thermal Cycling

Sherlock을 통해 구축한 유한요소모델이 실제 기판형상과는 다르지만, Fig. 4와 같이 U35의 896개의 솔더부 모델링이 가능하며, Jeon et al.[10]와 같이 Sherlock을 활용할 경우, 다수의 실장기법이 적용되는 기판의 경우에도 실제 그대로의 모델 구축이 가능함을 확인 할 수 있다.

본 논문에서는 기계적 환경 하에서 CCB의 피로파괴에 대한 신뢰성 평가를 위해, Sherlock을 이용하여, 보드 레벨에서 인증시험수준의 발사 및 열주기 환경에 대한 고장메커니즘 별 수명 예측 및 평가를 수행하였다. Tables 2, 3 그리고 4는 CCB에 요구되는 인증시험수준의 랜덤진동 및 충격, 열주기 환경의 시험규격을 각각 나타낸다.

2.4 Sherlock의 신뢰성 분석을 위한 이론적 접근

본 절에서는 전술한 발사 진동 및 열주기 환경에 노출된 소자의 피로파괴에 대한 신뢰성 분석을 위하여, Sherlock에 적용되는 이론적 접근에 대해 서술하고자 한다. 먼저, 발사 진동환경에 대한 신뢰성 평가의 경우, 전술한 바와 같이 기존까지는 Steinberg의 이론에 기초해왔다. 상기 이론에 기초한 접근법은 Steinberg의 이론인 식 (1)을 통해 기판의 허용변위 (δ_{allow})를 산출하고, 상기 허용변위가 유한요소해석을 통해 도출된 기판의 최대 발생변위이하로 설계될 경우 랜덤 진

동에서는 약 2천만번, 정현진동에 대해서는 약 1천만번의 주기를 견딜 수 있음을 의미한다. 또한, 충격의 경우에는 단기간에 발생하는 외란으로 피로누적에 대한 인자가 사라지므로, 유효한 응력수준이 식(1)에서 약 6배 증가한 식 (2)를 적용한다[5].

$$\delta_{allow} = \frac{0.028d}{C_{trl}^{0.5}} \quad (\text{for Sine/Random}) \quad (1)$$

$$\delta_{allow} = \frac{0.168d}{C_{trl}^{0.5}} \quad (\text{for Shock}) \quad (2)$$

여기에서, d 는 기판과 평행한 소자의 길이를 의미하며, C 는 소자의 실장 계수, t 는 기판의 두께, r 은 소자의 기판상 상대위치 계수, l 은 소자의 길이를 의미한다.

Steinberg의 이론을 통한 기판의 허용변위 산출시, 경계조건에 따라 다양한 모드 형상을 가지는 실제 기판과는 달리, 상기 이론은 기판의 모드 형상 및 최대 발생변위가 경계조건의 정 중앙지점에서만 발생한다는 한정된 가정을 포함한다. 또한 외란에 의해 기판의 굽힘이 발생할 때, 이상적인 반사인과의 형태를 형성하며, 이로 인해 기판에서 발생하는 곡률 및 변곡점에 대한 설명이 불가능한 한계점이 존재한다. 그리고 상기 이론에서 소자의 기판 상 위치계수 r 은 소자 무게 중심점을 기준으로 계산하기 때문에, 이에 따라 소자 크기가 증가할수록 과도한 허용변위가 산출되는 문제점이 있다. 따라서 상기 한계점들의 이유로, 상기 이론을 통한 기판의 허용변위 산출시, 실제의 기판이 갖는 허용변위와 오차가 있음을 알 수 있다.

Sherlock에서는 전술한 Steinberg의 이론적 한계를 극복하기 위하여, 식 (1), (2)에서 한계점의 주요 인자로 작용하는 t , r , d 는 유한요소해석시 변형률의 인자로 대체하였으며, 변위관점이 아닌 변형률 관점에서의 수식으로 재구성하여 피로수명 분석에 적용한다. Sherlock에서 재구성한 변형률 관점의 식 (3)을 통해 기존 Steinberg에서 허용변위에 대변하는 임계 변형률 (ϵ_c)를 도출하고, 이어서 식 (4)에 적용하여 유한요소 해석을 통해 도출한 소자지점에서 발생하는 최대 변형률 (ϵ_{FEA})에 대한 비로 진동환경에 대한 고장까지의 사이클 (N_{FEA})을 예측한다.

$$\epsilon_c = \frac{\zeta}{C\sqrt{l}} \quad (3)$$

$$N_{FEA} = N_c \left(\frac{\epsilon_c}{\epsilon_{FEA}} \right)^b \quad (4)$$

여기에서, ζ 는 전술한바와 같이 t, r, d 를 대변하는 기관 자체의 허용 변형률을 의미하며, 나머지 C, l 은 기존 Steinberg 이론의 인자와 동일하다. 식 (4)에서 N_c 는 랜덤의 경우 약 2천만, 정현진동은 1천만의 값을 가지며, ϵ_{FEA} 는 최대 변형률, b 는 솔더 접합부의 피로상수를 의미한다.

다음으로, Sherlock에서는 궤도 열주기 환경하의 기관 및 소자의 피로수명분석을 위해 Engelmaier 이론의 솔더 피로모델을 이용한다[9]. 상기 솔더 피로모델은 변형 에너지 기반의 피로를 사용하는 부분-경험적 분석예측 접근법으로, 식 (5)과 같이, 주어진 열 물리조건에서의 최대 변형률 ($\Delta\gamma$)을 계산하고, 식 (6)에 적용하여 변형에너지 (ΔW)를 도출한다[9].

$$\Delta\gamma = C \frac{L_D}{h_s} \Delta\alpha \Delta T \quad (5)$$

$$\Delta W = 0.5 \Delta\gamma \frac{F}{A_s} \quad (6)$$

여기에서, C 는 활성화 에너지의 교정계수, L_D 는 소자의 중립점 부터 소자 꼭짓점까지의 대각선거리, h_s 는 솔더 접합부의 높이이며, $\Delta\alpha$ 는 재료 상호간의 CTE 차이, ΔT 는 주변 환경온도 차이를 의미한다. 또한 식 (6)에서, F 는 전단력, A_s 는 솔더 접합부의 면적을 의미한다.

식 (6)으로부터 도출한 변형에너지를 솔더의 재질에 따라 SAC는 식 (7), SnPb는 식 (8)에 적용하여, 열주기 환경에서 기관 및 소자의 고장까지의 사이클 (N_f)을 예측한다.

$$N_f = (0.0019 \Delta W)^{-1} \quad (7)$$

$$N_f = (0.0006061 \Delta W)^{-1} \quad (8)$$

2.5 모드해석 및 발사 진동환경 피로수명 분석

Figure 4와 같이 Sherlock을 통해 구축한 유한요소모델과 상기 도구의 적용 이론에 기초하여 각 모듈의 모드해석 및 발사 진동환경에서의 기관 및 소자의 피로수명 분석을 수행하였다. 먼저, 모드해석 결과로는 각 CM 및 RM의 관심소자에 지배적인 영향을 주는 차수의 모드형상 결과를 제시하였으며, Figs. 5, 6과 같다. CM은 1차 고유진동수가 557.80Hz에 위치해 있으나, U35, 45에는 비 지배적이며 770.94Hz의 4차 모드에서 두 소자에 지배적인 결과를 보인다. RM의 경우에는 855.52Hz에서 1차 모드가 발생하며, 각 RLY16~18, 21~23에 지배적인 차수이다.

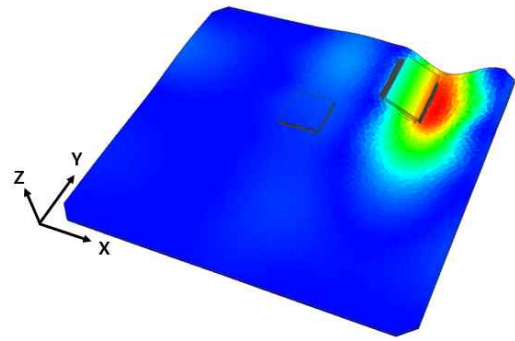


Fig. 5. 4th Mode Shape of CM (770.94Hz)

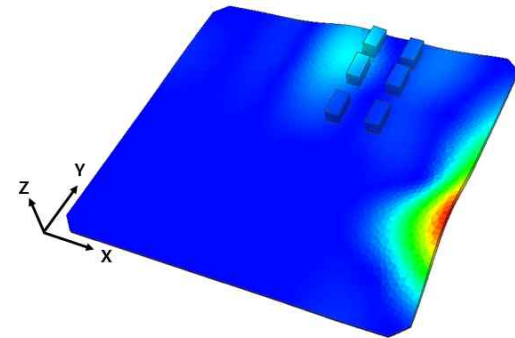


Fig. 6. 1st Mode Shape of RM (855.52Hz)

발사 진동환경에서의 피로수명 분석은 앞서 언급한바와 같이 랜덤진동 및 충격에 대해서만 해석을 수행하였다. 또한, 굽힘에 가장 취약한 기관의 수직방향인 Z축임을 고려하여 본 논문에서는 Z축을 대표적으로 각 모듈의 관심소자에 대한 고장메커니즘 별 피로수명 분석을 수행하였다.

Figure 7은 인증시험수준 규격에 부합하는 15.70 Grms의 랜덤진동환경에서 각 모듈에 대한 변형률 평균 제곱근 (Root Mean Square, RMS)의 컨투어 맵을 나타낸다. 상기 결과에서 변형률 관점에 기인하여 랜덤 진동에 의한 기관의 굽힘 거동 시, 체결부 주위에서 주요 변형이 발생함을 확인할 수 있다. 각 모듈의 관심소자에 대한 피로수명 분석결과를 Fig. 8에 나타내었다. CM의 경우, 랜덤진동이 가해지는 2분 동안, U35는 0%, U45는 12%내의 고장률을 보이고 있다. 하지만, RM의 경우에는 RLY23을 제외한 모든 관심소자가 0.5분 내에 100%의 고장률을 보이고 있어, CM과 비교하여 피로파괴에 대한 신뢰성이 상대적으로 미 확보됨을 확인할 수 있다. 이는 관심소자 주변 체결부의 부족으로 구조적 안정성이 확보되지 못하며, 릴레이 소자의 경우 소자의 높이가 높아 외란 시 발생하는 모멘트에 상대적으로 취약한 이유이다.

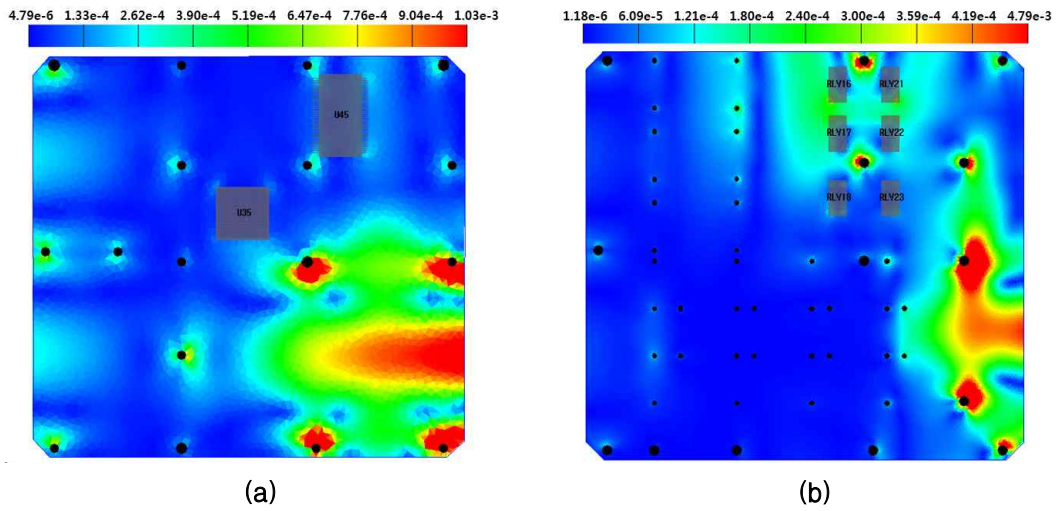


Fig. 7. Contour Map of Strain RMS for Random Vib. along Z-axis [(a) CM, (b) RM]

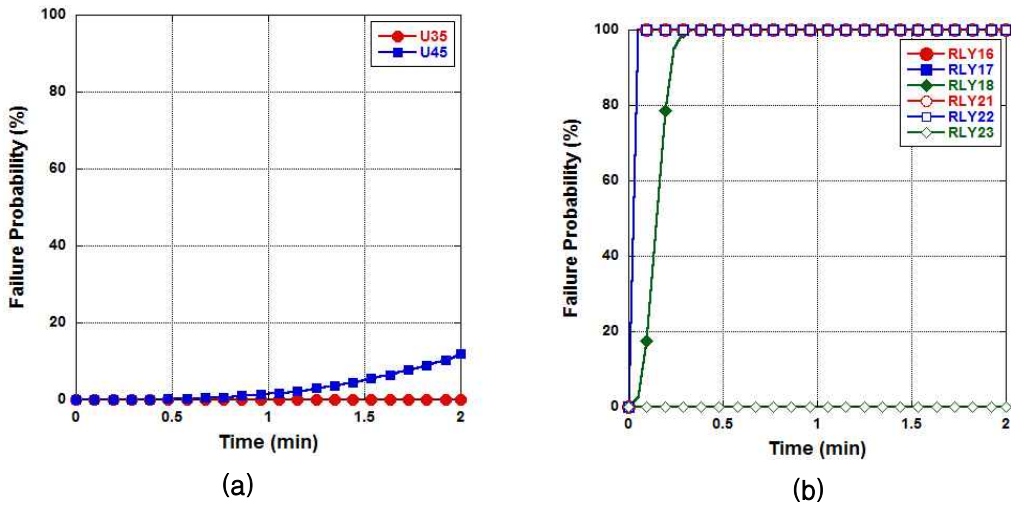


Fig. 8. Life Prediction for Random Vib. along Z-axis [(a) CM, (b) RM]

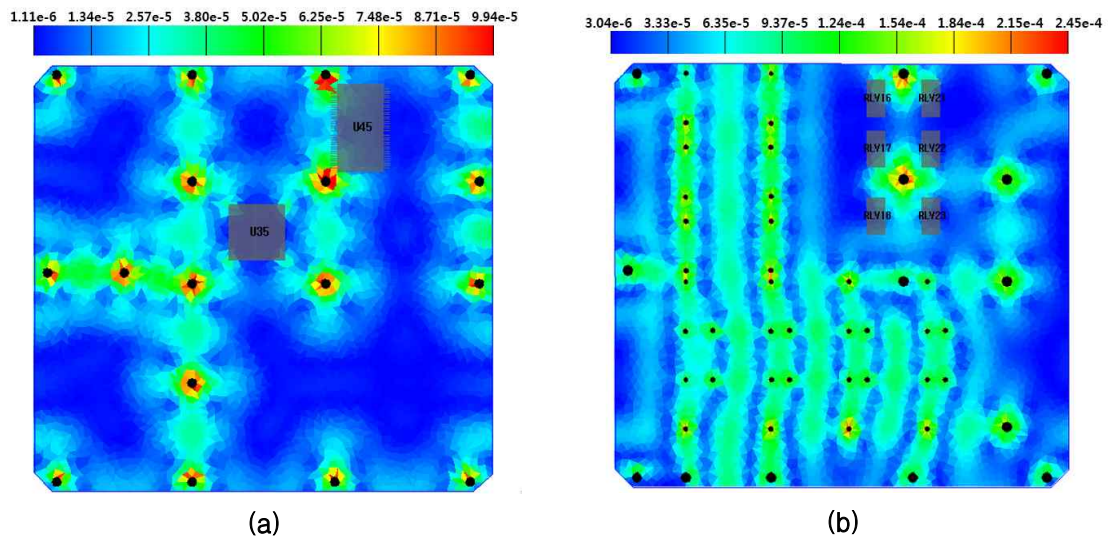
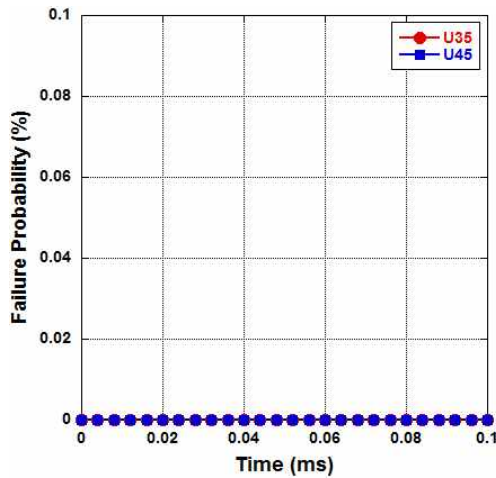


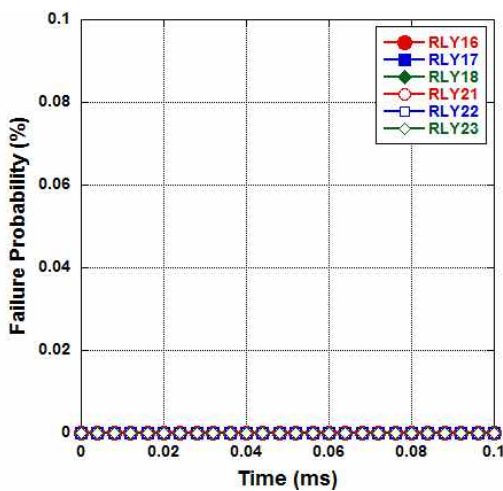
Fig. 9. Contour Map of Strain for Shock along Z-axis [(a) CM, (b) RM]

Figure 9는 충격에 의해 발생하는 변형률의 컨투어 맵으로, 랜덤진동의 RMS 컨투어 맵과 달리 0.11ms동안 발생하는 충격량에 대해 최대 발생 변형률의 컨투어 맵을 나타낸다. Fig. 10은 이에 기인한 피로수명 분석 결과를 나타낸다. 충격의 경우에는 CM 및 RM의 관심소자 모두 0%의 고장률을 보이고 있다. 충격은 랜덤환경과 달리 0.11ms의 단기간에 발생하며, 누적되는 피로수명 관점에 있어서 신뢰성이 충분히 확보됨을 확인할 수 있다.

앞서 RM에 실장된 릴레이 소자 (RLY16~18, 21~22)가 랜덤진동환경 하에서 피로파괴에 대해 100%의 고장률을 보유함을 확인하였다. 따라서 RM의 신뢰성 개선을 위하여 Fig. 11과 같이 6개의 관심소자 인근에 4개의 체결부를 추가하여 고



(a)



(b)

Fig. 10. Life Prediction for Shock along Z-axis [(a) CM, (b) RM]

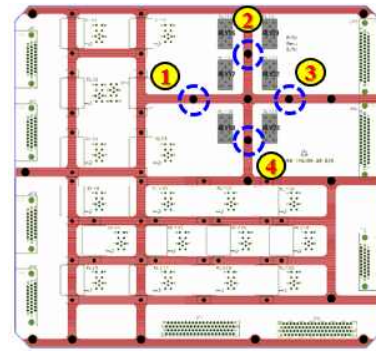


Fig. 11. Added Fixation Points of RM for Mitigation of Fatigue Life

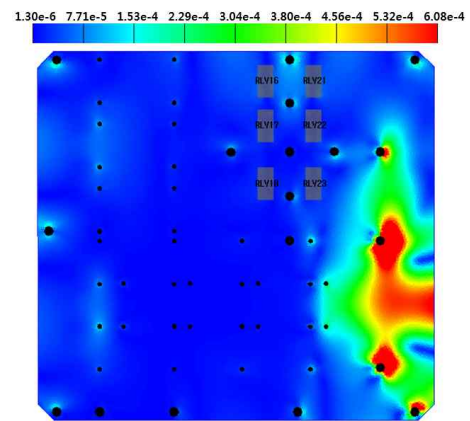


Fig. 12. Contour Map of Strain RMS for Random Vib. along Z-axis after Adding Fixation Points

장메커니즘에 대한 피로수명 분석을 재 수행하였다. Fig. 12의 변형률 RMS 컨투어 맵을 살펴보면, 체결부가 추가됨에 따라 구조적 안정성이 확보되어, 관심소자의 주변 변형률이 현저히 감소되었음을 확인할 수 있다. Fig. 13은 체결부 추가 이후, RLY16~18, 21~23의 피로수명 분석 결과를 나타낸다. 랜덤진동이 가해지는 2분 동안 6개의 소자 모두 0%에 근사한 고장률을 보이고 있으며, 이를 통해 체결부 추가에 따라 피로파괴에 대한 신뢰성이 확보됨을 확인할 수 있다.

설록의 경우는 프레임 구조체가 고려된 해석기능이 갖춰져 있지 않다. PCB 주 변위방향에 대해 충분한 강성이 확보된 프레임에 PCB가 장착된 경우, PCB 수준에서 산출된 주파수, 변위값이 전장품 수준에서 도출된 값과 소자의 종류에 따라 2%-30% 수준이내에서 차이가 있는 것으로 분석되고 있다. 따라서, CCB 또한 PCB 주 변위방향 구속이 용이한 보강재가 프레임 설계에 충분히 반영되어 있는 경우에 해당하기에 설록을 활용한 분석을 수행 하였으며, 예비설계 수준에

서의 전체적인 영향성 판단을 하는데 있어 유용한 해석도구로 판단된다.

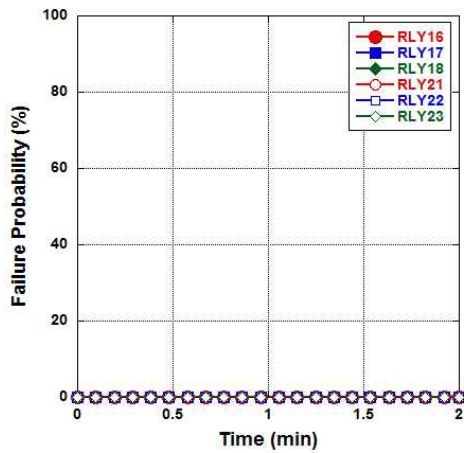
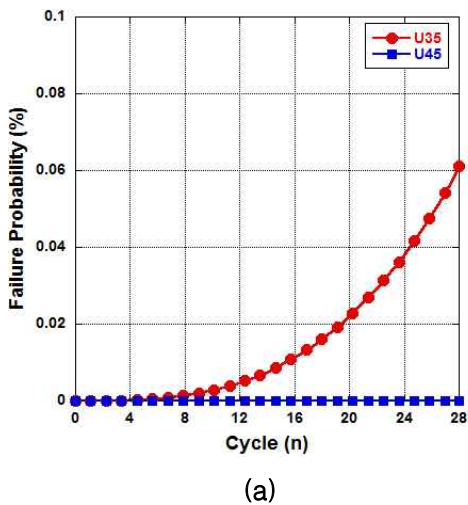
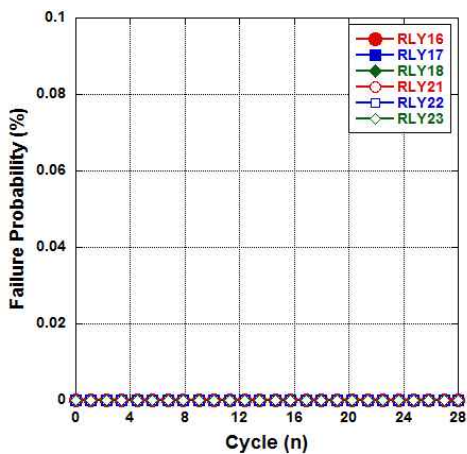


Fig. 13. Life Prediction of RM for Random Vib. along Z-axis after Adding Fixation Points



(a)



(b)

Fig. 14. Life Prediction for Thermal Cycling [(a) CM, (b) RM]

2.6 궤도 열주기 환경 피로수명 분석

본 절에서는 궤도 열주기 상에서 재료 상호간의 CTE 불일치로 발생하는 물리적 하중에 대해 주요 관심소자의 피로수명 분석결과를 서술하였다. 열주기 환경 해석은 Operating 조건과 Survival 조건으로 나누어서 수행하였으나, 본 논문에서는 더 극심한 환경조건인 Survival 조건을 대표하여 이에 대한 피로수명 분석 결과만 제시하였다. Survival 조건의 인증시험수준에 부합하는 온도범위 $-40^{\circ}\text{C} \sim 65^{\circ}\text{C}$, 열 체류시간 (Dwell Time) 2시간의 온도조건에서 총 28주기를 반복하는 열주기 환경을 모사하여 피로수명 분석결과를 Fig. 14에 나타내었다. 열주기 해석 수행결과 U35는 28주기 동안 약 0.06%의 고장률을 보이고 있으며, 강성측면에서 구조상 열탄성적으로 취약한 CGA 특성으로 동일한 온도조건임에도 불구하고 Gull Wing Lead-type인 U45보다 조금 더 높은 고장률을 보이고 있다. 아울러, U45와 RLY16~18, 21~23은 0%에 근사한 고장률을 보이고 있다.

III. 결 론

우주용 전자제품의 경우 위성의 궤도운영동안 다양한 물리적 환경으로부터 노출되며, 전자제품의 임무수행을 위해 상기 환경으로부터 생존하는 설계가 요구되어진다. 또한 최근 다양한 실장형태의 고집적 소자가 적용됨에 따라 상기 환경에서의 고신뢰성 확보를 위해 인증제작 전 잠재적 위험요소에 대한 조기진단으로 개발기간 및 비용 절감이 가능한 설계절차 구축이 요구된다.

본 논문에서는 고신뢰도 전자제품 설계기법 구축을 위해 DfR Solution사의 Sherlock을 이용하여 차세대 중형위성 탑재 전자제품인 CCB에 대해 인증시험수준에서의 고장메커니즘 별 수명예측 및 신뢰성 평가를 수행하였다. Sherlock은 고장물리를 기반으로 누적되는 피로에 대해 고장메커니즘 별 수명예측을 수행하는 신뢰성 수명예측 도구로, 실제 장기간 운용환경 모사 및 대변으로 고장 위험을 초기에 인지 및 대응이 가능한 장점을 가진다. 또한, 상기 도구는 기관의 설계파일과 소프트웨어 자체에 내장된 소자 제원정보를 이용함에 따라 신속하게 실제와 유사한 분석모델 구축이 가능하여, 유한요소모델링 소요시간을 단축하여 가능한 장점이 있을 것으로 판단된다.

Sherlock을 이용한 신뢰성 분석을 위해, CCB 내 각 모듈 (CM, RM)의 관심소자를 선정하여

전술한 물리적 환경에 대한 피로수명을 수행한 결과, 랜덤진동환경에 대해 U45와 RLY16~18, 21~22가 각각 12%, 100%의 고장률을 보였으며, 충격환경의 경우는 모든 관심소자가 0%에 근사한 고장률을 보였다. 추가적으로, RM의 신뢰성 개선을 위하여 관심소자 인근에 체결부를 추가하여 랜덤진동환경에 대한 수명분석 재 수행하였으며, 체결부의 추가로 구조건전성이 확보되어 모든 소자에 대해 0%의 고장률의 결과가 도출되었다. 아울러, 열주기 환경의 경우, U35가 0.06%의 고장률을 보였으며, 나머지 관심소자는 0%의 근사한 고장률을 보였다.

References

- 1) J. Wijker "Spacecraft Structures" Springer, 2007, 3rd edition
- 2) Kim, H. B. and Seo, H. S., "Design Consideration and Verification on Random Vibration of Satellite Electronic Equipment While Launching", Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 10, No. 6, 2000, pp. 971~976.
- 3) Oh, J. U., Kang, W. H., Lee, H. J., Ahn, Y. C., Lee, J. Y. and Shin, S. W., "Thermal Fatigue Life Prediction for Surface Mount Solder Joint using the Energy Partitioning Approach", *Proceedings of the KSAE Annual Spring Conference*, 2006, pp. 1068~1079.
- 4) Dave S. Steinberg, "Vibration Analysis for Electronic Equipment" Wiley-Interscience Publication, 2000, 3rd edition.
- 5) Jeong, S. Y., Oh, H. U., Lee, K. J. and Kim B. S., "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, 2011, pp. 952~958.
- 6) Jung, I. H., Park, T. W., Han, S. W., Seo, J. H. and Kim, S. H., "Structural Vibration Analysis of Electronic Equipment for Satellite under Launch Environments", *Journal of The Korean Society of Precision Engineering*, Vol. 21, No. 8, 2004, pp. 120~128.
- 7) Seo, H. S., "Structural Analysis of Electronic Equipment for Satellite under Launch Environments", *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, 1999, pp. 35~39.
- 8) Jeon, Y. H. and Oh, H. U., "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, 2017 pp. 1~7.
- 9) <http://www.dfrsolutions.com>
- 10) Jeon, S. H., Kwon, Y. H., Kwon, H. A., Lee, Y. G., Lim, I. Y. and Oh, H. U., "Life Prediction of Failure Mechanisms of the CubeSat Mission Board using Sherlock of Reliability and Life Prediction Tools", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 2, 2016, pp. 172~180.