creative commons

COMMONS DEED

저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:

저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.

비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.

변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 이용허락규약(Legal Code)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

Disclaimer

dCollection

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

[UCI]I804:24011-200000266385

2017년 8월

석사학위 논문

우주용 전장품의 솔더접합부 구조 신뢰성 평가를 위한 수명예측 기법에 관한 연구

조선대학교 대학원

항 공 우 주 공 학 과

박 태 용

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

우주용 전장품의 솔더접합부 구조 신뢰성 평가를 위한 수명예측 기법에 관한 연구

- A Study on Life Prediction Technique for Evaluation of Solder Joint Structural Reliability of Spaceborne Electronic Equipment -

2017년 8월 25일

조선대학교 대학원

항 공 우 주 공 학 과

박 태 용

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

우주용 전장품의 솔더접합부 구조 신뢰성 평가를 위한 수명예측 기법에 관한 연구

지도교수 오 현 웅

이 논문을 공학 석사학위 신청 논문으로 제출함.

2017년 5월

조선대학교 대학원

항 공 우 주 공 학 과

박 태 용

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

박태용의 석사학위논문을 인준함

위원장 조선대학교 교수 김 태 규 (인)

위 원 조선대학교 교수 이 창 열 (인)

위 원 조선대학교 교수 오 현 웅 (인)

2017년 5월

조선대학교 대학원

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

목 차

LIST OF FIGURES ····· vii

LIST OF TABLES ····· ix

ABSTRACT ····· x

제 1 장 서 론 ····· 1

제 2 장 종래 이론적 기반의 솔더 접합부 수명예측 ····· 8

제 1 절 PCB 시편 개요 ····· 8

제 2 절 종래 솔더 접합부 수명예측 이론 ····· 14

1. Steinberg 이론 ····· 17

2. Modified Steinberg 이론 ····· 20

3. Basquin 방정식 ····· 22

4. 응력 기반 피로-손상 방법 ····· 23

5. Universal Slope 기반 피로수명 이론 ····· 24

제 3 절 PCB 시편 구조해석 ····· 25

제 4 절 솔더 접합부 피로수명 예측 ····· 29

제 3 장 신뢰성 수명예측 도구 Sherlock을 활용한 솔더 접합부 수명예측 ····· 34

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 절 신뢰성 수명예측 도구 Sherlock ····· 34
제 2 절 분석 모델 구축 ····· 35
제 3 절 솔더 접합부 피로수명 예측 ····· 38

제 4 장 발사진동 피로수명 시험 ····· 43
제 1 절 시험 구성 ····· 43
제 2 절 수명시험 결과 ····· 51
제 3 절 솔더 접합부 SEM 단면분석 및 고찰 ····· 54

제 5 장 결 론 ····· 72
【참고문헌】 ····· 73
【연구실적】 ····· 77

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF FIGURES

Fig. 1 Example of Spaceborne Electronic Equipment[6] ·····6
Fig. 2 Failure Mechanism of Solder Joint and Lead Wire[6] ·····7
Fig. 3 PCB Specimen Layout and Component Mounting Locations ·····9
Fig. 4 Typical Flight Scenario of Launch Vehicle[18] ·····15
Fig. 5 Gaussian Probability Distribution of Random Vibration ·····16
Fig. 6 Lengths for Component Location Factor Calculation ·····19
Fig. 7 Finite Element Model of PCB Specimen ·····26
Fig. 8 Finite Element Model of Components ((a) BGA Package, (b) TSSOP) 27
Fig. 9 Natural Frequency Analysis Results of PCB ·····30
Fig. 10 RMS Stress Contour of PCB for Random Vibration along Z-axis ·····31
Fig. 11 Gerber Design File of PCB Specimen ·····36
Fig. 12 Finite Element Model of PCB Assembly Generated by Using Sherlock ·····37
Fig. 13 Natural Frequency Analysis Results of PCB using Sherlock ·····39
Fig. 14 RMS Strain Contour of PCB for Random Vibration along Z-axis ·····40
Fig. 15 Life Prediction Results using Sherlock for Random Vibration along Z-axis((a) Time Profile of Failure Probability (b) Predicted Time to Failure) ·····42
Fig. 16 Launch Vibration Life Test Set-up ·····45
Fig. 17 Close-up View of PCB Specimen Installed on Test Jig ·····46
Fig. 18 Configurations of Daisy-chain Circuit ((a) BGA Package, (b) TSSOP) ·····48
Fig. 19 X-ray Microphotograph of BGA Solder Ball Array (U5 Component) Obtained after Manufacturing PCB Specimen ·····49
Fig. 20 Optical Microphotograph of Gull-wing Lead of TSSOP (U3 Component) Obtained after Manufacturing PCB Specimen ·····50
Fig. 21 Time Profile of Daisy-chain Resistance of Each Components during

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Vibration Test ((a) PCB Specimen 1, (b) PCB Specimen 2) ·····53
Fig. 22 SEM Microphotograph of Cracked BGA Solder Joint of 2nd PCB Specimen ((a) U1 Component, (b) U4 Component, (c) U5 Component, (d) U6 Component, (e) U9 Component) ·····61
Fig. 23 SEM Microphotograph of TSSOP Solder Joint and Lead of 2nd PCB Specimen ((a) U2 Component, (b) U3 Component, (c) U7 Component, (d) U8 Component) ·····65
Fig. 24 S-N Curve of Sn-Pb37 by H. E. Boyer (ASM International)[33] ·····69
Fig. 25 S-N Curve of Sn-Pb37 by F. X. Che et al.[34] ·····70
Fig. 26 S-N Curve of Sn-Pb37 by DfR Solutions[17] ·····71

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF TABLES

Table 1 Specifications of PCB Specimen ····· 10
Table 2 Specifications of Electronic Components ····· 11
Table 3 Random Vibration Specifications ····· 12
Table 4 Material Properties applied to PCB Specimen ····· 28
Table 5 Random Vibration Analysis Results Summary ····· 32
Table 6 Life Estimation Results of Solder Joint based on Various Theoretical Prediction Techniques ····· 33
Table 7 Specifications of Vibration Shaker [24] ····· 47
Table 8 Comparison of Life Prediction using Basquin Equation and Test Results of U5 Component with Various Fatigue Constants of Sn-Pb37 Solder Alloy ····· 66
Table 9 Comparison of Difference between Tested and Predicted Fatigue Life using Various Life Prediction Techniques ····· 67
Table 10 Comparison of Fatigue Life of U5 Component between Test and Prediction using Basquin Equation with Various Fatigue Constants of Sn-Pb37 Solder Alloy ····· 68

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

ABSTRACT

A Study on Life Prediction Method for Evaluation of Solder Joint Structural Reliability of Spaceborne Electronic Equipment

by Park, Tae-Yong
Advisor : Prof. Oh, Hyun-Ung, Ph. D.
Department of Aerospace Engineering
Graduate School of Chosun University

The Spaceborne electronic equipment controls its intended functions for the spacecraft during the mission lifetime. During the launch, the on-board electronic equipment in the spacecraft experiences various mechanical loads, such as the steady-state static load due to the engine propulsion, sinusoidal and random vibration occurred by engine cut-off, noise of exhaust, and turbulent flows along the launcher. For assuring a successful mission of the satellite, the on-board electronic equipment shall be designed to survive under severe launch vibration environment. For this, a highly reliable life prediction is essential to prevent fatigue failure of electronic equipment induced by an accumulated damage on the solder joint of lead wires of component during the launch. In addition, various types of high-density packages have recently been applied to the spaceborne electronic equipment to improve the functional performance as well as its compactness. Therefore, a highly reliable design procedure is necessary through an early diagnosis of potential risks prior to the manufacturing of qualification model.

In the previous study, a Steinberg's fatigue failure theory has been

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

widely applied to assess the vibration reliability of spaceborne electronic equipment. Numerous vibration tests and finite element model based studies have indicated that the fatigue life of electronic component is mostly related to the dynamic displacements of PCB. Therefore, this theory defines when the maximum displacement of PCB is designed to be less than allowable value, the component can endure 10 and 20 million cycles for sinusoidal and random vibration, respectively. For the structural design of electronic equipment based on the Steinberg's theory, a structural safety has been evaluated through the margin of safety estimation with respect to the maximum displacement of PCB calculated from the finite element analysis and the allowable displacement calculated from the empirical formula proposed by Steinberg. In addition, a simplified finite elements consisted of rigid element and concentrated mass has been used for modeling the electronic component. However, a higher stiffness value than the actual condition can be applied due to the rigid element as the component size increases. And the accumulated stiffness as the number of mounted components increases is the main factor that causes an error in the vibration response of PCB and the MoS estimation results. In addition, the assessment technique based on the structural safety estimation has some limitation to predict the reliability of electronic equipment because accumulated fatigue damage factor under vibration is not considered. Therefore, this approach is not sufficient for further reliability and life prediction of electronic equipment.

To predict the launch vibration fatigue life of electronic equipment, several life prediction techniques based on the theoretical analysis and finite element method were proposed and validated through the actual life tests. However, most of these approaches were validated only for the particular component package type. This means that the reliability of life prediction techniques proposed in those previous studies cannot be assured if

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

the packaging type changes. Therefore, a highly reliable design technique for the life prediction of spaceborne electronic equipment is essential that can reduce the development cost and time.

This study investigates the reliable life prediction technique to estimate the structural reliability of spaceborne electronic equipment, which can overcome the technical limitations of the conventional design approaches. For this, the highly integrated spaceborne electronic PCB was selected as an example to demonstrate various fatigue life prediction techniques performed by previous research. As a part of the life prediction, a sherlock, which commercial analysis tool for an integrative life prediction of electrical equipment, was used for the life prediction of the PCB Specimen. Highly reliable life prediction of each failure mechanism resulting from the packaging structure of actual on-board electronic parts is possible by using the sherlock based on the PoF (Physics of Failure). And this has been widely used in diverse areas such as automotive, national defence, medical as well as aerospace. However, the application has not been made in domestic space research region of South Korea. In this study, the reliability estimation results of spaceborne electronic PCB using sherlock was compared with those of conventional life prediction technique. To validate the effectiveness of the conventional life prediction approaches, launch vibration life test of the manufactured PCB Specimen was performed and the fatigue life of solder joint was evaluated through the daisy-chain resistance measurement. The most effective fatigue life prediction technique was derived through the comparison between the prediction and test results of solder joint fatigue life.

Key Word : Spaceborne Electronic Equipment, Launch Vibration, Solder Joint, Fatigue Life, Finite Element Model

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 장 서 론

인공위성에 탑재되는 우주용 전장품은 임무기간 동안 탑재체 및 버스시스템의 기능을 제어하는 역할을 담당한다. 우주개발 기술발전에 따라 인공위성이 목적하는 임무 또한 점차 고도화되고 있으며, 이와 함께 개발비용 절감을 위해 가능한 위성의 중량 및 부피를 최소화하기 위한 노력이 지속되고 있다[1]. 이에 따라 위성용 전장품 또한 고속, 대용량의 데이터 처리능력을 비롯해 소형화, 경량화 등의 설계 요구조건이 점차 상향되는 추세에 있다. 이로 인해 종래 지상용으로만 적용되던 BGA(Ball Grid Array) 패키지 및 TSSOP (Thin Shrink Small Outline Package)와 같은 고집적 소자가 실제 우주임무에 적용되고 있다[2-3]. 상기의 BGA 및 TSSOP 소자는 각각 소자 바닥면에 볼 형태의 솔더 또는 갈매기 날개 형태의 리드가 배열된 표면 실장형(SMD: Surface Mount Device) 패키지로, 종래 우주용 전장품에 적용되어 왔던 DIP(Dual In-line Package) 및 PGA(Pin Grid Array) 형태 등의 전자소자에 비해 고집적밀도 구현이 가능하며 기판의 양면 활용이 가능한 장점으로 점차 고도화되는 위성임무를 위한 고성능, 소형의 전장품 개발에 보다 적합하며, 다수의 우주임무에 적용되어 왔다.

Figure 1은 일반적인 우주용 전장품의 형상을 나타내며, PCB기판이 주 하우징 구조체 내부에 장착되고 이는 덮개와 결합되어 진동을 비롯해 열주기, 방사선 등 극한의 우주환경에서 생존 가능하도록 구성된다. 우주용 전장품의 경우, Fig. 2와 같이 발사과정에서 발사체 추력에 의한 정적가속과 난기류, 추진 시 소음 등에 의한 넓은 주파수 영역의 동적가속이 조합된 진동환경에 노출되게 된다[4]. 이러한 진동환경 하에서 PCB의 반복적인 굽힘 거동에 따른 소자와의 상대변위는 솔더 접합부의 피로파괴로 이어지는 주요 메커니즘으로 작용한다. 이후 궤도 진입이 완료된 후에도 임무기간동안 인공위성은 궤도를 공전하면서 태양의 높은 열에너지와 심해 우주에 노출됨에 따른 극한의 궤도 열환경을 경험하게 된다. 이러한 환경조건 중, 발사 진동환경의 경우 열환경에 비해 지속시간은 약 수 분 내외로 짧음에도 불구하고 전장품에 장착된 기판이 수십~수백만 사이클의 피로주기가 반복됨에 따라 솔더 접합부의 파손을 유발할 수 있기에 전체 위성시스템의 임무 성공여부와 직결되는 주요 인자로 고려된다. 상기의 가혹한

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

진동환경에 노출되는 우주용 전장품의 임무 성공률 향상을 위해서는 인증 모델 제작 전, 설계 단계에서 탑재 PCB기판의 솔더 접합부에 대한 구조 신뢰성 평가를 통해 잠재적 위험요소를 설계단계에서 파악하는 것이 개발비용 및 시간 절감에 있어서 중요하다.

종래 우주용 전장품 개발을 위해서는 일반적으로 Steinberg가 제안한 전자소자의 피로파괴 이론[5]에 기초하여 발사 진동환경에서의 구조 건전성 평가를 실시하였다. 과거 다수의 진동시험 및 유한요소해석 기반의 연구에서 전자소자 솔더 접합부의 피로파괴가 소자의 실장 위치에서 발생하는 PCB 기판의 변위와 연관되어 있음이 입증되었다. 따라서 Steinberg 이론은 진동 환경에서 PCB기판의 최대 변위가 허용변위 이하로 설계될 경우, 전자소자는 정현파 진동에서 약 1천만 주기, 랜덤진동에서는 약 2천만 주기의 피로수명을 보장 가능하다고 알려져 있다. 기존의 Steinberg 이론을 이용한 우주용 전장품 구조설계 접근법의 경우, Steinberg가 제안한 경험식을 통해 산출된 허용변위 및 최대변위에 대한 구조적 안전율(MoS: Margin of Safety) 관점에서 전자소자의 설계를 평가하는 형태로 이루어져 왔다[6-9]. 또한 PCB 기판의 최대 변위응답 산출을 위해 전자소자를 w 집중질량 요소와 강체 요소를 이용하여 간소화된 유한요소 모델링 기법을 적용해왔다. 이에 대한 예시로 Jeong et al.[6]은 상기의 Steinberg 이론을 활용하여 우주용 영상 센서의 탑재 교정장치 전장박스에 대한 구조 안전성 평가를 실시하였다. 이와 동일한 접근 방법으로 Lee et al.[7]은 우주용 전장품인 RDU (Remote Driver Unit)의 구조적 안전성 평가를 실시하여 설계 유효성을 검증하였다. 또한 Oh et al.[8]은 상기의 Steinberg 이론을 이용한 큐브위성용 전장품 PCB기판의 구조 안전성 평가를 통해 발사환경에 대한 전장품 구조설계의 유효성을 해석적으로 입증하였으며, 이 밖에도 군사용 탑재 전장품 PCB기판의 구조설계 평가에도 적용된 사례가 있다[9].

그러나 상기의 Steinberg 이론에 기초한 전장품 설계 방법의 경우, 강체요소를 이용하여 PCB기판에 장착된 전자소자를 간소화하여 모델링하게 된다. 이 때문에 소자 크기 및 장착위치에 따라 적용되는 강성치가 달라지며, 실장 소자의 개수가 증가함에 따라 유한요소 해석으로부터 계산된 전자소자의 최대변위 및 MoS 결과에 오차가 발생하는 주된 요인으로 작용한다. 이를 비롯하여 Steinberg

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

의 경험식에 따른 허용변위 계산할 때 소자 실장위치가 PCB 경계에 근접할수록 과도한 허용변위가 산출되며, 전장품 솔더 접합부의 피로인자가 명확하게 정의되지 않아 피로파괴까지의 정확한 시간을 알 수 없어 전장품 제작 후 시험평가 및 실제 임무에 이르는 전장품의 생애주기 동안의 잔여 수명을 알 수 없는 한계점이 존재하게 된다. 우주개발 기술발전에 따라 점차 복잡화, 다양화되는 인공위성을 비롯한 우주 비행체의 임무 성공률을 보장함과 동시에 다수의 개발모델 제작에 따른 개발비용 및 기간 절감을 위해서는 기존 설계방법과 같은 단순한 MoS 계산을 통한 구조적 안전성 평가만이 아닌 솔더 접합부에 대한 피로수명 예측기법을 통한 잔여 임무수명을 파악하는 것이 요구되며, 이에 따라 다양한 소자 실장기법이 적용된 우주용 전장품에 대한 고 신뢰도의 통합적 수명예측 기법에 기초한 설계절차 구축의 필요성이 점자 증대되고 있다.

이와 관련하여 종래 전장품 솔더 접합부의 기계적 신뢰성에 관한 연구의 경우, 실제 소자 실장구조를 반영하여 구축된 상세 유한요소모델을 토대로 이론적 해석을 통해 고장 메커니즘 및 주어진 하중조건 하에서의 잔여 수명을 예측하고, 실험을 통해 수명예측 기법의 정확도를 검증하는 접근 방법이 폭넓게 적용되고 있다[10-16]. 이에 대한 대표적인 예시로, Yu et al.[10]은 SAC305 (Sn96.5-Ag-3.0-Cu0.5) 무연 솔더가 적용된 BGA 패키지를 대상으로 랜덤진동 시험 및 Modified Miner 이론에 기초한 솔더 접합부의 피로수명 분석을 실시하고, 예측결과와 시험 상호간 결과의 유사성을 입증하였다. Wong et al.[11]은 랜덤진동 환경에서 BGA 패키지의 피로수명 예측을 위해 솔더 접합부의 Von-mises 변형률을 주요 피로인자로 고려하여 수명예측이 가능한 Universal Fatigue Life Cycle Curve를 이용하여 랜덤진동 응답 레벨에 따른 피로주기를 계산하고, Steinberg의 3-band 방법과 Miner Rule를 적용한 수명 예측기법을 제안하고 이에 대한 유효성을 해석적으로 입증하였다. 또한 Cinar et al.[12]은 정현파 진동 하에서 상용 DRAM (Dynamic Random Access Memory)에 실장된 BGA 패키지의 솔더 접합부 고주기 피로수명 예측을 위해 Basquin 방정식을 적용하였으며, 상기 방정식에 적용을 위해 기 수행 연구에서 개발된 피로상수 중, 진동시험 결과와 가장 부합하는 적용 값을 제시하였다. 또한 Thakur et al.[13]은 우주 발사체용 전장품의 잔여 임무수명 예측을 목적으로 GP-250 릴레이 소자에 대해

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Steinberg 이론 및 Miner Rule을 기반으로 PCB 변위 관점에서 솔더 접합부 피로수명 분석을 실시하였다. Mathew et al.[14]은 우주 발사체용 고체 연료 로켓 부스터의 탑재 전장품에 전달되는 실제 비행 가속도 데이터로부터 조정된 가속도 프로파일을 입력으로 고려하고, 상기 랜덤진동 입력에 대한 응력을 예측하고 Basquin 방정식을 이용하여 다이오드를 비롯한 전장품 적용 소자의 잔여 임무수명을 분석하였다. Li et al.[15]은 랜덤진동 환경 하에서 BGA와 QFP (Quad Flat Package) 소자에 대해 Global-local 유한요소 모델링 기법을 적용하여 솔더 접합부 및 리드선에 유발되는 Von-mises 등가 응력을 토대로 Miner Rule과 Modified S-N (Stress-Life Cycle) 피로선도를 이용한 수명예측 기법을 제안하였다. Han et al.[16]은 Daisy-chain 회로가 구성된 BGA 패키지가 실장된 PCB기판의 랜덤 진동시험을 실시하여 실시간 저항 측정을 통해 피로파괴에 대한 전조현상으로 나타나는 저항 거동 패턴이 존재함을 규명하고, 상기의 거동특성으로부터 BGA패키지 솔더 접합부의 피로수명 예측 모델을 제안하였다. 그러나 상기 선행연구들의 경우, 대부분 특정한 소자 실장기법에 국한되며 각각의 예측 결과에 차이가 존재하는 등 수명예측에 있어 신뢰도 있는 설계기준 제시가 미비하다. 따라서 실제임무에 적용되는 다양한 실장구조를 갖는 고집적화 기판의 수명예측에 기존에 제시된 유한요소법에 기초한 분석을 수행하기에는 한계가 존재하는 등 고신뢰도 수명예측 기법 구축이 요구된다.

본 연구에서는 우주용 전장품 솔더 접합부의 구조 신뢰성에 있어서 상술한 종래 연구의 한계점을 극복하고 신뢰도 있는 수명예측 기법을 제시하고자 하는 목적으로 우주용 전장품의 대표적인 예시인 PCB기판 시편을 선정하고, 유한요소해석을 통해 발사 진동환경 중 솔더의 피로파괴에 있어서 주요 인자로 작용하는 랜덤진동에 대한 구조해석을 통해 PCB기판의 변위, 응력 및 변형률 등의 응답을 도출하였다. 이를 종래 선행연구에서 제시된 다양한 수명예측 기법에 적용하여 전장품 PCB의 피로수명 분석을 실시하였다. 또한 상기 수명분석의 일환으로, 현재 자동차, 국방 등 다양한 분야에서 전장품에 대한 통합적 수명예측에 폭넓게 사용되고 있는 상용 해석 도구인 Sherlock[17]을 활용한 전장품 피로수명을 예측하였다. Sherlock의 경우, 고장물리(PoF: Physics of Failure)에 기초하여 실제 탑재 전자부품의 실장구조에 기인한 고장 메커니즘 별 고신뢰도 수명예측 및

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

다양한 기술적 분석이 가능할 것으로 판단되나 국내 우주분야 적용사례가 전무하다. 본 연구에서는 상기의 Sherlock을 활용하여 PCB기판의 수명예측을 실시하고, 이를 종래 이론적 기반에서의 예측결과와의 상관관계를 분석하였다. 상기의 다양한 피로수명 예측기법을 이용한 전장품 솔더접합부 수명 예측결과의 타당성 검토를 위해 PCB 시편을 제작하고 발사진동 수명시험을 실시하였으며, Daisy-chain 저항 측정법을 통해 PCB 시편에 실장된 소자 별 피로파괴 시점을 확인하였다. 또한 상기의 수명시험 결과 검증을 위해 각 전자소자의 솔더접합부에 대한 전자주사현미경 (SEM: Scanning Electron Microscope) 단면 분석을 통해 균열진전 및 최종 파손여부를 확인하였다. 최종적으로 상기의 시험분석 결과와 수명예측 결과간의 비교분석을 통해 솔더접합부의 피로수명을 대변함에 있어서 가장 타당성 있는 수명예측 기법을 도출하였다.

본 논문의 구성으로 1장에서는 우주용 전장품의 솔더 접합부 구조 신뢰성 예측기법의 연구 제안 배경을 설명하였다.

제 2장에서는 대표적인 예시로 선정된 우주용 전장품 PCB기판의 구성 및 제원 정보를 서술하였다. 또한 종래 연구에서 실시된 유한요소모델 기반의 다양한 이론적 기반에서의 솔더 접합부 피로수명 예측을 실시한 결과를 정리하였다.

제 3장에서는 기존 이론적 기반에서의 분석결과와의 비교를 목적으로 Sherlock을 활용하여 솔더접합부의 피로수명 예측을 수행한 결과를 정리하였다.

제 4장에서는 상기 분석결과의 유효성 검증을 위해 PCB시편을 제작하고 Daisy-chain 저항에 기초한 발사진동 수명시험 및 솔더접합부의 SEM 단면 분석 결과에 관하여 서술하였으며, 상기의 결과로부터 기존 적용 이론 중 가장 시험 결과에 부합하는 솔더 접합부 피로수명 예측기법을 제시하였다.

제 5장에서는 결론, 참고문헌 및 연구실적을 정리하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

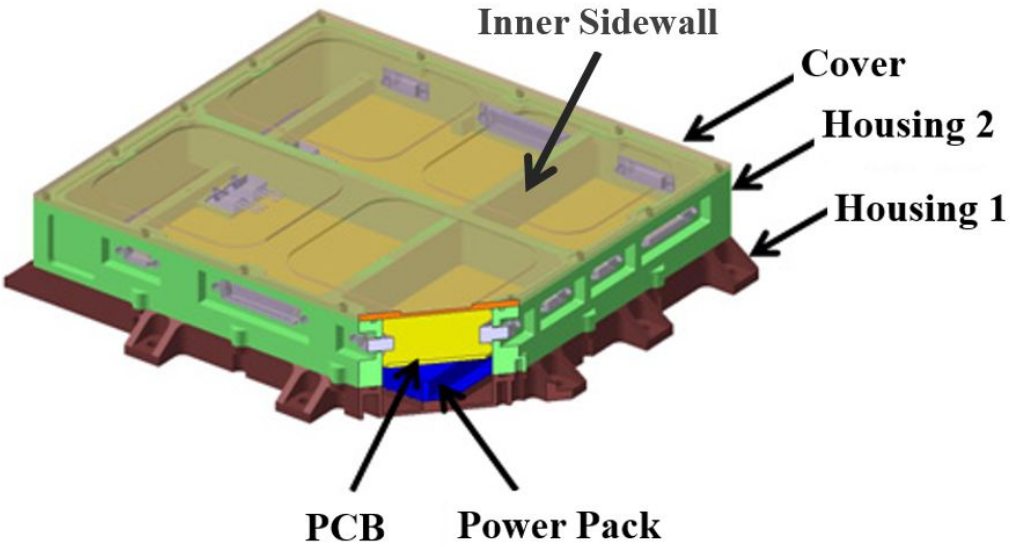


Fig. 1 Example of Spaceborne Electronic Equipment[6]

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

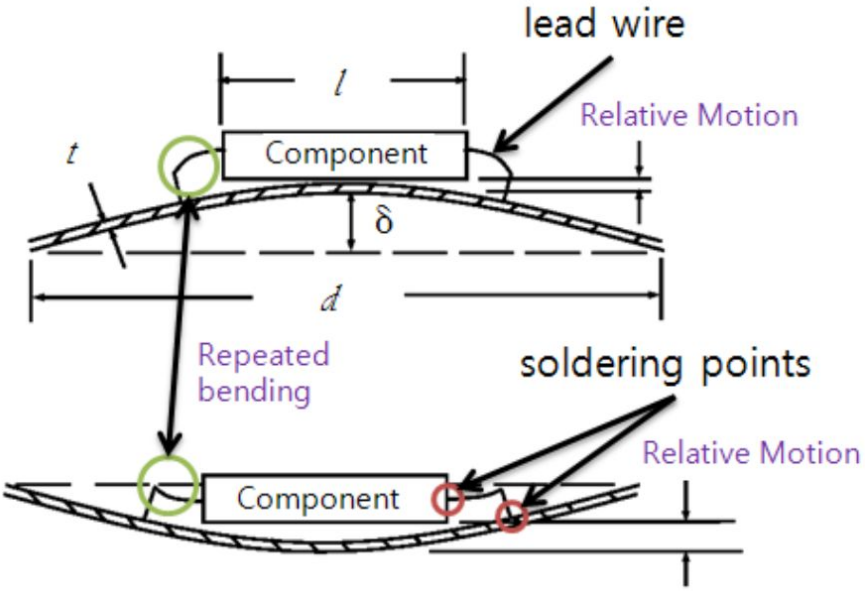


Fig. 2 Failure Mechanism of Solder Joint and Lead Wire[6]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 장 종래 이론적 기반의 솔더 접합부 수명예측

제 1 절 PCB 시편 개요

Figure 3은 본 연구에서 우주용 전장품 솔더 접합부의 구조 신뢰성 분석을 위하여 선정된 PCB 시편의 레이아웃 정보를 나타내며, Table 1에 기판의 주요 제원정보를 나타내었다. PCB기판은 FR-4 소재의 기판으로 사이즈는 121mm × 107.3mm × 1.65 mm 및 약 65.6g의 무게를 지니며, 경계 조건은 총 10군데의 M3 볼트 체결부로 구성된다. Table 2는 상기 PCB에 실장된 전자소자의 제원정보를 나타내며, 324-Pin PBGA (Plastic Ball Grid Array) 패키지 5개(U1, U4, U5, U6, U9)와 48-Pin TSSOP (Thin Shrink Small Outline Package) 4개(U2, U3, U7, U8)를 적용하게 된다. 상기 선정된 두 종류의 소자는 우주용 전장품 PCB에 주로 적용되는 소자 형태 중 비교적 크기가 크며, 다수의 솔더 접합부 및 리드선이 PCB기판의 표면상에 실장되기 때문에 종래 DIP (Dual In-line Package) 및 PGA (Pin Grid Array) 등과 같이 PCB기판을 관통하여 실장되는 형태에 비해 발사환경에 대한 신뢰성 측면에서 취약할 수 있는 대표적인 실장형태이다. 또한 기존 우주개발 사업에서의 유연 솔더인 Sn-Pb37을 적용하여 각각의 소자를 기판에 실장하였다.

Table 3은 본 연구에서 선정된 PCB기판에 적용하고자 하는 랜덤진동 시험규격을 주파수 별 PSD 값으로 나타낸 것이다. 상기 진동 규격은 우주용 전장품의 검증을 위한 일반적인 인증 수준의 시험규격 중 하나이며, 이를 PCB기판의 피로수명 분석 및 시험에 적용하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

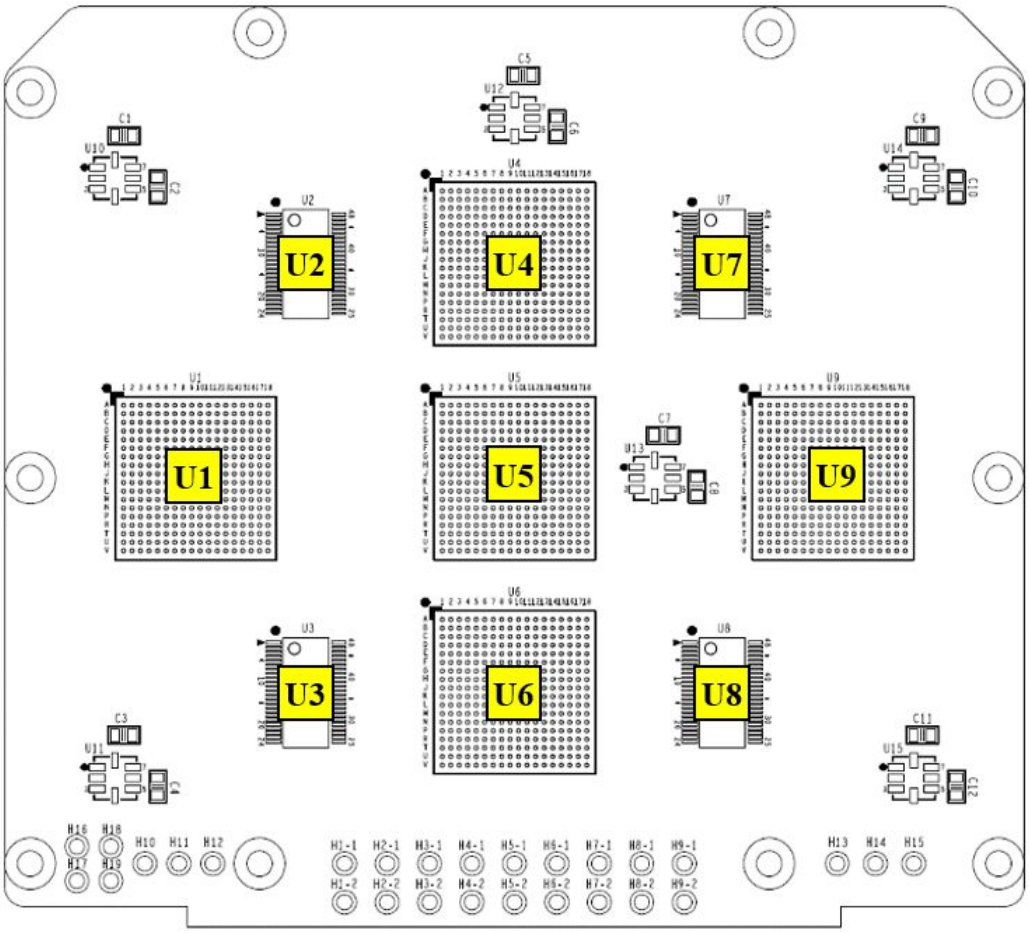


Fig. 3 PCB Specimen Layout and Component Mounting Locations

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

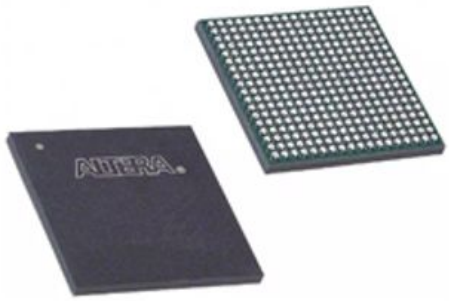
Table 1 Specifications of PCB Specimen

Parameter	Properties
Dimensions (mm)	121 × 108 × 1.65
Weight (g)	- 51.44 (PCB) - 14.13 (Total Components)
Material	- FR-4 (Laminate Layer) - Copper (Signal Layer)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 2 Specifications of Electronic Components

Component No.	Configuration	Properties
U1, U4, U5, U6, U9		Package Type: BGA Pin Count: 324 Mount: SMT Size [mm]: 19×19×2.2 Weight [g]: 1.4 Solder Material: Sn-Pb37
U2, U3, U7, U8		Package Type: TSSOP Pin Count: 48 Mount: SMT Size [mm]: 12.5×6.1×1.2 Weight [g]: 0.283 Lead Material: Copper Solder Material: Sn-Pb37

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 3 Random Vibration Specifications

Frequency [Hz]	PSD [g^2/Hz]	RMS Acceleration [Grms]
20~60	+3dB/oct	20
60~1,000	0.273	
1,000~2,000	-6dB/oct	

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 종래 솔더 접합부 수명예측 이론

Figure 4는 일반적인 우주 발사체의 임무 과정을 나타낸 것이다. 우주 발사체의 이륙 시부터 목표궤도에 진입하는 동안 로켓의 단 분리, 엔진연소 종료, 페어링 분리 및 최종적인 탑재 인공위성의 분리 등 일련의 과정을 거치는 동안 발사체 내부에 탑재된 인공위성은 다양한 동적 환경을 경험하게 된다. 발사체의 정적 가속을 비롯하여 비행 중 발생하는 MECO(Main Engine Cut-Off) 등에 기인한 100Hz 이하의 정현파 진동, 비행 중 공력소음 및 음향하중이 위성 구조체를 가진하여 나타나는 랜덤진동, 그리고 단 분리 및 위성 분리 시 폭발식 파이로(Pyro) 구속장치 작동에 의한 충격 등이 이러한 발사환경에 해당한다. 위성 전장품의 구조설계에 있어, 일반적으로 최소 강성 요구조건을 만족하면 정현파 진동에 대해서는 가진 주파수 범위를 상회하게 되기 때문에 의미가 없어지므로 설계 시에는 주로 상기의 정적 가속과 정현파 진동이 조합된 준정적하중 및 랜덤진동, 충격을 고려하게 된다. 이 중, 발사체 추진 및 공력 소음 등에 의한 음향 진동에 의해 발생하는 랜덤진동은 전장품 내에 위치한 PCB기판을 가진하며 반복적인 굽힘 거동을 유발하게 된다. 상기 랜덤진동의 지속시간은 보통 2~4분으로 궤도 열환경에 의한 피로 사이클에 비해 극히 짧은 시간임에도 불구하고 PCB기판에 수만~수백만 사이클의 굽힘 거동을 발생시키기 때문에 기판과 전자소자의 연결을 담당하는 솔더 접합부의 피로파괴에 있어서 주요 원인으로 작용하며, 전장품 설계 시 필수적으로 고려되어야 한다. 랜덤진동에서의 솔더 접합부 피로수명은 고주기 피로(HCF: High Cycle Fatigue) 수명예측 이론인 Miner Rule을 적용하여 산출한다[18]. 상기 이론은 재료의 선형 탄성조건에서 하중이 인가되는 순서에 상관없이 매 사이클마다 피로가 선형적으로 축적된다는 가정 하에 식 (1)과 같이 구성된다.

$$R_n = \sum_{i=1}^{n} \frac{n_i}{N_i} \tag{1}$$

여기서, 누적손상지수인 R_n=1에 도달 시 피로파괴가 발생한 것으로 간주하며, 실제 진동환경에서 발생한 피로주기 n_i와 피로파괴에 요구되는 주기 N_i의 비율을 누적하여 상기의 R_n을 산출하게 된다. 랜덤진동의 경우, 미래의 가진 레벨을 예측할 수 없는 비결정성 진동이므로 피로수명 예측에 있어서 확률분포 측면에서의 접근방법이 요구된다. 따라서 본 연구에서는 Fig. 5의 가우시안(Gaussian) 확률분포에 기초한 3 Band 기

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

법을 이용하였다[5]. 이는 랜덤진동에서 평균제곱근(RMS: Root Mean Square) 가속도 응답인 G_{rms}에 대해 시간이력에서 전체 랜덤진동 시간동안 발생 가능한 1, 2, 3 Sigma 레벨 가속도 각각에 대한 통계적 발생확률인 68.3%, 27.1%, 4.33%를 Miner Rule에 반영하였으며, 피로수명을 산출하기 위해 식 (2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$R_n = f_n T\,(0.683/N_{1\sigma} + 0.271/N_{2\sigma} + 0.043/N_{3\sigma}) \tag{2}$$

여기서, T는 R_n=1에 도달하여 솔더접합부의 파손이 발생하는 시점까지의 피로수명을 의미하며, f_n은 PCB기판의 고유진동수를 의미한다. 또한 $N_{1\sigma}$, $N_{2\sigma}$, $N_{3\sigma}$는 각각 상기의 1, 2, 3 Sigma 레벨 가속도에 따른 피로파괴까지의 주기(Cycles to Failure)이며, 이를 계산하기 위해 선행연구에서 제안된 다양한 수명예측 기법을 적용하여 피로수명을 산출하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

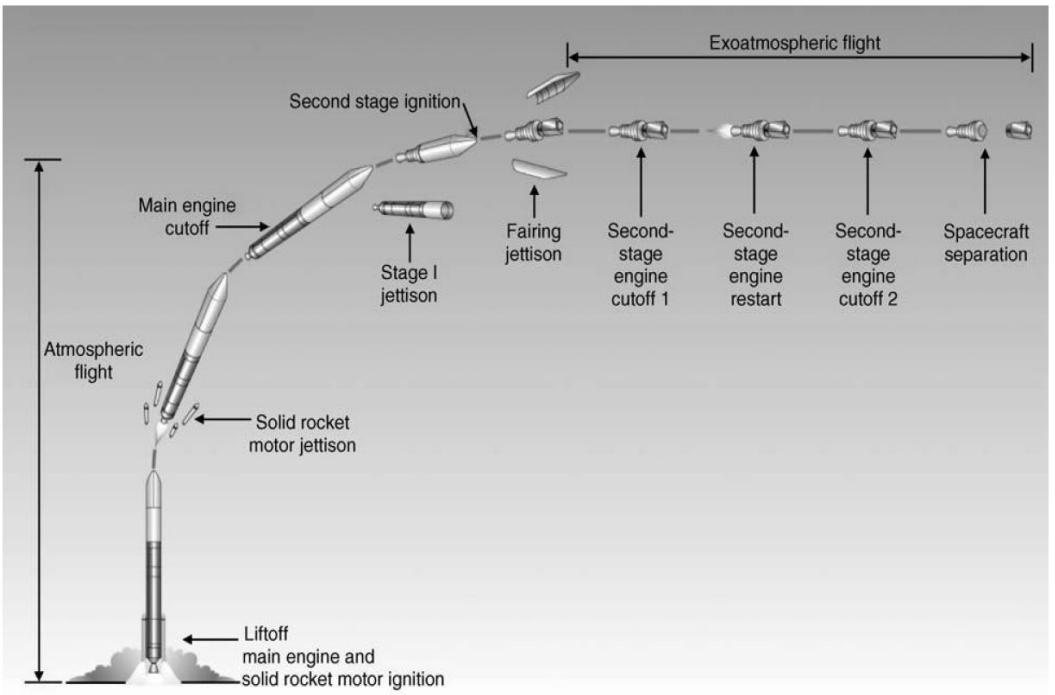


Fig. 4 Typical Flight Scenario of Launch Vehicle [18]

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

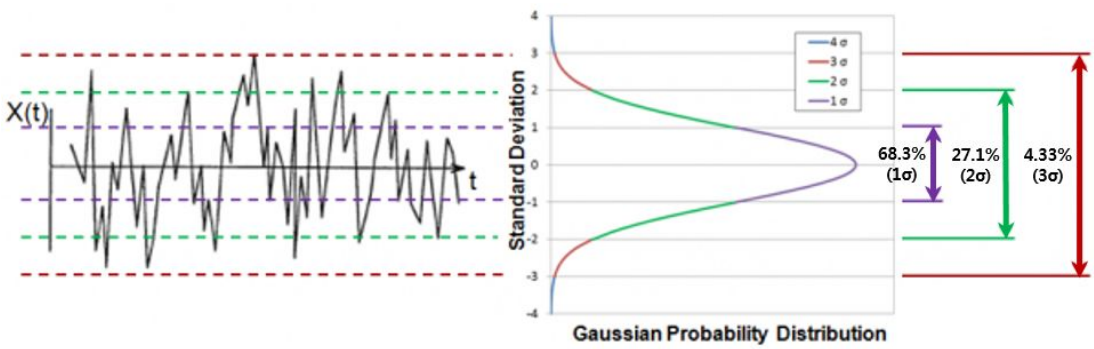


Fig. 5 Gaussian Probability Distribution of Random Vibration

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

1. Steinberg 이론

종래 우주용 전장품의 구조설계는 Steinberg의 피로파괴 이론[5]을 바탕으로 진동 환경에서의 전자소자의 피로파괴에 대한 구조적 안전성을 평가하는 방식으로 이루어졌다. 상기 이론은 과거 수많은 진동 시험 및 해석을 통해 진동에 의한 PCB 기판의 변위와 전자소자의 피로수명 간의 연관성으로부터 도출된 경험식인 식 (3)로부터 계산된 허용 변위인 δ_{allow} 이하로 설계될 경우, 전자 소자는 약 1천만 주기의 정현파 진동 및 약 2천만 주기의 랜덤진동 동안의 피로수명을 보장하게 된다. 여기서, d는 소자와 평행한 PCB 모서리의 길이, C는 소자 실장 형태별 상수, t는 PCB의 두께, r은 PCB 상에 장착된 소자의 위치계수, 그리고 l은 소자의 길이를 나타낸다. 여기서 r은 식 (4)를 이용하여 Fig. 6의 길이 x, y, X, Y로부터 계산되며, 계산된 r값이 1에 가까울수록 전자소자는 진동에 따른 변위가 가장 극심한 PCB기판의 중앙에 위치하게 되기 때문에 δ_{allow}값이 감소하게 된다.

$$\delta_{allow} = \frac{0.028\,d}{C\,t\,r\,l^{0.5}}\,(\text{for } Sine/Random) \tag{3}$$

$$r = \sin\left(\frac{x}{X}\right) \times \sin\left(\frac{y}{Y}\right) \tag{4}$$

또한 진동에 의해 발생하는 RMS 변위인 δ_{rms}은 식 (5)를 이용하여 계산하게 되며, 유한요소모델 기반의 구조해석 결과로부터 계산된 고유진동수 및 전자소자의 RMS 가속도 응답으로부터 δ_{rms}를 계산하고, 상기의 가우시간 확률분포에 따른 Sigma 레벨 별 변위를 도출하게 된다.

$$\delta_{\mathrm{rms}} = \frac{\ddot{x}_{\mathrm{rms}}}{\omega_n^2} = \frac{\ddot{x}_{\mathrm{rms}}}{(2\,\pi\,f_n)^2} \tag{5}$$

여기서, f_n은 PCB기판의 고유진동수, 그리고 $\ddot{x}_{\mathrm{max}}$는 최대 가속도 응답을 의미한다.

상기 식 (3)과 (4)를 통해 각각 계산된 PCB기판의 허용 및 Sigma 레벨 별 변위를 토대로 피로-손상 방법 기반의 식 (6)을 이용하여 솔더접합부의 피로수명을 산출하게

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

된다.

$$N_{x\sigma} = N_c \left(\frac{\delta_{allow}}{\delta_{x\sigma}} \right)^b \tag{6}$$

여기서, N_c는 PCB기판의 허용변위에 해당하는 임계 피로주기를 의미하며, Steinberg가 제안한 랜덤진동에 대한 적용 값인 2천만 주기를 적용하였다. b는 진동에 대한 Stress-Life Cycle (S-N) 선도의 기울기로부터 도출되는 솔더 및 리드 재료의 피로지수를 의미하며, 본 연구에서는 Sn-Pb37 솔더에 대해 4의 값을 적용하였다[5].

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

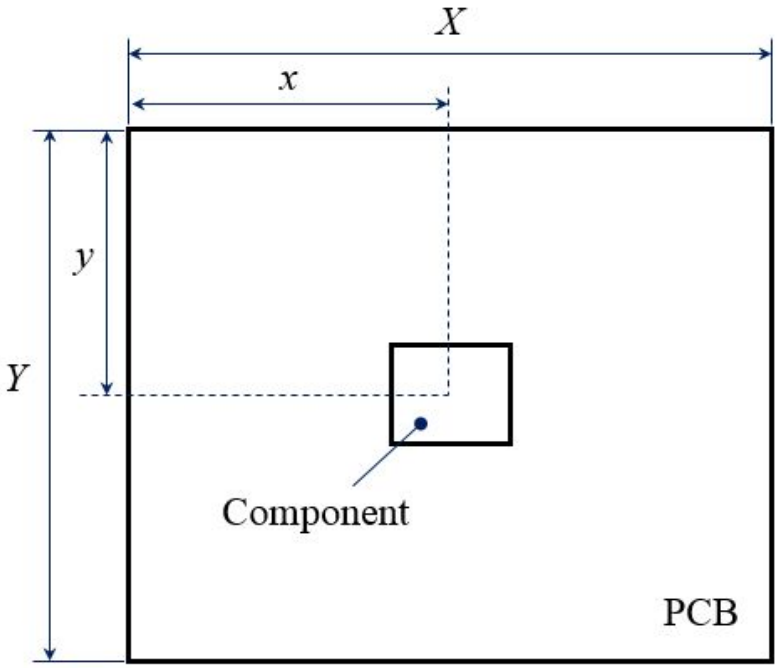


Fig. 6 Lengths for Component Location Factor Calculation

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2. Modified Steinberg 이론

종래 우주용 전장품 설계에 적용되어 왔던 Steinberg 이론의 경우, 총 4 방향의 모서리가 단순지지 경계조건을 갖는 직사각형의 PCB기판이라는 가정조건 하에 기판의 동적 거동을 설명한다. 따라서 진동 환경에서 굽힘 거동에 따른 PCB기판의 형상은 이상적인 반 정현파 형태이며, PCB 중심부에서 최대 변위가 발생하는 단순한 모드 형상을 갖는다는 전제조건을 토대로 허용변위를 산출하는 식 (3)을 정의하였다. 이 때문에 상기 Steinberg 이론은 비대칭의 경계조건으로 인해 복잡한 모드 형상을 갖는 PCB기판의 곡률과 변곡점을 설명하기에 다소 제한조건이 존재한다. 또한 PCB상에서 소자의 위치 상수인 r은 소자 중심점을 기준으로 계산되므로 전자소자의 사이즈가 증가하거나, 소자가 PCB기판의 중심으로부터 멀어진 위치에 배치될수록 상기의 r값이 기하급수적으로 증가하여 과도한 허용변위가 산출되는 단점이 존재한다.

따라서 기존 Steinberg 이론의 이론적 한계점을 극복하기 위해 최대 주 PCB 변형률의 관점에서 피로수명을 예측하는 Modified Steinberg 이론이 제안되었다[20]. 상기 이론은 Steinberg가 제안한 식 (3)에서 계산 오차를 야기하는 주된 인자인 r과 d를 제거하고 허용변위를 PCB기판의 임계 주 변형률인 ϵ_c로 대체하여 식 (7)과 같이 계산한다.

$$\epsilon_c = \frac{\xi}{c\sqrt{l}} \tag{7}$$

여기서, ξ는 PCB기판의 허용 주 변형률을 의미하며, 식 (8)과 같이 계산할 수 있다.

$$\epsilon_{max\ principal} = \frac{\epsilon_x + \epsilon_y}{2} + \sqrt{\left(\frac{\epsilon_x - \epsilon_y}{2}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{xy}}{2}\right)^2} \tag{8}$$

여기서, C와 l은 전자소자의 실장형태 별 상수 및 전자소자의 길이로 식 (3)에서 사용 된 것과 동일한 상수이다. 상기의 ξ는 IPC-9704A[21]에 기술된 식 (9)를 이용하여 계산 가능하다.

$$\xi = \sqrt{\frac{2.35}{t}}\,(1900 - 300\log(\dot{\epsilon})) \tag{9}$$

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

여기서, t는 PCB기판의 두께, $\dot{\epsilon}$는 변형 속도를 의미한다. 상기 $\dot{\epsilon}$의 경우, 랜덤진동 환경에서의 정확한 값을 알기 어렵기 때문에 IPC-9704A에서 제시한 변형속도에 따른 Bare PCB기판의 허용 주 변형률 선도에서 가장 보수적인 값에 해당하는 50,000 Micro-strain/sec를 적용하였다.

상기 식 (7)을 이용해 계산된 임계 PCB 주 변형률을 토대로 식 (6)과 같은 피로-손상 방법 기반의 식 (10)을 이용하여 각 Sigma 레벨 별 피로주기 $N_{x\sigma}$를 계산한다.

$$N_{x\sigma} = N_c \left(\frac{\epsilon_c}{\epsilon_{x\sigma}} \right)^b \tag{10}$$

여기서, $N_{x\sigma}$는 랜덤진동에 의한 솔더 접합부의 Sigma 레벨 별 피로주기, $\epsilon_{x\sigma}$는 PCB에서 발생하는 Sigma 레벨 별 주 변형률을 의미한다.

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

3. Basquin 방정식

Basquin 방정식[10]은 진동과 같은 고 사이클 피로에 대해 도출된 S-N 피로선도를 기반으로 솔더접합부에 유발되는 Von-mises 등가 응력을 주요 피로인자로 고려하여 피로수명을 예측하는 이론이다. 상기의 Basquin 방정식은 기본적으로 식 (11)과 같이 구성된다.

$$\sigma_{x\sigma} = \sigma'_f \left(N_{x\sigma}\right)^b \tag{11}$$

상기의 식 (11)을 피로 사이클인 N_f에 대해 정리하면 식 (12)와 같다.

$$N_{x\sigma} = \left(\frac{\sigma_{x\sigma}}{\sigma'_f}\right)^b \tag{12}$$

여기서, $\sigma_{x\sigma}$는 랜덤진동에 의해 솔더에 발생하는 Sigma 레벨 별 Von-mises 등가 응력을 의미하며, 식 (13)과 같이 계산하게 된다. σ'_f는 솔더의 피로강도 계수, b는 솔더의 피로강도 지수를 의미하며, Yu et al.의 연구[10]에서 Sn-Pb37 솔더에 대해 적용한 값을 참고하였다.

$$\sigma_{von-mises} = \frac{1}{\sqrt{2}}\sqrt{(\sigma_x-\sigma_y)^2+(\sigma_y-\sigma_z)^2+(\sigma_z-\sigma_x)^2+6\left(\tau_{xy}^2+\tau_{yz}^2+\tau_{zx}^2\right)} \tag{13}$$

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

4. 응력 기반 피로-손상 방법

Steinberg은 S-N 선도 기반의 피로-손상 방법을 이용한 솔더 접합부 수명 예측기법[5]를 제시하였으며, 식 (14)를 토대로 피로수명을 산출한다. 이는 전술한 Steinberg 이론에서의 식 (6)과 유사하나, 주요 인자로 PCB기판의 변위가 아닌 솔더의 응력에 기초하여 계산하기 때문에 산출된 피로수명에 있어서 차이가 존재할 수 있다.

$$N_{x\sigma} = N_{Ref}\left(\frac{\sigma_{Ref}}{\sigma_{\max}}\right)^{b} \tag{14}$$

여기서, $N_{x\sigma}$는 솔더 접합부의 피로주기, N_{Ref}는 S-N 선도 상의 임의의 기준응력인 σ_{Ref}에 대한 피로주기를 의미한다. 본 연구에서는 Steinberg가 제시한 Sn-Pb37 솔더의 S-N 선도[5]로부터 기준응력 σ_{Ref}는 44.8MPa, 그리고 이때의 N_{Ref}는 1,000주기로 고려하였다. $\sigma_{x\sigma}$는 솔더에 발생하는 Sigma 레벨 별 응력이며, b는 솔더의 피로지수를 의미하며 타 수명 예측기법 적용 시와 동일하게 4를 적용하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

5. Universal Slope 기반 피로수명 이론

진동환경 하에서의 솔더 접합부 피로수명 예측을 위해 Wong et al.[11]은 Manson이 제시한 고주기 피로시험 결과 기반의 Universal Slope[22]로부터 도출된 경험식을 이용하여 솔더 접합부 수명예측 기법을 제안하였다. 상기의 경험식은 식 (15)와 같이 나타내며, 피로파괴 인자로 솔더 접합부의 Von-mises 등가 변형률을 고려하여 피로수명을 계산하게 된다.

$$\epsilon_{x\sigma} = \frac{3.5S_u}{2E} N_{x\sigma}^{-0.12} \tag{15}$$

여기서, $\epsilon_{x\sigma}$는 솔더 접합부의 Sigma 응답 레벨 별 Von-mises 등가 변형률을 의미하며, 식 (16)과 같이 계산된다.

$$\epsilon_{von-mises} = \frac{\sqrt{2}}{3}\sqrt{(\epsilon_x-\epsilon_y)^2+(\epsilon_y-\epsilon_z)^2+(\epsilon_z-\epsilon_x)^2+\frac{3}{2}\left(\gamma_{xy}^2+\gamma^{2_{yz}}+\gamma^{2_{zx}}\right)} \tag{16}$$

그리고 $\Delta\epsilon$는 발생 변형률의 전체 범위, S_u는 솔더의 궁극하중, 그리고 E는 탄성계수를 의미한다. Sn-Pb37 솔더 물성치에 따라 S_u는 67MPa과 E는 29,379MPa을 대입하여 상기의 식을 계산하면 식 (17)과 같이 간단한 형태로 정리되며, 이 식에 랜덤진동에서의 Sigma 레벨 별 변형률을 적용하여 $N_{x\sigma}$을 계산하게 된다.

$$\epsilon_{x\sigma} = 0.00411 N_{x\sigma}^{-0.12} \tag{17}$$

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 PCB 시편 구조해석

본 연구에서 목적하는 우주용 전장품 솔더 접합부의 구조 신뢰성 예측기법 구축을 위해 선정된 PCB 시편을 대상으로 상용 유한요소해석 도구인 MSC Patran/Nastran을 이용한 구조해석을 실시하였다. Figs. 6과 7은 구축된 PCB 시편의 유한요소모델을 나타내며, PCB기판 상에 실장된 전자소자의 기하학적 형상을 그대로 반영하기 위해 3D Solid 요소를 이용하여 상세 모델링되었다. 또한 PCB기판의 총 10군데 Hole 체결부에 대해서는 PCB의 Top과 Bottom 양쪽의 Hole 경계면에 위치한 절점들과 중앙의 한 절점을 강체 요소인 RBE2로 연결하고 상기의 중앙 절점에 대해 3자유도 구속조건(Tx=Ty=Tz=0)을 부여하는 방식으로 모델링 되었다. 구축된 유한요소모델의 전체 요소 및 절점 수는 각각 387,600개, 497,474개이며, Table 4에 유한요소해석에 적용된 물성치를 정리하여 나타내었다.

다수의 솔더접합부 신뢰성 관련 연구[10-12, 15-16]에 따르면 진동환경에서의 주요 파괴 메커니즘은 전자소자의 최외각 모서리에 위치한 솔더 및 리드선의 피로파괴로 알려져 있다. 본 연구에서는 상기 파괴 메커니즘을 고려하여 BGA 및 TSSOP 소자의 최외각 솔더 및 리드에 대해서는 응력 및 변형률 응답을 보다 자세히 분석하기 위해 Fig. 7과 같이 다른 위치보다 상세하게 요소를 구성하였다. 이러한 방법을 적용 할 경우, 종래 연구에서 전체 PCB기판의 Global Model로부터의 변위 응답을 솔더 접합부의 상세 Local Model에 반영하여 솔더의 응력 및 변형률을 계산하는 Global-local Modeling 기법에 비해 유한요소해석 과정이 간소화되는 장점이 존재한다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

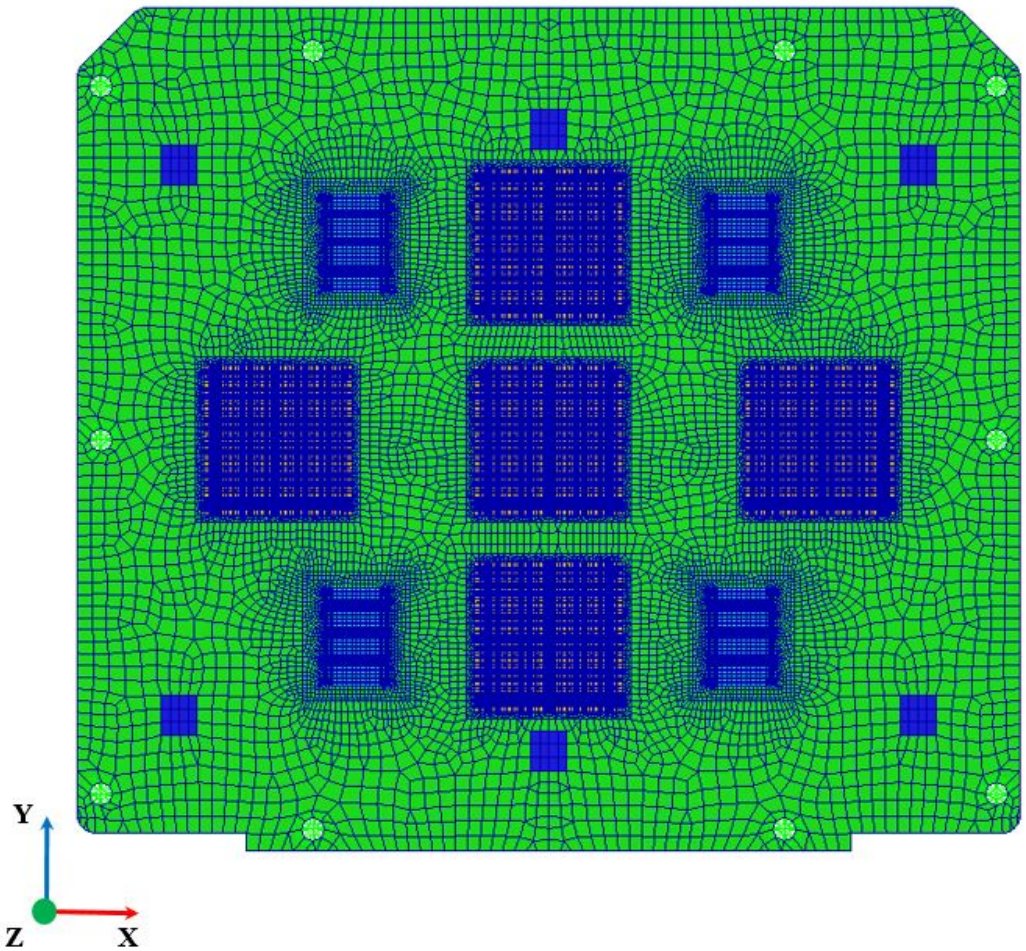
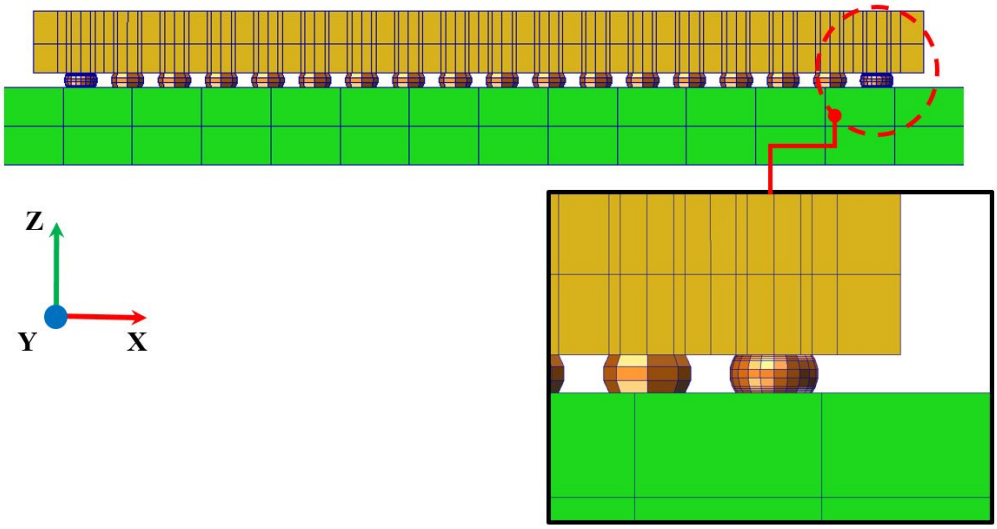


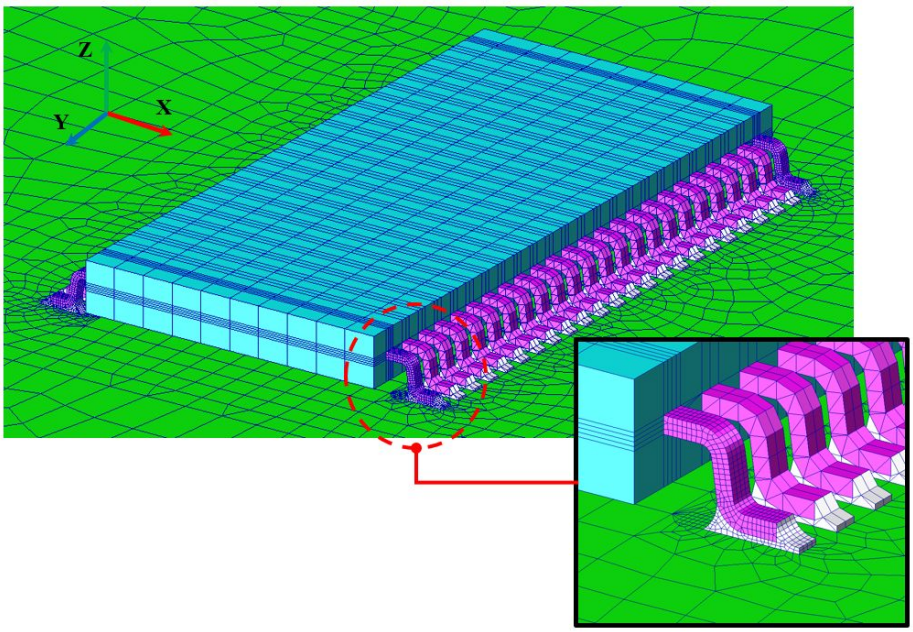
Fig. 7 Finite Element Model of PCB Specimen

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)



(b)

Fig. 8 Finite Element Model of Components ((a) BGA Package, (b) TSSOP)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 4 Material Properties applied to PCB Specimen

Material		Elastic Modulus [MPa]	Shear Modulus [MPa]	Poisson Ratio	Density [kg/m^3]
PCB (FR-4)		31,893	13,866.5	0.15	2,477
BGA Package	Component	15,168	6,320	0.2	1,900
TSSOP	Component	11,700	4,500	0.3	2,940
	Lead (Copper)	113,000	42,164.2	0.34	8,900
Solder (Sn-Pb37)		29,379	10,801.1	0.36	8,490

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

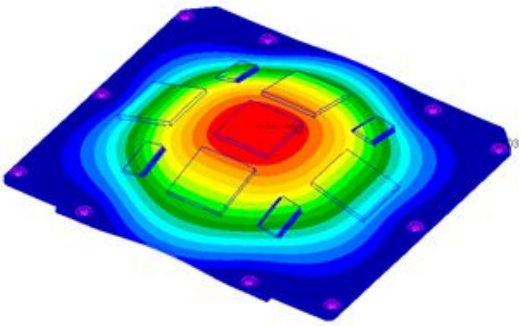
제 4 절 솔더 접합부 피로수명 예측

구축된 PCB 시편의 유한요소모델로부터 계산된 랜덤진동 응답으로부터 선행연구에서 제안된 총 5가지 수명예측 기법을 적용하여 각 소자 별 피로수명 분석을 실시하였다. 우선 PCB 시편의 동적 응답을 예측하기 위해 구축된 유한요소모델을 토대로 고유진동수 해석을 실시하였다. Fig. 9는 해석 결과로, 랜덤진동 주파수 범위인 20~2000Hz에서 나타난 PCB기판의 1~5차 Mode 형상 및 주파수를 순서대로 나타낸다. PCB기판은 1차 고유진동수인 645.27Hz에서 Out-of-Plane 방향인 Z 축으로 최대 변위가 발생하기 때문에 전자소자의 피로수명에 있어서 가장 지배적인 영향을 받게 된다.

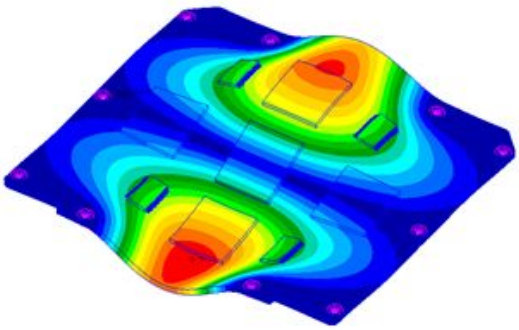
Figure 10은 20Grms의 랜덤진동 입력에 대한 주파수 응답해석의 결과 중에서 PCB 시편의 RMS 응력 분포를 나타낸다. 그림에 나타난 바와 같이 소자 최외각 솔더부에서 최대 응력이 발생하여 가장 진동환경에서 피로파괴에 취약함을 알 수 있다. Table 5는 PCB기판 상에 장착된 전자소자의 실장위치에서 발생한 최대 PCB 변위와 주 변형률, 그리고 솔더 및 리드선의 Von-mises 등가 응력, 전단 응력, Von-mises 변형률을 각각 정리하여 나타내었으며, 이를 토대로 솔더 접합부의 피로수명을 분석한 결과를 Table 6에 나타내었다. 분석결과로부터 가장 피로파괴가 먼저 나타날 것으로 예상되는 소자는 PCB 중앙에 위치하여 응답이 가장 극심한 U5 소자임을 알 수 있었다. 그러나 적용된 수명예측 기법 별로 피로파괴까지 이르는 시간이 상이함을 알 수 있었다. 특히 Basquin 방정식 및 Universal Slope를 이용한 분석결과 상에서는 거의 진동이 시작되는 즉시 파괴에 이를 것으로 예측되었으나, 반면 Steinberg 이론을 이용하여 계산된 변위를 토대로 예측된 피로수명은 약 90.27시간으로 예측되어 분석 결과 간 차이가 극심함을 알 수 있었다.

Collection @ chosun

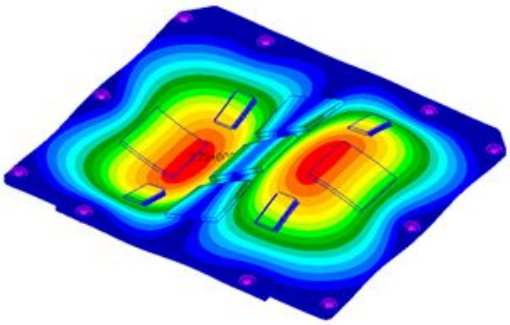
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



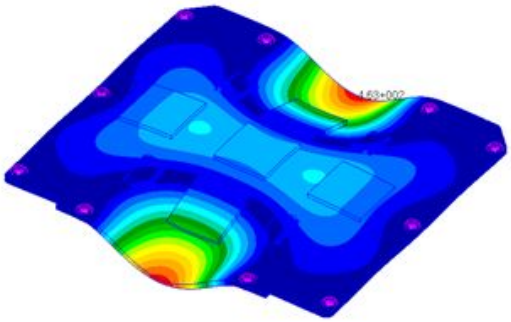
(a) 1st Mode: 645.27Hz



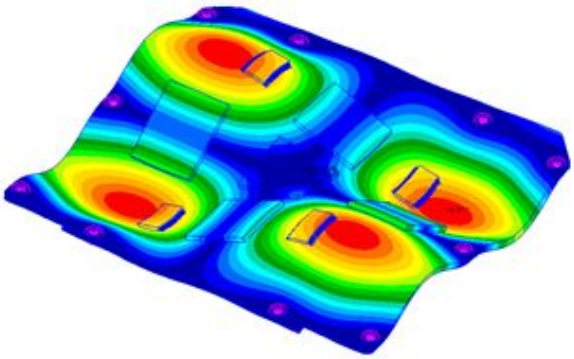
(b) 2nd Mode: 1231.6Hz



(c) 3rd Mode: 1420.0Hz



(d) 4th Mode: 1688.5Hz



(e) 5th Mode: 2019.4Hz

Fig. 9 Natural Frequency Analysis Results of PCB

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

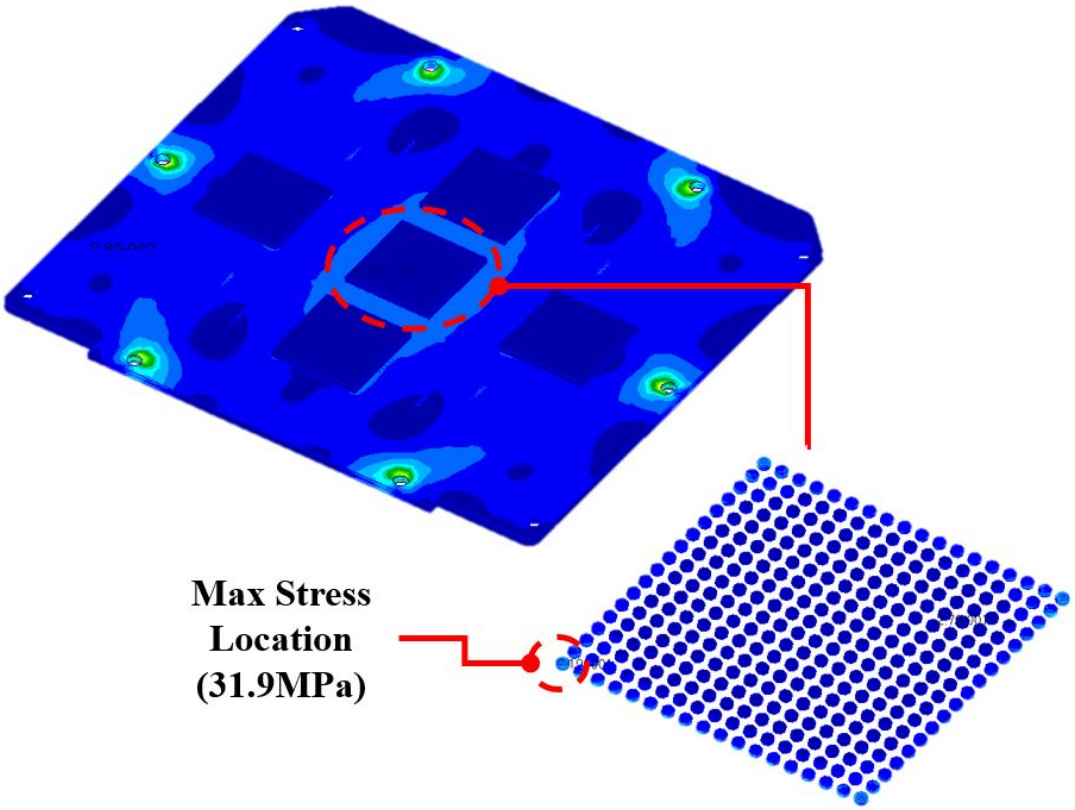


Fig. 10 RMS Stress Contour of PCB for Random Vibration along Z-axis

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 5 Random Vibration Analysis Results Summary

Comp. No.	PCB		Solder		
	Displacement [mm]	Principal Strain	Von-mises Stress [MPa]	Shear Stress [MPa]	Von-mises Strain
U1	0.060	235.6	22.7	7.26	699
U2	0.064	136.4	27	6.87	561
U3	0.065	138.0	26.9	7.46	531
U4	0.088	274.2	27	7.33	834
U5	0.122	316.2	31.9	9.48	986
U6	0.090	267.0	27.6	7.47	852
U7	0.064	136.4	27	6.87	561
U8	0.065	137.4	26.9	7.46	531
U9	0.060	235.6	22.6	7.28	697

(Unit: hr)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 6 Life Estimation Results of Solder Joint based on Various Theoretical Prediction Techniques

Comp. No.	1. Steinberg Theory	2. Modified Steinberg Theory	3. Basquin Equation	4. Stress-based Fatigue Damage Method	5. Manson's Universal Fatigue Life Cycle Curve
U1	13,358.38	7.34	0.00105	4.39	0.0022
U2	156,229.25	562.01	0.00019	5.48	0.0140
U3	148,085.37	536.86	0.00019	3.94	0.0222
U4	1,356.07	4.00	0.00019	4.23	0.0005
U5	90.27	2.26	0.00004	1.51	0.0001
U6	1,272.58	4.45	0.00015	3.92	0.0004
U7	119,140.90	562.01	0.00019	5.48	0.0140
U8	111,487.49	546.31	0.00019	3.94	0.0222
U9	13,239.84	7.34	0.00110	4.34	0.0023

(Unit: hr)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 장 신뢰성 수명예측 도구 Sherlock을 활용한 솔더 접합부 수명예측

제 1 절 신뢰성 수명예측도구 Sherlock

반도체 기술 발전에 따른 전자소자의 고집적화 및 소형화에 따라 진동 환경을 비롯해 작은 충격이나 열주기 환경에 점차 민감해지고 있어 설계단계부터 다양한 고장물리 환경에 대한 조기진단이 요구되고 있다. 항공우주 분야를 비롯하여 과학기술 분야 전반에서 컴퓨터를 이용한 설계(CAD) 및 해석(CAE) 기술이 빠르게 발전됨에 따라 전자부품의 신뢰성 예측 분야에서도 고장물리 도구라는 이름으로 상업적인 솔루션이 출현하게 되었고, DfR Solutions 사에서 개발된 Sherlock[17]은 상기 분야 최초의 상용 S/W 제품이다.

Sherlock은 상기의 고장물리에 기초하여 전장품의 사용 환경 별 고장 메커니즘의 과학적 이해를 바탕으로 시간의 흐름에 따라 고장이 어떻게 발생하고 진전되며, 궁극적으로 어느 시점에 어떤 형태로 결함이 나타날지를 산술적으로 예측이 가능하다. 또한 PCB기판의 설계파일 (Gerber File, ODB++)과 S/W에 내장된 전자소자의 데이터베이스로부터 분석 모델을 구축하여 모델링에 소요되는 시간을 단축시킬 수 있어 종래의 솔더 접합부에 대한 피로수명 해석방법과 비교하여 더욱 실제에 가까운 설계가 가능하며, 전자소자의 실장구조에 기인한 고장 메커니즘 별 수명 예측 및 위험요소 조기진단 등 다양한 기술적 분석이 가능하다[23]. Sherlock의 활용 사례 중 하나로, 미국 국방기업 중 하나는 MIL-217-MTBF(Mean Time Between Failure) 기법으로 생산된 제품에 대해 10년 동안 10%의 고장확률이 있을 것으로 예측하였으나, 실제 현장에서 예측된 기간보다 더욱 짧은 기간에 고장이 발생하는 문제점이 존재하였다. 반면 Sherlock을 활용하여 진동 피로 마모, PTH(Plated Through Hole) 열주기 마모, 열주기에서의 솔더 접합부 피로에 대한 수명분석 결과, 해당 제품이 4.5년이 지난 시점에 10%의 고장률이 발생할 것으로 분석되었으며, 이후 실제 현장에서 4.9년에 10% 고장률을 나타내어 상기의 Sherlock을 활용한 분석결과의 유효성을 입증하였다[17]. 이는 종래 통상적으로 적용되어 왔던 MIL 217, SR-332, IEC-61508과 같은 MTBF 고장률 예측 기법은 단지 부품만을 평가하는 계리적(Actuarial) 모델이며, PCB 수준 및 외부 환경조건이 고려되지 않음에 기인한 결과이다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 분석 모델 구축

Figure 11은 본 연구에서 분석대상으로 선정한 PCB 시편의 Gerber 설계 파일을 나타내며, Sherlock 상에서 상기의 설계 파일을 이용하여 구축한 상세 유한요소모델을 Fig. 12에 나타내었다. 기판에 실장된 전자소자는 Sherlock S/W 내부의 데이터베이스를 이용하여 BGA 패키지의 총 324 개의 솔더 볼과 TSSOP 패키지의 총 48 개의 Gull-wing 형태의 리드선 등 전자 패키지의 실제 기하학적 형상이 그대로 유한요소모델에 반영된 것을 알 수 있다. 따라서 Sherlock을 활용할 경우, 다양한 실장 형태의 전자소자를 포함한 고집적 PCB기판을 실제 PCB 설계파일과 Sherlock의 데이터베이스를 이용하여 신속하게 구축할 수 있으며, 복잡한 유한요소 모델링 구축에 소요되는 시간과 노력을 줄일 수 있음을 알 수 있다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

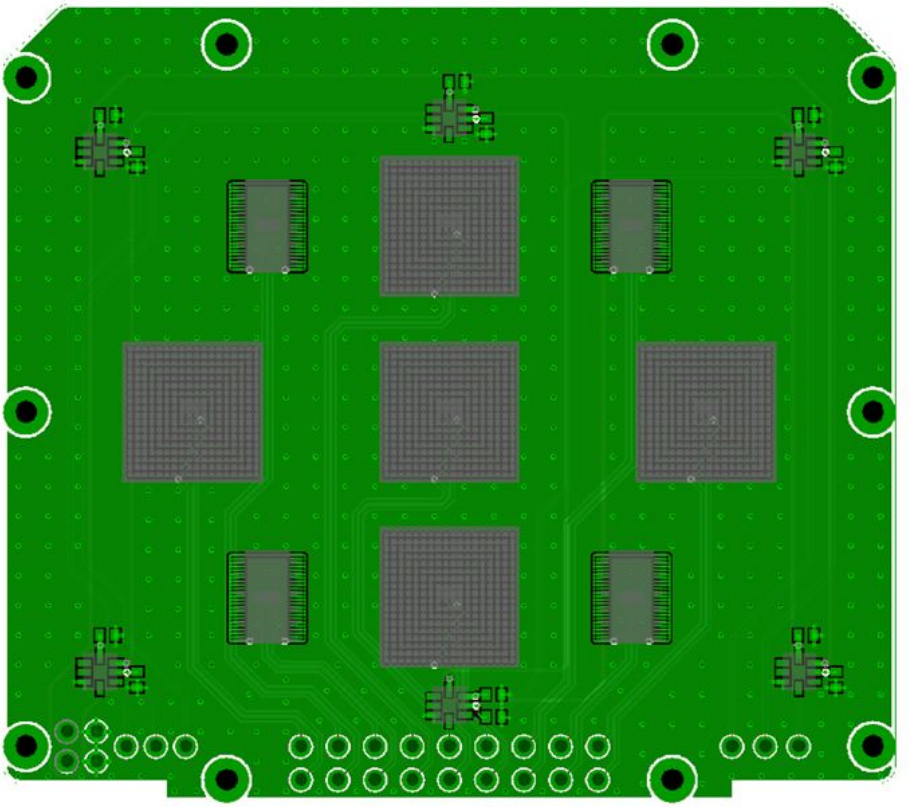


Fig. 11 Gerber Design File of PCB Specimen

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

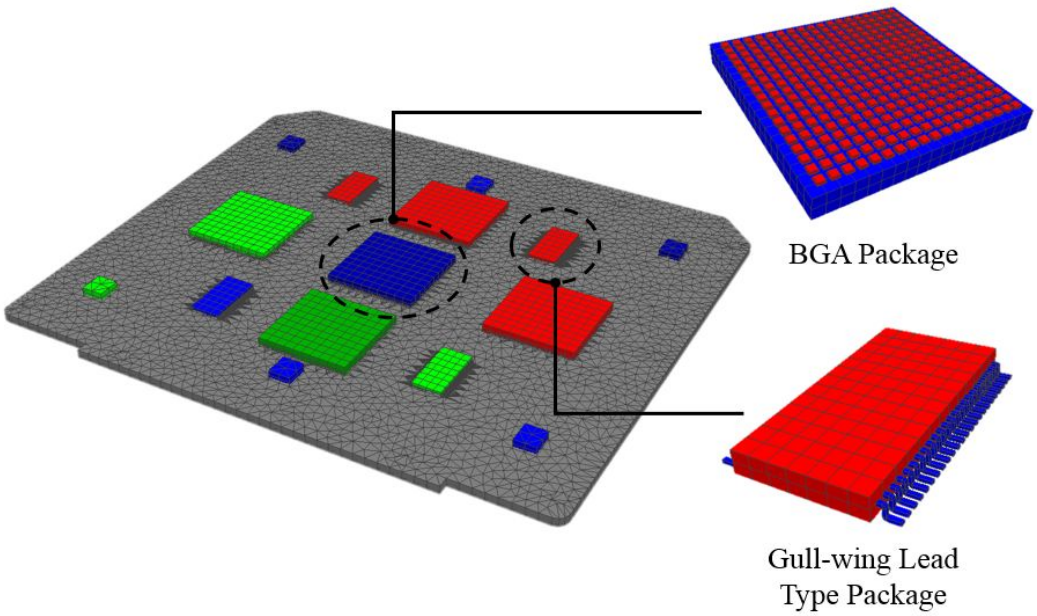


Fig. 12 Finite Element Model of PCB Assembly Generated by Using Sherlock

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

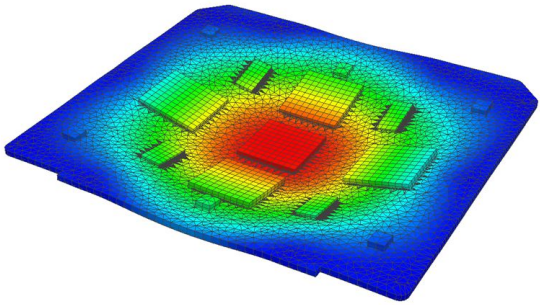
제 3 절 솔더 접합부 피로수명 예측

Sherlock을 이용해 구축된 Fig. 12의 분석모델을 이용하여 발사진동 피로수명 예측을 실시하였으며, 상용 유한요소해석 툴인 CalculiX[23]를 이용하여 모드해석 및 랜덤 주파수 응답 해석을 실시하였다. Fig. 13은 모드해석 결과로 랜덤 가진 주파수 범위로 고려하고 있는 20~2000Hz에서 나타난 PCB의 1~5차 모드응답을 나타낸다. 이 중, PCB의 변위가 가장 극심한 1차 고유진동수는 632.26Hz로 나타났다. 따라서 PCB 랜덤진동 해석 또한 상기의 Out-of-Plane 방향인 Z축에 대하여 실시하였다.

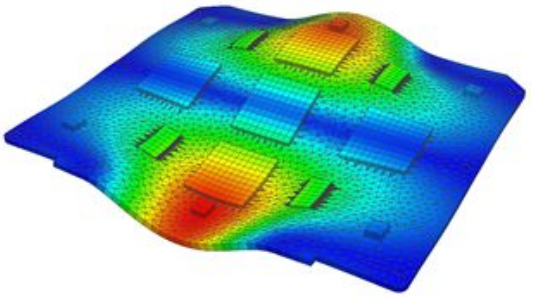
Figure 14는 20G_{rms}의 랜덤진동 입력에 대한 PCB의 출력 RMS 변형률을 Contour Map으로 나타낸 것이다. 그림으로부터 최대 PCB 변형은 주로 변위가 가장 극심한 PCB의 중심부를 비롯해 볼트 체결부와 인접한 영역에서 발생함을 알 수 있으며, 상기결과와 같은 형태로 진동환경에서 반복되는 변형이 전자소자의 솔더 접합부 및 리드에 응력을 유발하여 피로파괴에 이르도록 하는 주된 원인이 된다. Figs. 15(a)와 (b)는 랜덤진동에 대해 Sherlock으로부터 예측된 각 소자 별 고장률의 시간이력 및 솔더접합부의 최종적인 파손까지 소요되는 시간을 각각 나타낸다. Fig. 14로부터 예상한대로 총 9개 소자 중에서 U5가 가장 먼저 고장률이 100%에 도달하였으며, 솔더의 예상 파손 시점은 약 6.69시간으로 예측되었다. 결론적으로 Sherlock을 이용하여 예측된 솔더의 피로수명 또한 종래 이론적 기반의 예측결과와 상이함을 알 수 있다. 따라서 발사진동 수명시험을 통해 도출된 실제 솔더접합부의 피로수명으로부터 적용된 수명예측 기법들의 타당성을 검토하고자 한다. 그리고 수명시험에서는 가장 먼저 파손이 발생할 것으로 예측된 U5 소자에 대해 솔더접합부의 피로파괴 거동을 중점적으로 관찰하였다.

Collection @ chosun

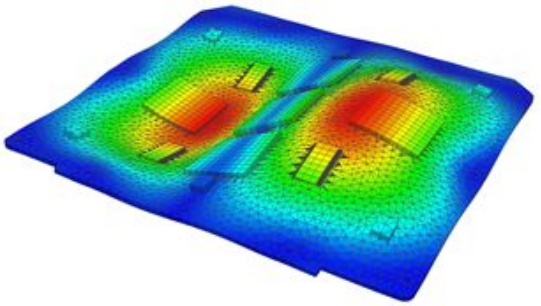
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



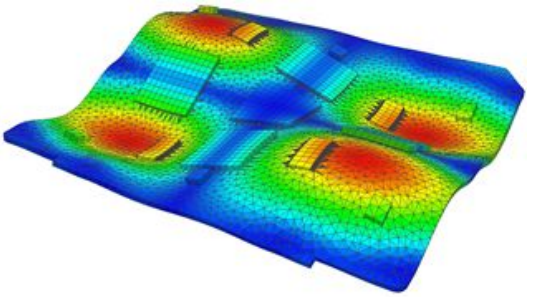
1st Mode: 632.26Hz



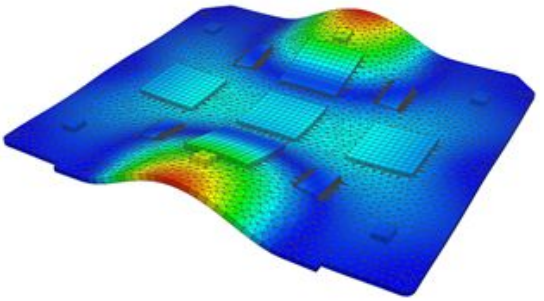
2nd Mode: 1210.6Hz



3rd Mode: 1397.54Hz



4th Mode: 1663.4Hz



5th Mode: 1997.81Hz

Fig. 13 Natural Frequency Analysis Results of PCB using Sherlock

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

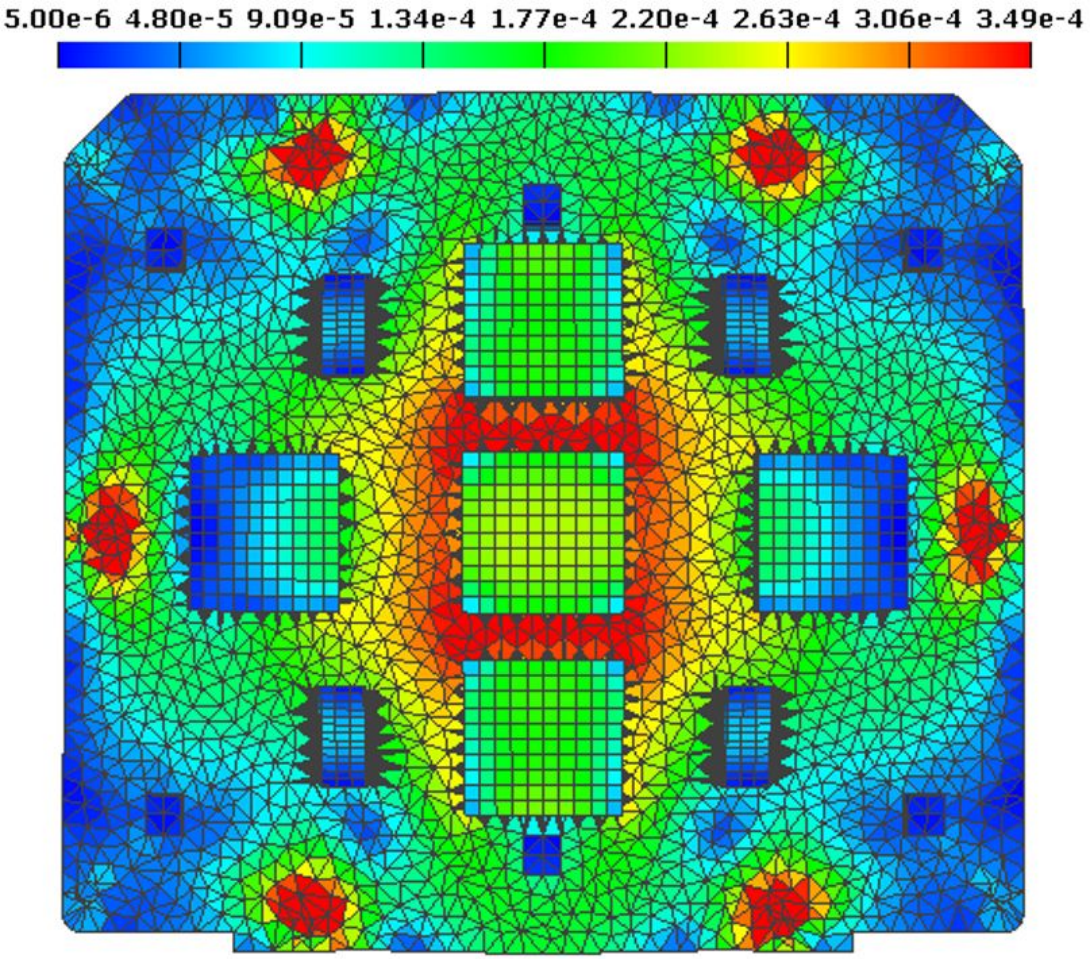
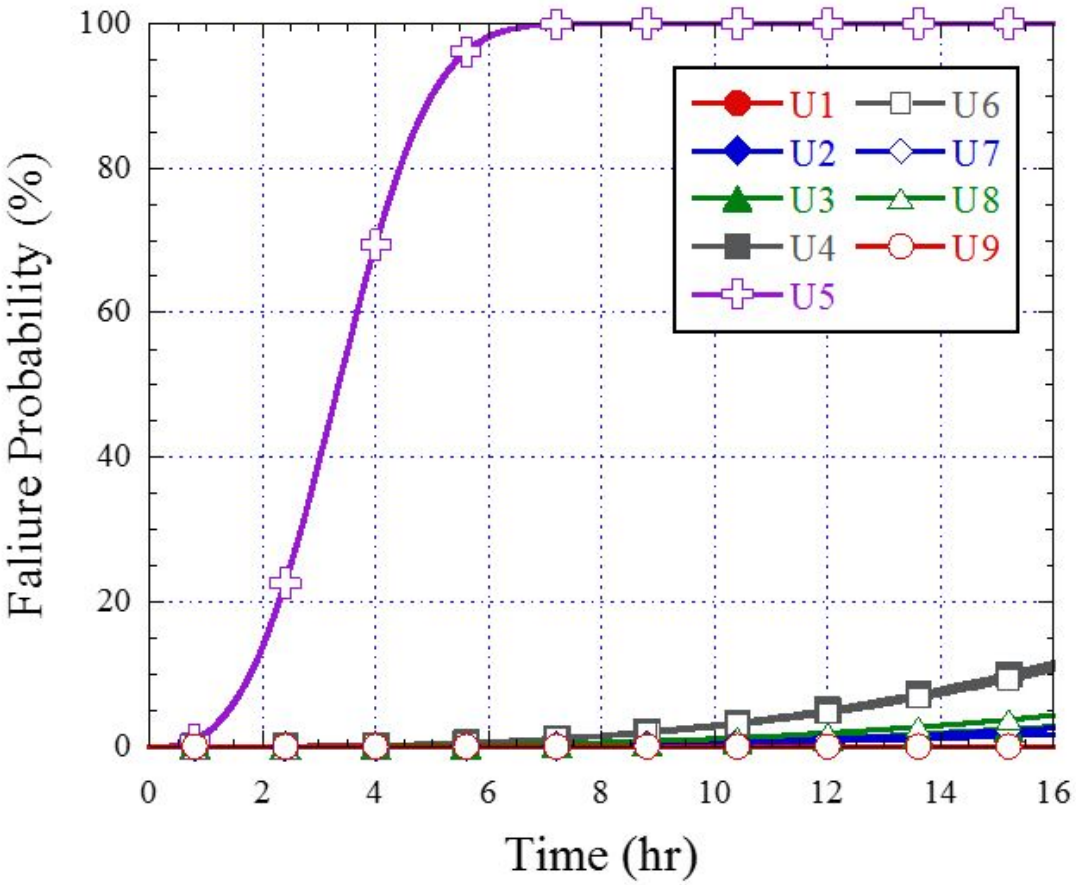


Fig. 14 RMS Strain Contour of PCB for Random Vibration along Z-axis

Collection @ chosun

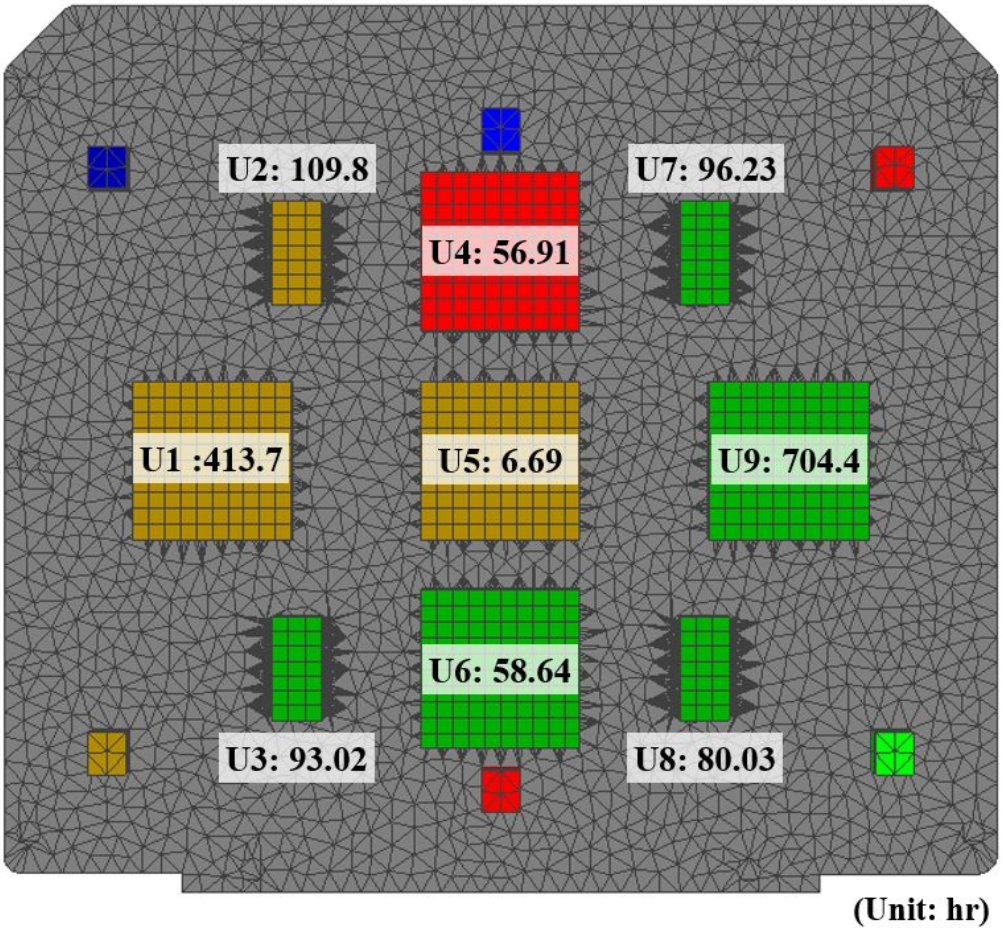
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Fig. 15 Life Prediction Results using Sherlock for Random Vibration along Z-axis ((a) Time Profile of Failure Probability (b) Predicted Time to Failure)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 장 발사진동 피로수명 시험

제 1 절 시험 구성

본 연구에서는 선행연구에서 제안된 다양한 수명예측 기법을 적용하여 PCB 시편에 장착된 각 소자 별 솔더 접합부의 구조 신뢰성을 예측하였다. 상기 적용된 기법 중 실제 발사진동에서 솔더 접합부의 피로수명 대변이 가능한 예측기법을 도출하고자 Fig. 16 및 17과 같은 시험구성으로 랜덤진동 수명시험을 실시하였다. 진동시험기(J260/SA78M, IMV)를 이용하여 Table 3에서 정의된 20Grms 규격의 랜덤진동을 PCB의 Z축 방향에 대해 소자의 피로파괴 시점까지 인가하였다. Table 7은 상기 진동시험기의 기본 제원정보를 나타낸다[24]. 본 수명시험에서는 PCB상에 실장된 9개 소자에 대한 솔더접합부의 피로수명 평가를 위해 Fig. 18과 같이 각각의 소자에 대하여 모든 솔더 접합부를 단일 회로로 연결하는 Daisy-chain 회로를 적용하고 랜덤진동 하에서 회로의 저항 변화를 DAQ 장비(NI-9219, National Instruments)를 이용하여 모니터링하였다. 장비의 측정 오차범위 및 성능을 고려하여 각 소자의 초기 Daisy-chain 저항 값은 모두 약 50Ω으로 설정하였으며, 시험 중에는 50 Sample/sec의 속도로 저항 데이터를 수집하였다.

상기 PCB 시험편 제작 후, 각 소자 별로 솔더 접합부의 실장상태를 검사하였다. Fig. 19 및 20은 이에 대한 대표적인 결과를 나타내며, BGA 소자는 기판 상에 실장이 완료된 후에는 육안으로 각 솔더 볼의 상태를 확인하기 어렵기 때문에 이를 비파괴적인 방법으로 검사하고자 Fig. 19 같은 X-ray 촬영을 수행하였다. 그림과 같이 모든 BGA 솔더 볼은 Void 등이 포함되어 있지 않고 정상적인 형태 및 사이즈로 실장상태가 양호함을 알 수 있었다. TSSOP 소자의 경우, 리드선 및 솔더 부가 소자의 외곽 가장자리에 위치하므로 광학 현미경을 통해 검사를 수행하고 Fig. 20의 촬영 결과로부터 리드선 및 솔더 접합부에 균열 등이 없이 정상적으로 실장되었음을 확인하였다.

진동 및 열주기 환경 하에서 솔더 접합부에 최초 균열이 발생한 시점부터 반복되는 하중에 따라 균열은 진전되며, 솔더가 최종적인 파괴에 이르는 시점까지 Daisy-chain 저항 값은 계속적으로 증가하게 된다. 상기의 Daisy-chain 저항 증가에 따른 솔더 접합부의 파손에 관한 판별 기준의 경우, IPC-9701A[25]에서는 진동환경에 대해 저항 초기 값에서 20% 증가한 값이 5회 이상 연속적으로 발생 시 솔더가 파손된 것으로 정의

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

한다. 반면 또 다른 설계기준인 IPC-SM-785[26]에서는 200Ω 이상의 저항 값 발생 시를 솔더 파손 기준으로 정의하고 있다. 이 밖에도 선행연구[26-28]마다 별도의 파손 기준을 두고 피로수명 시험을 수행하기도 하였다. 그러나 상기의 설계기준 및 선행연구 모두 솔더 파손여부를 판단하는 Daisy-chain 저항 값의 기준이 도출된 근거가 불명확한 한계점이 있었다. 따라서 본 연구에서는 솔더가 완전히 파괴됨에 따라 Daisy-chain 회로가 완전히 개방되어 저항이 무한대에 이르는 시점, 즉 시험장비의 최대 측정한계인 10.5kΩ에 도달 시 솔더가 최종적으로 피로파괴에 이른 것으로 간주하고 이를 기준으로 소자 별 피로수명을 평가하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

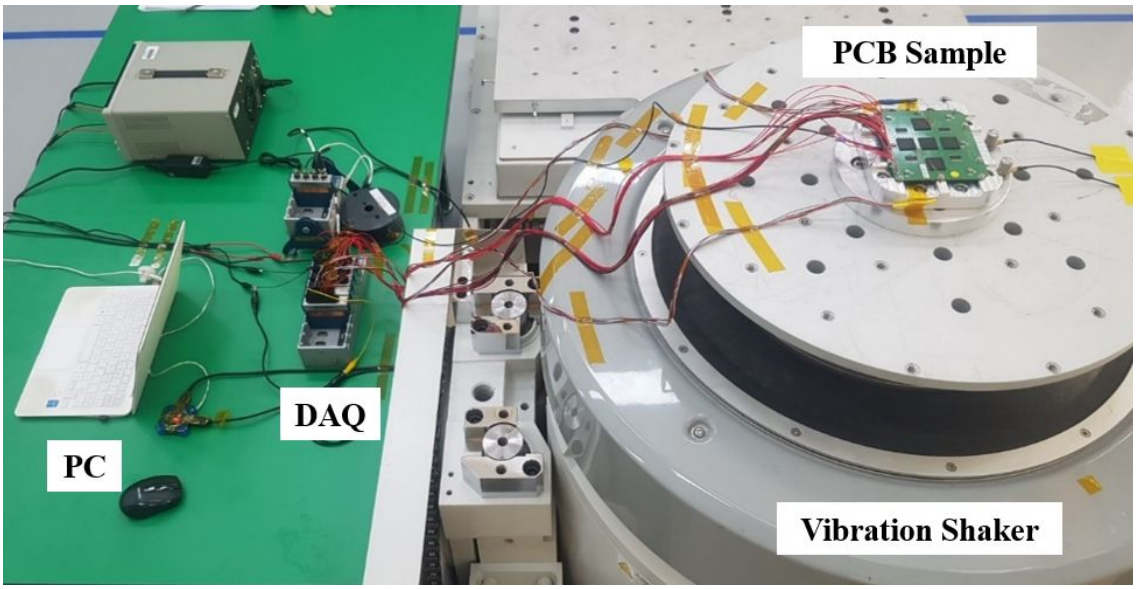


Fig. 16 Launch Vibration Life Test Set-up

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

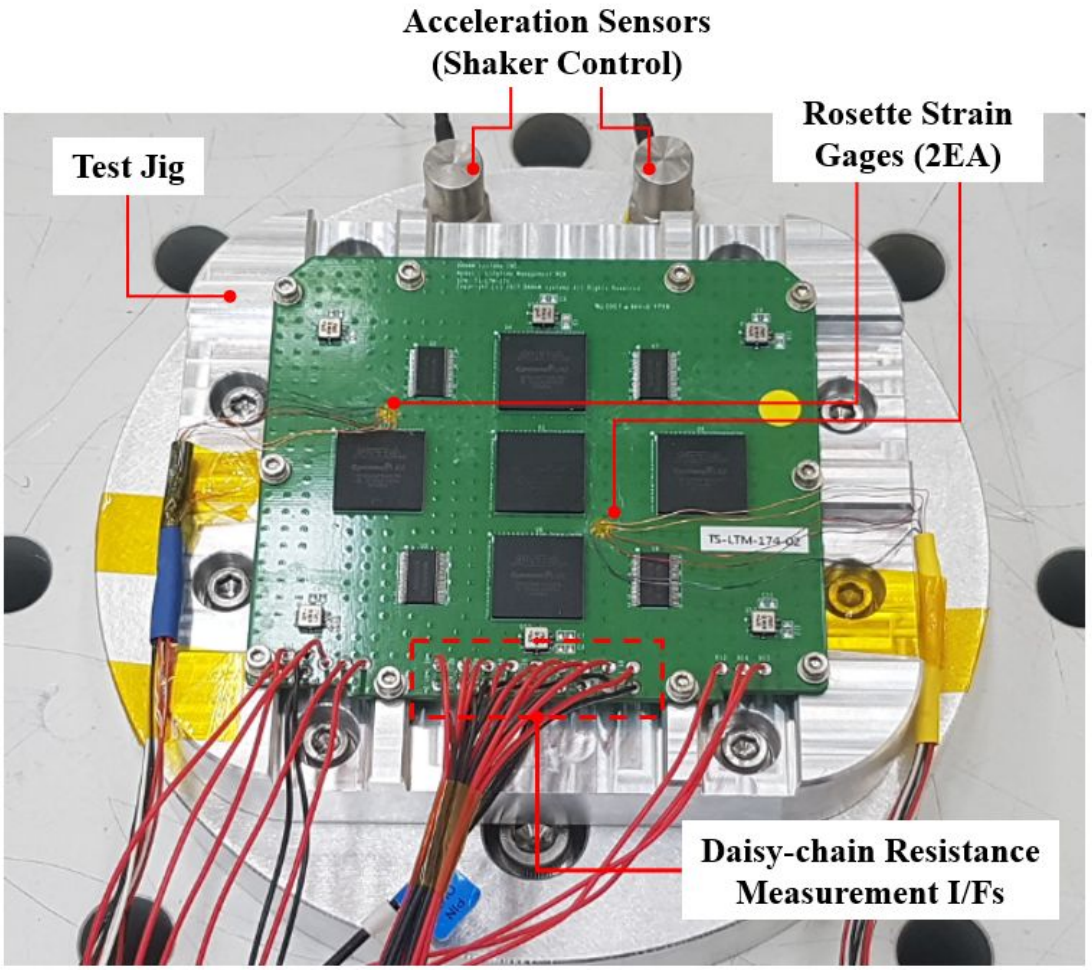


Fig. 17 Close-up View of PCB Specimen Installed on Test Jig

Collection @ chosun

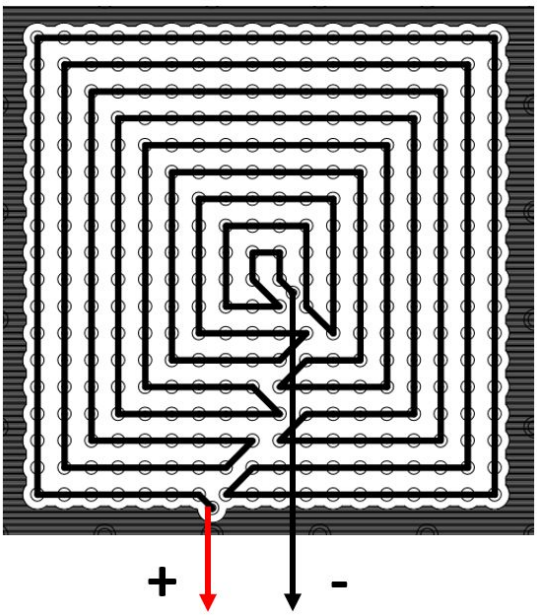
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 7 Specifications of Vibration Shaker[24]

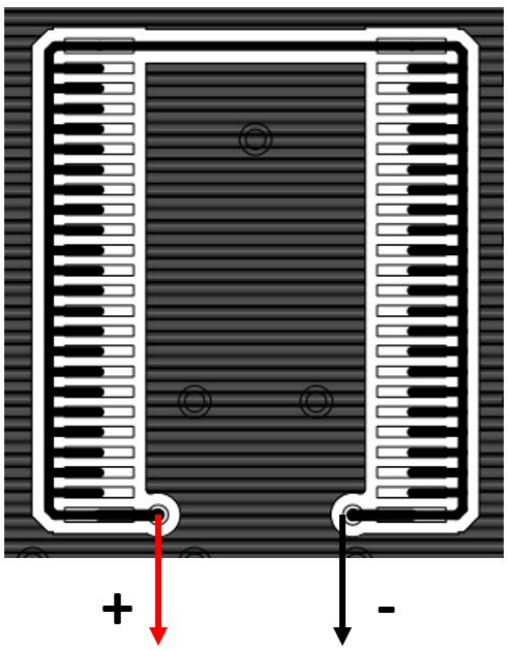
Item	Description
Name	J260/SA7M
Rated Force	Sine Wave: 54kN Random Wave: 54kN RMS Shock Wave: 108kN Peak
Maximum Acceleration	Sine Wave: 857m/s^2 Random Wave: 600 m/s^2 RMS Shock Wave: 1714 m/s^2 Peak
Maximum Velocity	Sine Wave: 2.4m/s Shock Wave: 2.4m/s Peak
Maximum Displacement	Sine Wave: 100 mmp-p Mechanical Stroke: 117 mmp-p
Armature Mass	63kg
Frequency Range	5 ~ 2,600Hz (Rated force will attenuate by -12 dB/oct over 2,000Hz)
Maximum Payload	1,000 kg
Table Size	1,200mm×1,200mm (Hole Pattern 1,000mm×1,000mm)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)



(b)

Fig. 18 Configurations of Daisy-chain Circuit ((a) BGA Package, (b) TSSOP)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

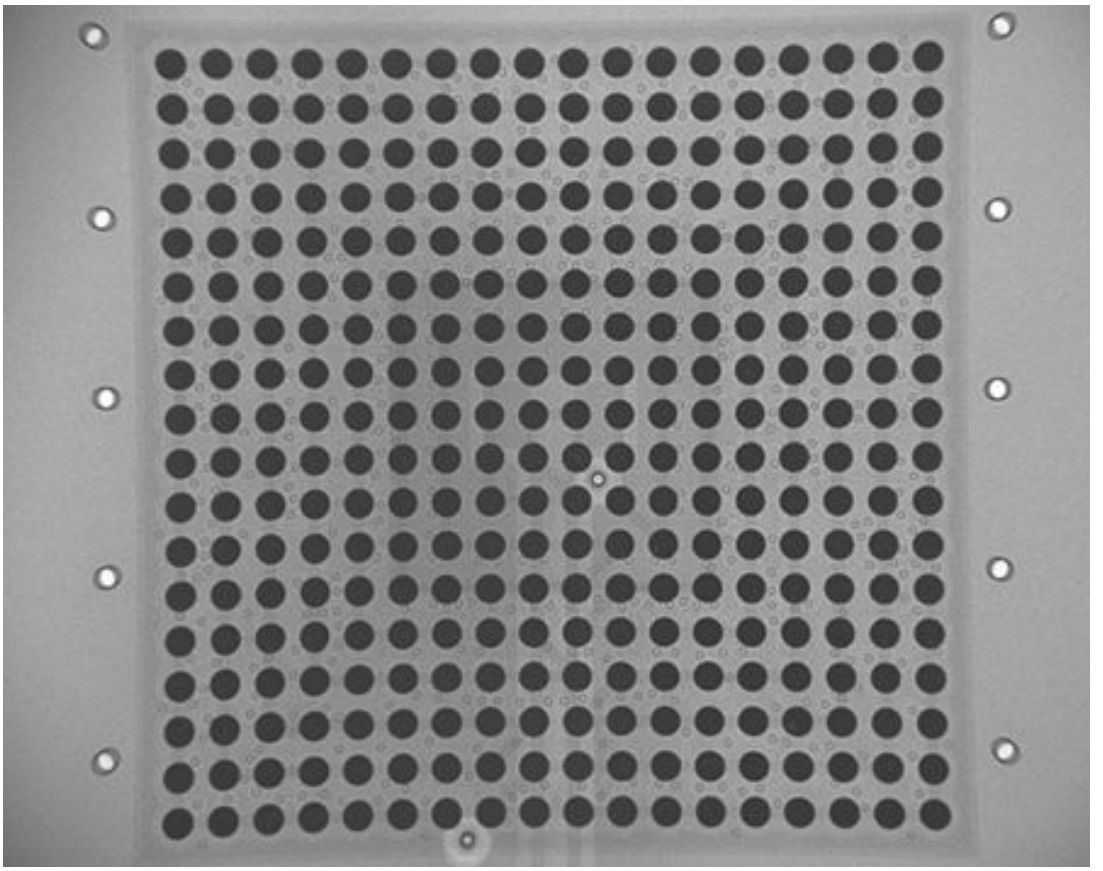


Fig. 19 X-ray Microphotograph of BGA Solder Ball Array (U5 Component) Obtained after Manufacturing PCB Specimen

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

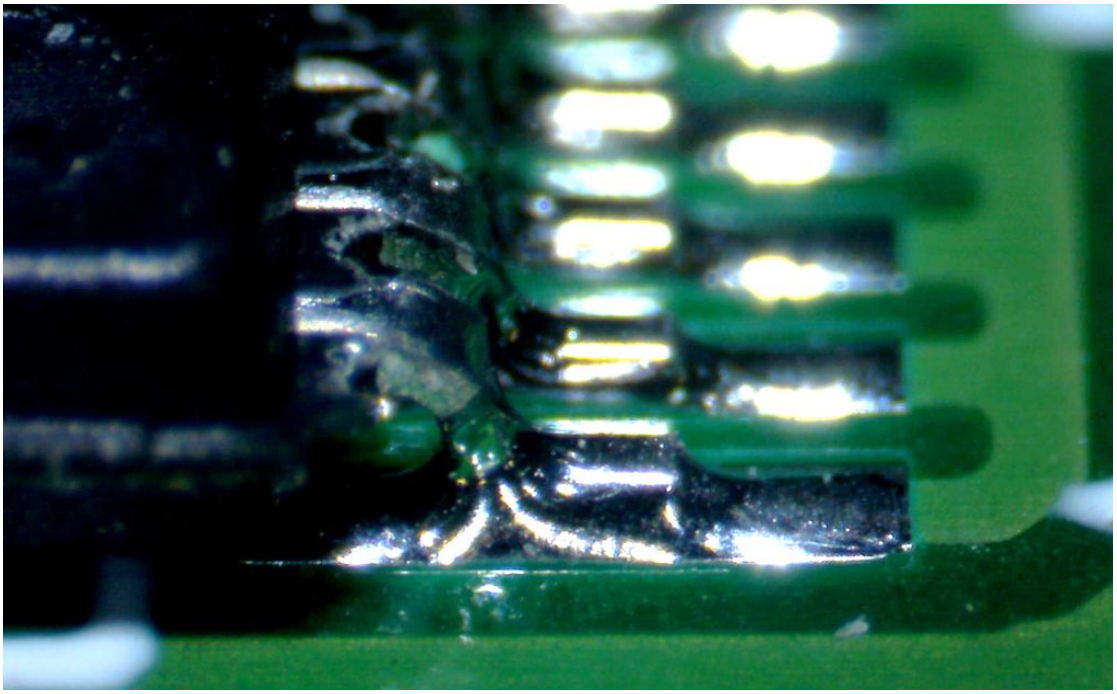


Fig. 20 Optical Microphotograph of Gull-wing Lead of TSSOP (U3 Component) Obtained after Manufacturing PCB Specimen

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

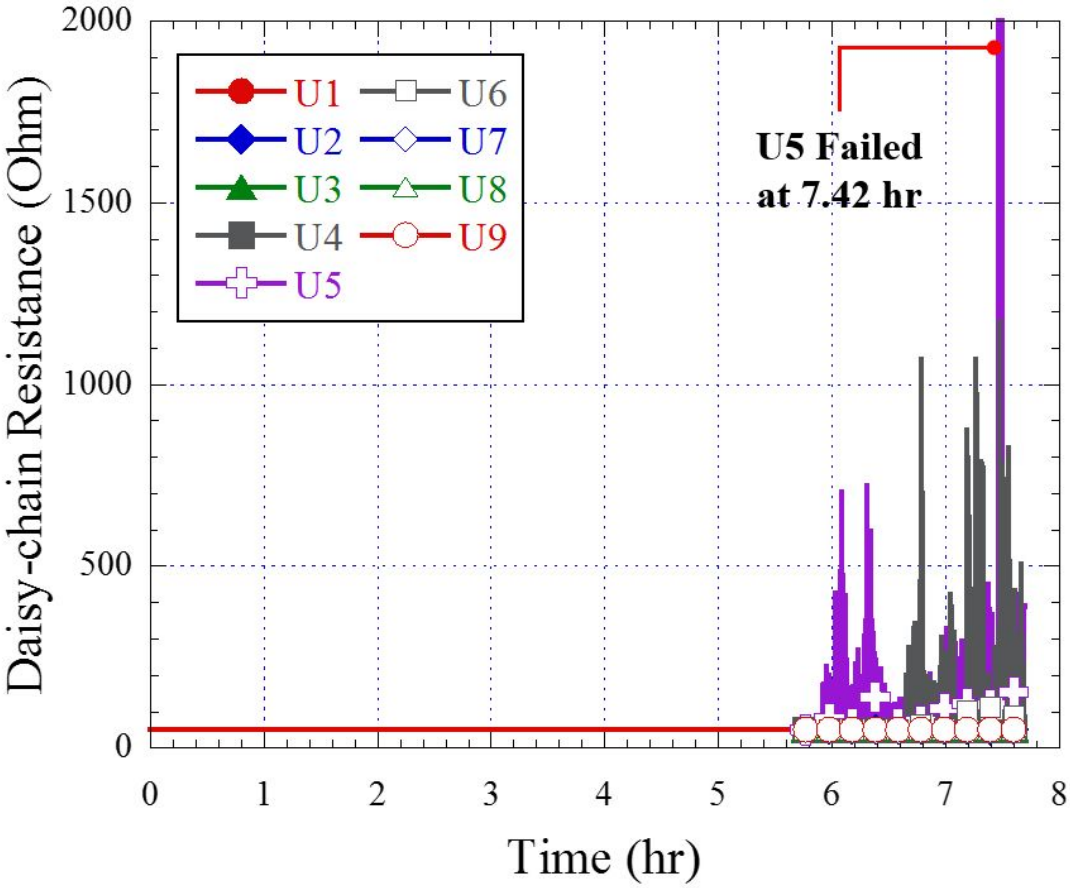
제 2 절 수명시험 결과

Figure 20은 발사진동 수명시험을 수행하는 동안 각각의 PCB 시편에 연결된 저항측정 장치로부터 획득된 총 9개 소자의 Daisy-chain 저항을 시간 이력에 대해 나타낸 것이다. PCB 시편 1은 총 7시간 40분간 시험을 수행하였으며, 이에 대한 결과인 Fig. 20(a)로부터 모든 소자가 초기 저항치인 50Ω을 유지하다가 약 5.9시간 지점부터서 U5 소자의 저항치가 급격하게 증가하여 시험 중에 솔더에서 균열이 진전되었음을 알 수 있다. 또한 상기 시점 이후 계속적으로 저항이 증가하다가 약 7.42시간 시점에 저항값이 장비의 측정한계치인 10.5kΩ를 벗어나 최종적으로 솔더가 완전히 파손되었음을 예상할 수 있다. 또한 U6 소자에서도 약 6.7시간 시점부터 저항 값이 증가하기 시작하였으나 시험 중에 저항 값이 약 1.1kΩ까지만 상승하여 솔더가 완전히 파손에 이르지는 않은 것으로 판단하였다.

따라서 U5소자 외에 추가적인 소자 파손 발생여부를 확인하고자 PCB 시편 2는 총 16시간 동안 수명시험을 진행하였다. Fig. 20(b)의 시험결과로부터 U5 소자는 약 3시간 시점에 최초 균열이 발생하여 저항이 증가하기 시작하다가 약 6.89시간에 저항치가 측정범위를 벗어나 솔더가 최종 파손된 것으로 판단되었으며, PCB 시편 1에 대한 결과와는 오직 0.53시간의 차이만을 보여 실험결과에 유사성이 존재함을 알 수 있었다. 또한 U6소자의 경우 시험시작 후 약 10.2시간이 지난 시점에 저항 값이 급격하게 증가하였으며, 최종적으로 약 12.04시간에 솔더가 완전히 파손에 이르렀음을 알 수 있다. 상기 2개 소자 외에 나머지 7개 소자는 시험동안 초기 저항치를 그대로 유지하고 있어 솔더에 파손이 발생하지 않은 것으로 판단되지만, 이에 대한 검증을 위해 시험을 수행한 총 9개 소자의 솔더 접합부 단면 분석을 실시하였다.

Collection @ chosun

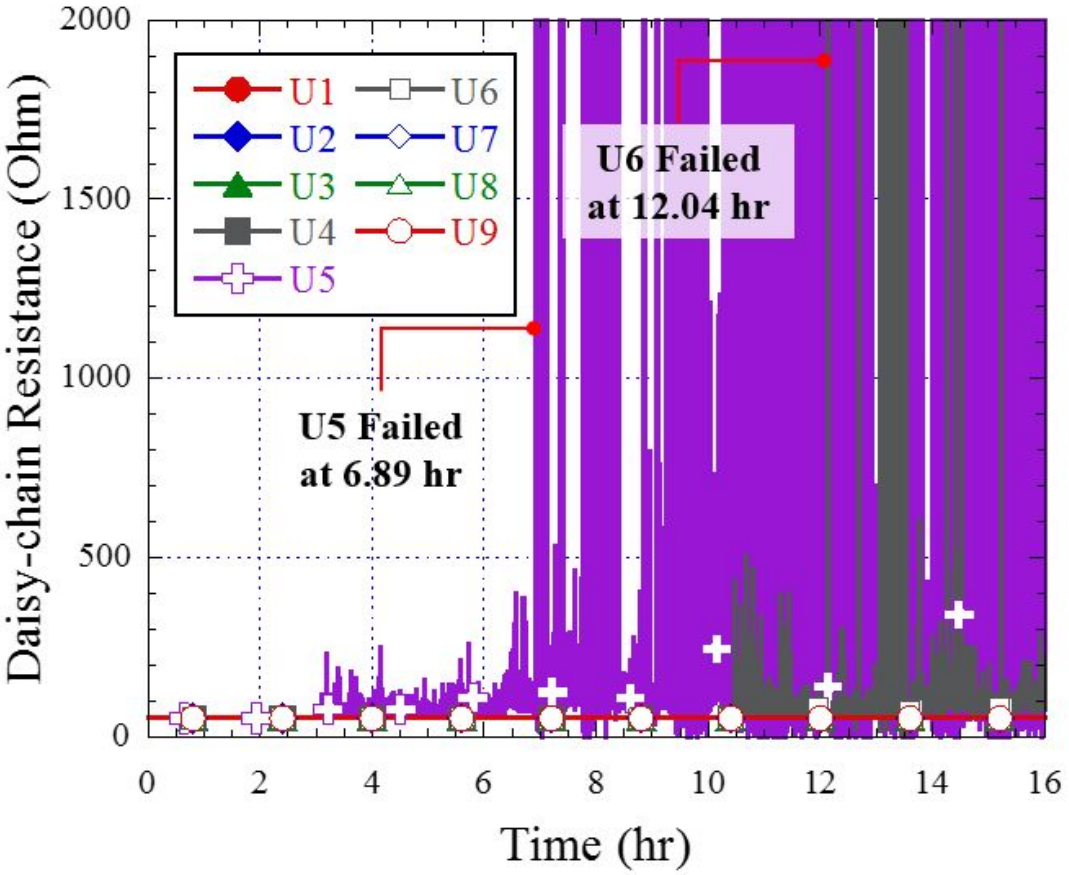
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Fig. 21 Time Profile of Daisy-chain Resistance of Each Components during Vibration Test ((a) PCB Specimen 1, (b) PCB Specimen 2)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 솔더 접합부 SEM 단면분석 및 고찰

상기 발사진동 수명시험을 진행한 2장의 PCB 시편에 대하여 실장된 모든 소자의 솔더접합부 단면을 SEM으로 촬영하였으며, 이를 통해 솔더 접합부의 균열진전 상태 및 최종 파손여부를 확인하였다. Figs. 22와 23은 전체 촬영결과 중 2번 PCB 시편의 BGA 및 TSSOP 소자에 대한 SEM 단면형상을 각각 나타낸다. U5 및 U6 소자의 경우, Fig. 21의 Daisy-chain 저항측정 결과로부터 예상한대로 솔더에 완전히 파손(Full Crack)이 발생하였음을 Figs. 22(c)와 (d)로부터 알 수 있다. 또한 주로 응력이 집중되는 솔더와 소자의 Cu Pad의 경계를 따라 균열이 진전되어 기존 연구에서 알려진 솔더의 파괴 메커니즘과 동일한 형태로 파손이 발생하였다[1, 7]. 그러나 나머지 U1, U4 그리고 U9 소자는 시험 중에 아무런 저항 변화가 없었음에도 불구하고 Figs. 22(a), (b) 및 (e)와 같이 솔더 가장자리에 일부 균열(Partially Cracked)이 발생한 것을 알 수 있다. 이러한 이유는 진동시험 시 사용한 모니터링 장비의 저항 측정오차가 약 ±1.2Ω임에 따라 정확도에 한계가 있었기에 일부 진전된 균열에 따른 미세한 저항 변화를 감지하지 못했기 때문인 것으로 판단된다. 상기 BGA 소자 외에 4개의 TSSOP 소자는 Fig. 23과 같이 16시간의 랜덤진동을 겪었음에도 솔더나 리드선에 균열이 전혀 나타나지 않아 진동환경에서 생존하였음을 확인하였다. 상기 시험결과로부터 솔더 접합부의 피로수명 시험 시, 최초 솔더의 균열발생 시부터 균열진전에 따른 미세한 저항변화를 감지하고자 할 경우 본 연구에서 사용한 장비보다 더욱 정밀한 저항 측정 장비를 사용하는 것을 권장한다. Table 8은 상기의 9개 BGA 및 TSSOP 소자에 대한 진동시험 결과를 비롯하여 SEM 분석을 통해 확인된 솔더의 균열진전 상태를 정리한 것이다.

본 연구에서 목적하는 전장품 솔더 접합부의 피로수명 예측기법 제시를 위하여 시험 중 완전히 파손이 발생한 U5 및 U6 소자에 대해 실제 수명시험 결과와 총 5가지 수명예측 기법 및 Sherlock을 활용하여 예측된 피로수명을 비교한 결과를 Table 9에 나타내었다. 우선 U5 소자에 대해 예측된 피로수명과 실험결과에서 나타난 솔더의 평균 파손시점의 차이는 약 6.43%로 나타나 Sherlock을 이용한 예측결과와 유사함을 알 수 있었다. Sherlock의 경우, 피로수명 예측의 정확도를 개선하기 위해 S/W 개발사인 DfR Solution에서 계속적인 가속수명시험을 통해 축적된 결과로부터 솔더의 피로상수를 계속적으로 보정해왔기에 종래 이론적 기반의 예측기법과 비교하여 정확한 수명예측 결과를 제공하는 것으로 판단된다. 그러나 U6 소자의 경우, 예측된 피로수명이 58.64시간인 것과 비교하여 약 4.87배 빠른 시간에 완전히 솔더가 파괴되었다. 이 밖의 U1,

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

U4 및 U9 소자 또한 Table 8의 결과와 같이 최초 균열 발생 후 완전 파손에 이를 때까지 소요되는 시간을 감안하여도 수명예측 결과에 비해 빠르게 균열이 시작된 것으로 판단된다. 이는 시험 중에 U5 소자의 솔더에서 균열이 발생하고 진전됨에 따라 주변 경계조건이 달라짐으로 인해 주변에 위치한 나머지 4개 BGA 소자의 피로주기가 가속화 되었기 때문인 것으로 사료된다. 그러나 실제 전장품 운용 시에는 핵심소자 하나만 파손이 발생하여도 임무수행에 있어서 심각한 문제를 야기할 수 있기에 주로 고장메커니즘 분석을 통해 첫 번째 고장이 예상되는 소자에 대해 중점적으로 수명평가를 실시하게 된다. 따라서 부분 균열이 발생한 소자들의 정확한 균열 시작시점은 현재 시험결과상에서는 파악이 어려우나, 처음 파손이 발생한 U5 소자에 대한 예측결과는 시험결과간의 유사성이 존재하므로, Sherlock을 이용한 예측결과는 타당한 것으로 판단된다.

반면, 기존 이론적 기반의 수명예측 결과의 경우 대부분이 실험결과와 많은 차이가 있음을 Table 9의 결과로부터 알 수 있다. Basquin 방정식 및 Universal Slope 기반의 예측 기법 적용 시에는 실제 시험결과와는 상반되게 거의 시험 시작 즉시 솔더에 파손이 발생한다는 결과가 도출되었다. 또한 Steinberg 이론을 적용하였을 때는 U5 소자에서 약 90시간의 피로수명이 도출되어 오히려 실험 결과보다 약 12.63배 과도한 수명이 예측됨을 알 수 있었다. 종래의 수명예측 기법들의 경우, 대부분이 특정 솔더 재료에 대한 S-N 선도로부터 도출된 피로상수에 의존하기 때문에 적용된 상수에 따라 수명예측 결과가 실제 솔더의 피로수명과 수 배~수십배까지 차이가 발생할 수 있는 요인으로 작용한다. 따라서 본 연구에서는 선행연구 및 문헌을 참고하여 Basquin 방정식 적용을 위해 개발된 Sn-Pb37 솔더의 서로 다른 5가지 피로상수를 적용하여 U5 소자를 대상으로 수명예측을 실시하고 Table 10에 결과를 정리하였다. 그러나 분석결과에서 알 수 있듯이 어떤 피로상수를 Basquin 방정식에 적용하여도 여전히 산출된 피로수명이 시험결과와 전혀 유사성이 없음을 알 수 있다. 이 밖에도 Sn-Pb37 솔더에 대해 개발된 S-N 선도를 추가적으로 조사하였으며, 이를 Figs. 25, 26 및 27에 각각 나타내었다. 그러나 선도로부터 알 수 있듯이 Steinberg가 제안한 S-N 선도와도 상이하며, 피로파괴에 있어서 주요인자로 작용하는 응력의 종류나 시험조건 등이 명시되어 있지 않아 예측결과의 신뢰성을 장담할 수 없는 상태이다. 그럼에도 불구하고 본 연구에서 적용된 수명예측 기법 중에서는 Modified Steinberg 이론을 적용 시, U5에 대해 예측된 피로수명이 약 2.26시간으로 나타나 Sherlock을 제외한 수명예측 결과 중 가장 실험결과와 유사함을 알 수 있었다. 비록 상기 이론 적용 시 실험결과보다 3.16배 빠르게 피로파괴가 발생할 것으로 예측하고 있어 다소 정확성에 있어서 한계는 존재하나, 이는 이론

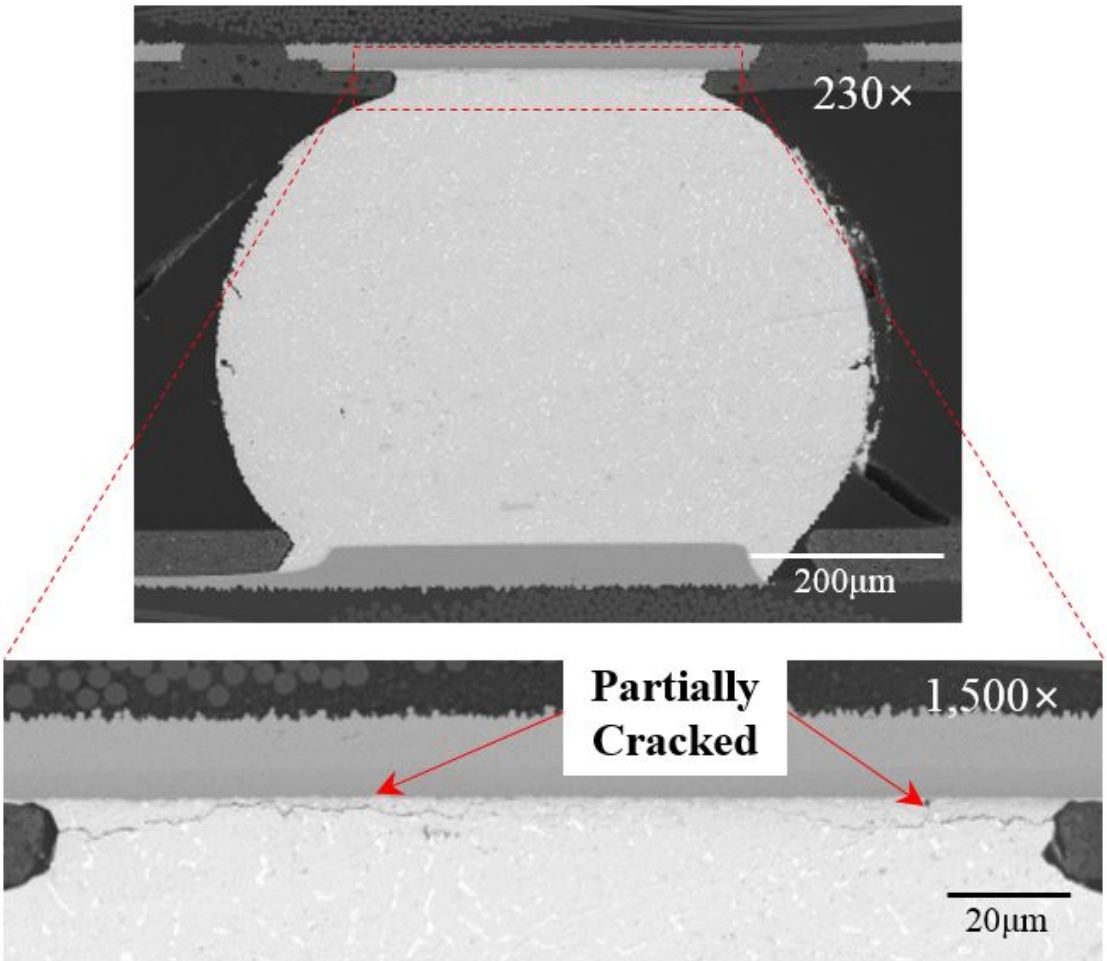
Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

자체의 보수성에 따른 영향인 것으로 판단된다. 이러한 점을 고려하였을 때, 종래 개발된 이론 중에서 상기의 Modified Steinberg 이론이 가장 솔더 접합부의 피로수명 예측에 있어서 타당성 있는 기법인 것으로 판단하였다. 또한 상기의 Modified Steinberg 이론은 다른 수명예측 기법과 다르게 솔더 접합부 자체가 아닌 근방의 PCB기판에서 발생하는 주 변형률 응답을 토대로 솔더부의 수명을 예측하기에 실제 솔더부의 응력 및 변형률을 대변 가능한 별도의 상수가 있을 경우, 간소화된 소자 모델링 기법이 적용된 PCB기판의 유한요소모델에도 적용이 가능할 것으로 판단되어 향후 상기의 이론을 적용한 우주용 전장품 설계이론을 구축하는 방향으로 연구를 진행하고자 한다.

Collection @ chosun

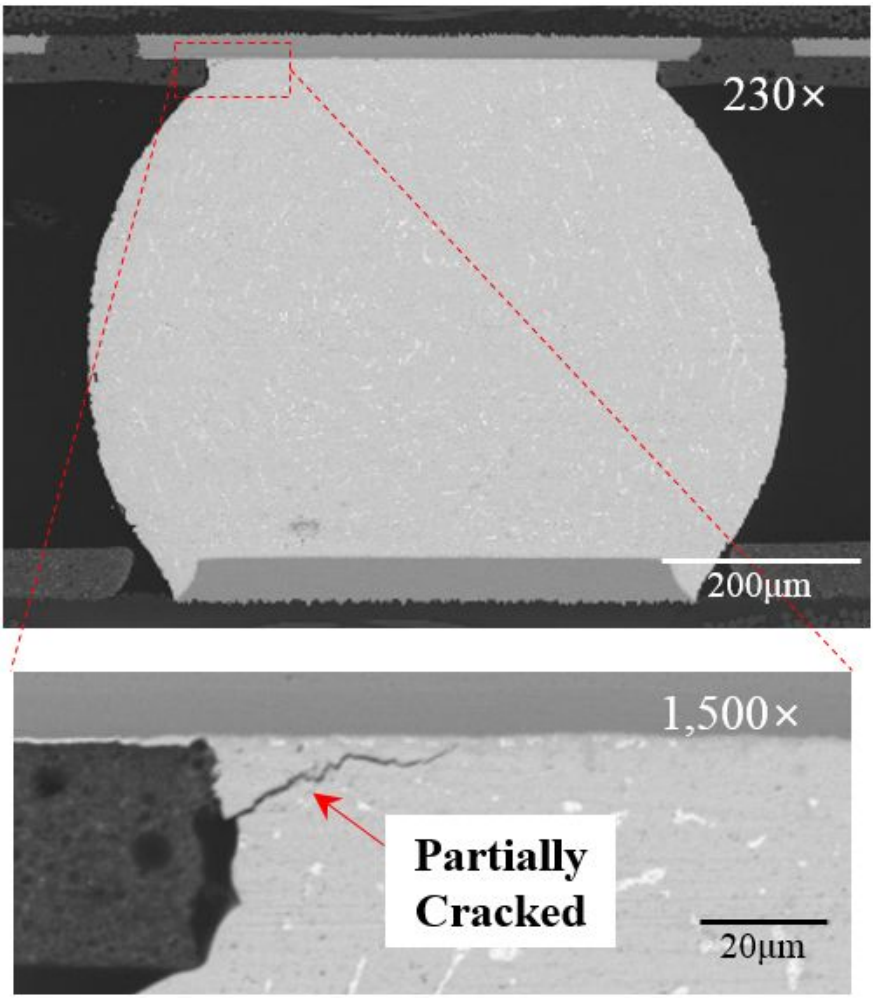
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

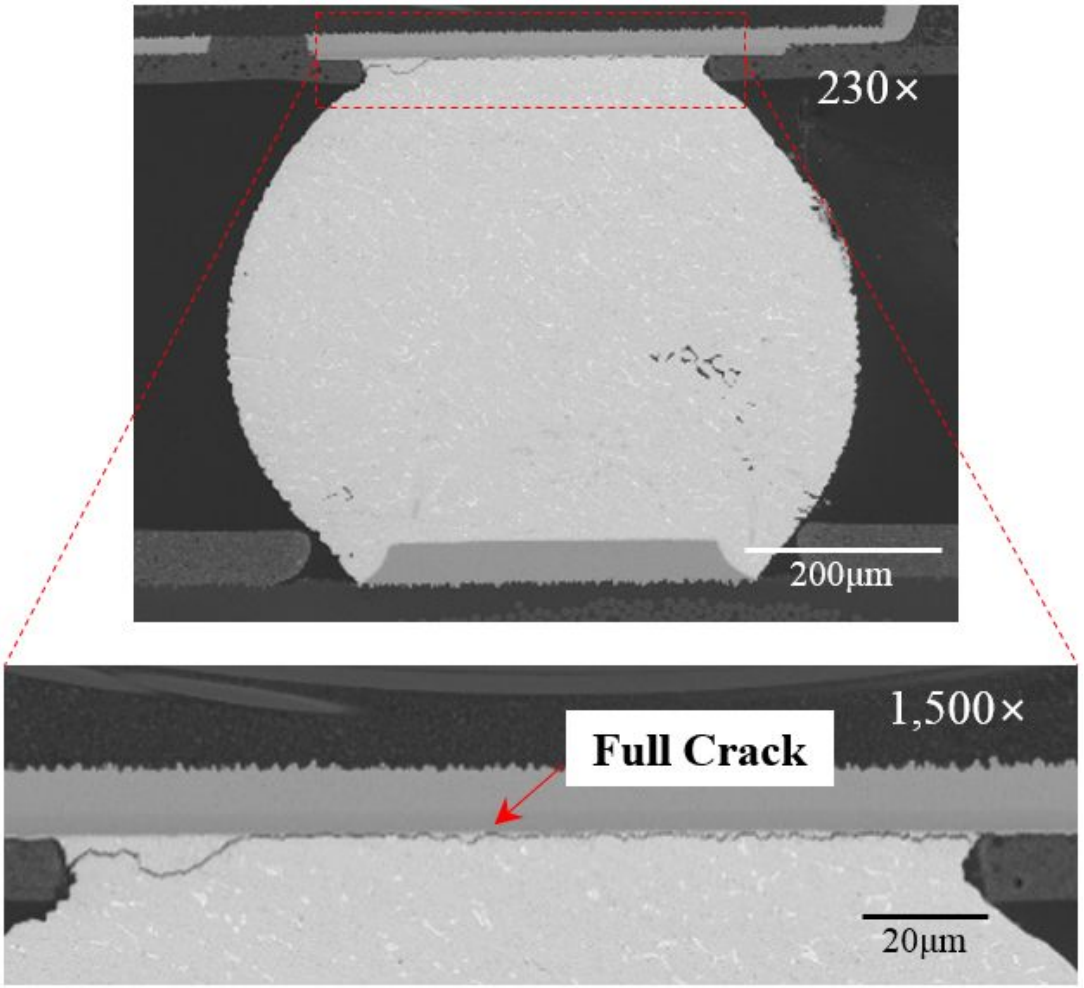
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Collection @ chosun

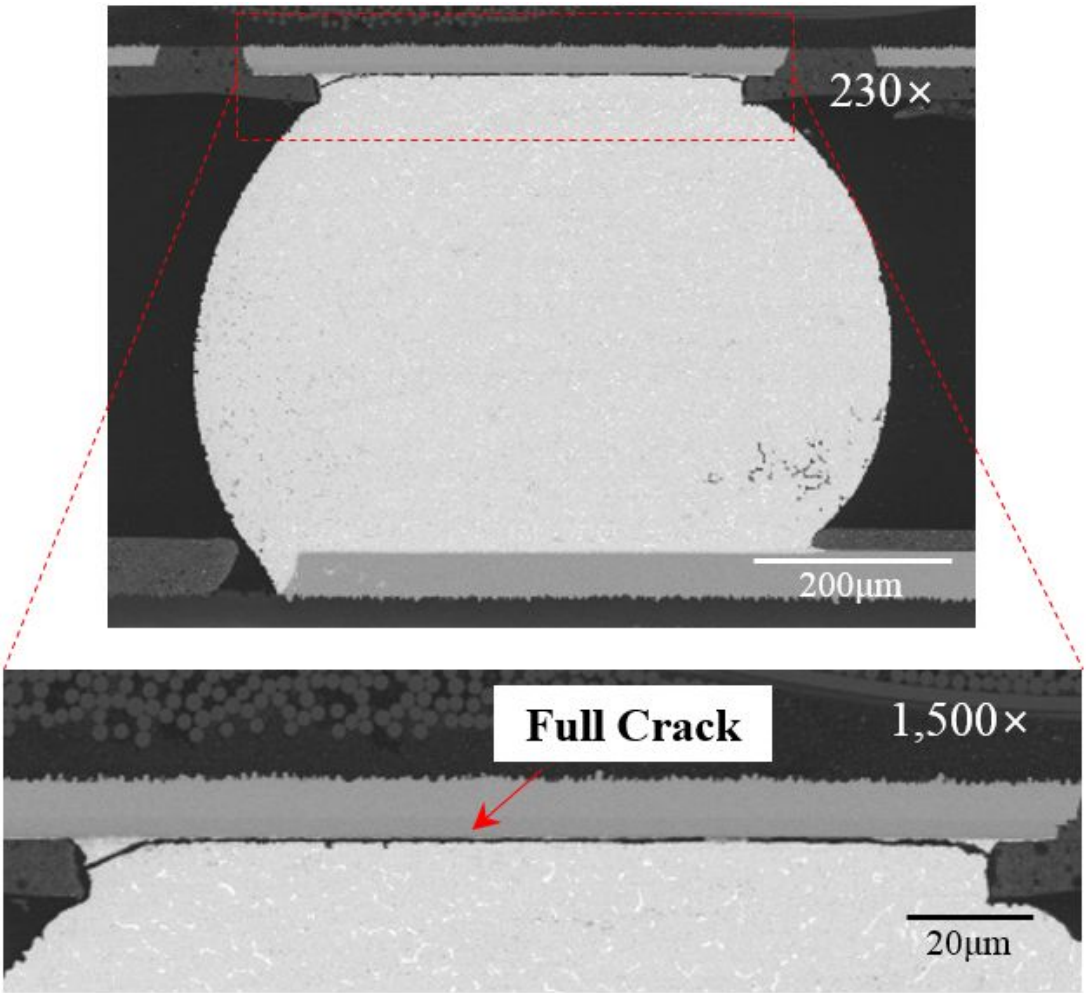
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(c)

Collection @ chosun

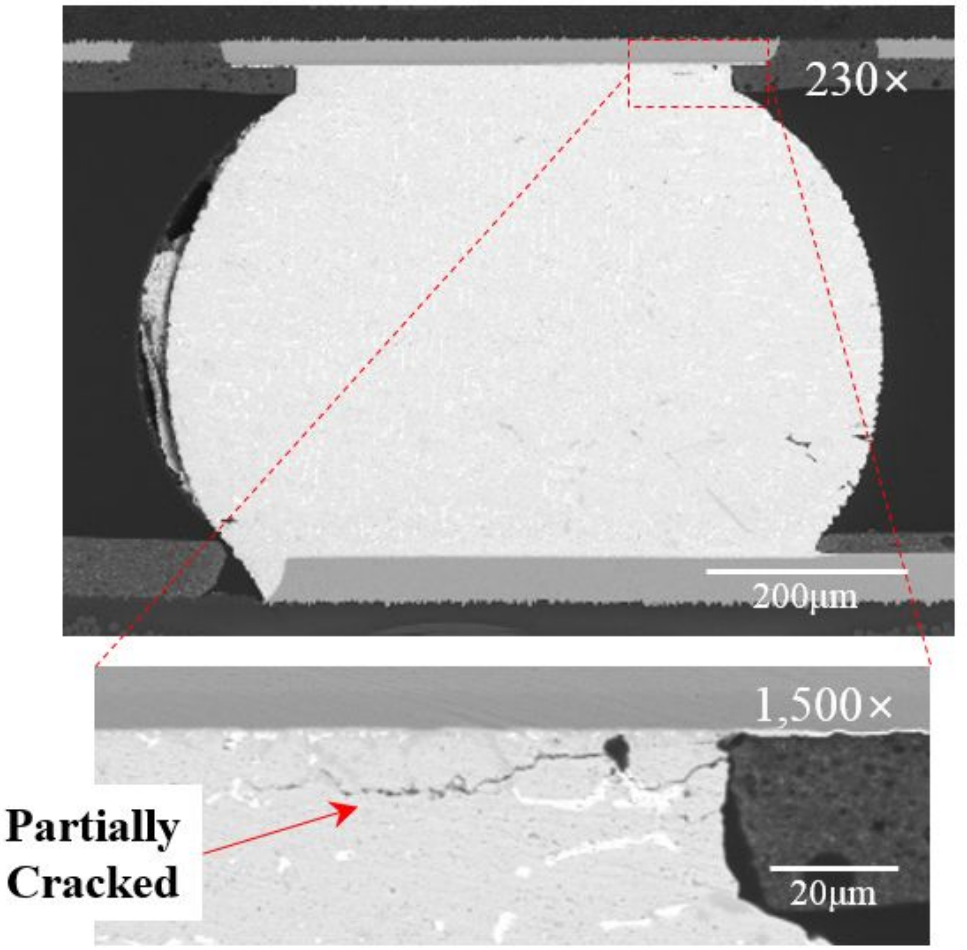
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(d)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

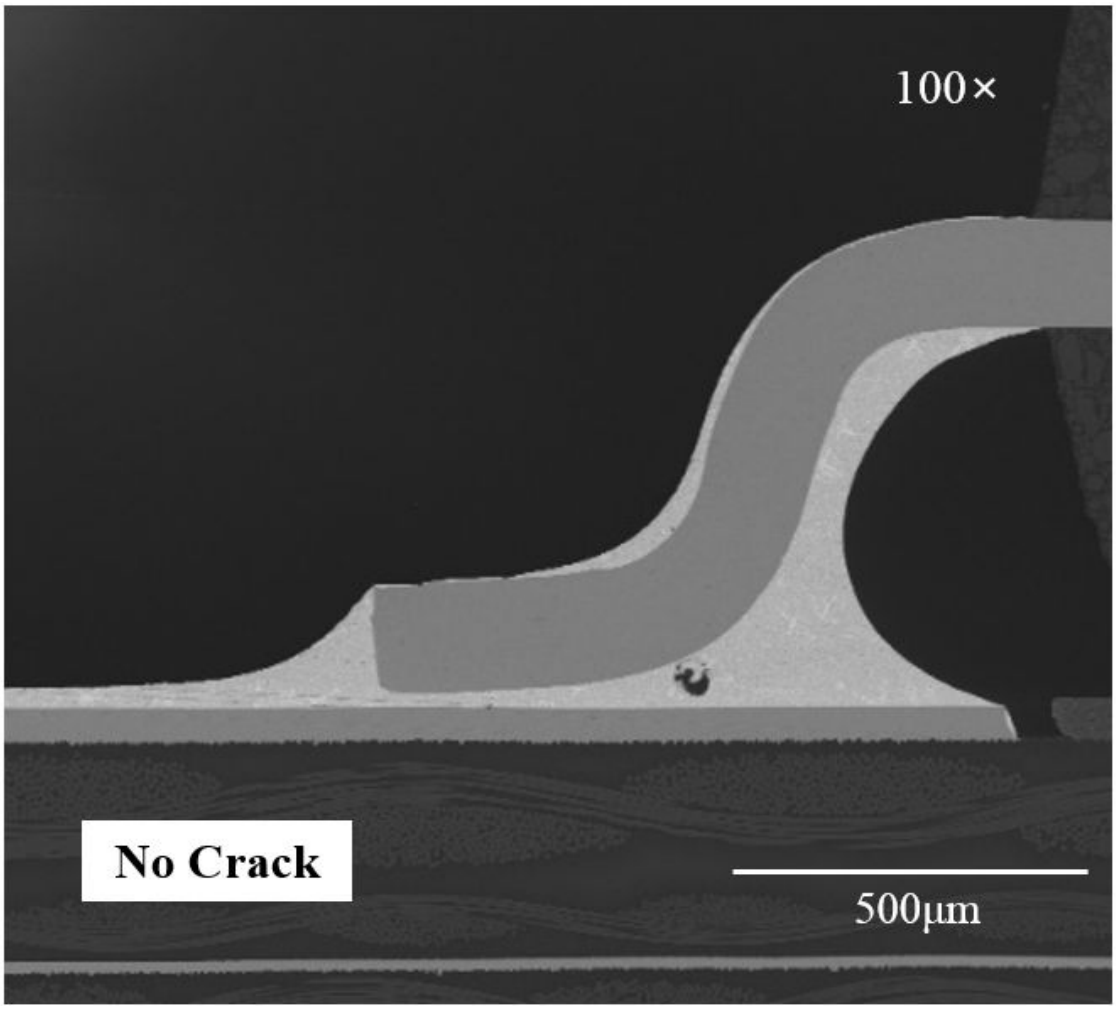


(e)

Fig. 22 SEM Microphotograph of Cracked BGA Solder Joint of 2nd PCB Specimen ((a) U1 Component, (b) U4 Component, (c) U5 Component, (d) U6 Component, (e) U9 Component)

Collection @ chosun

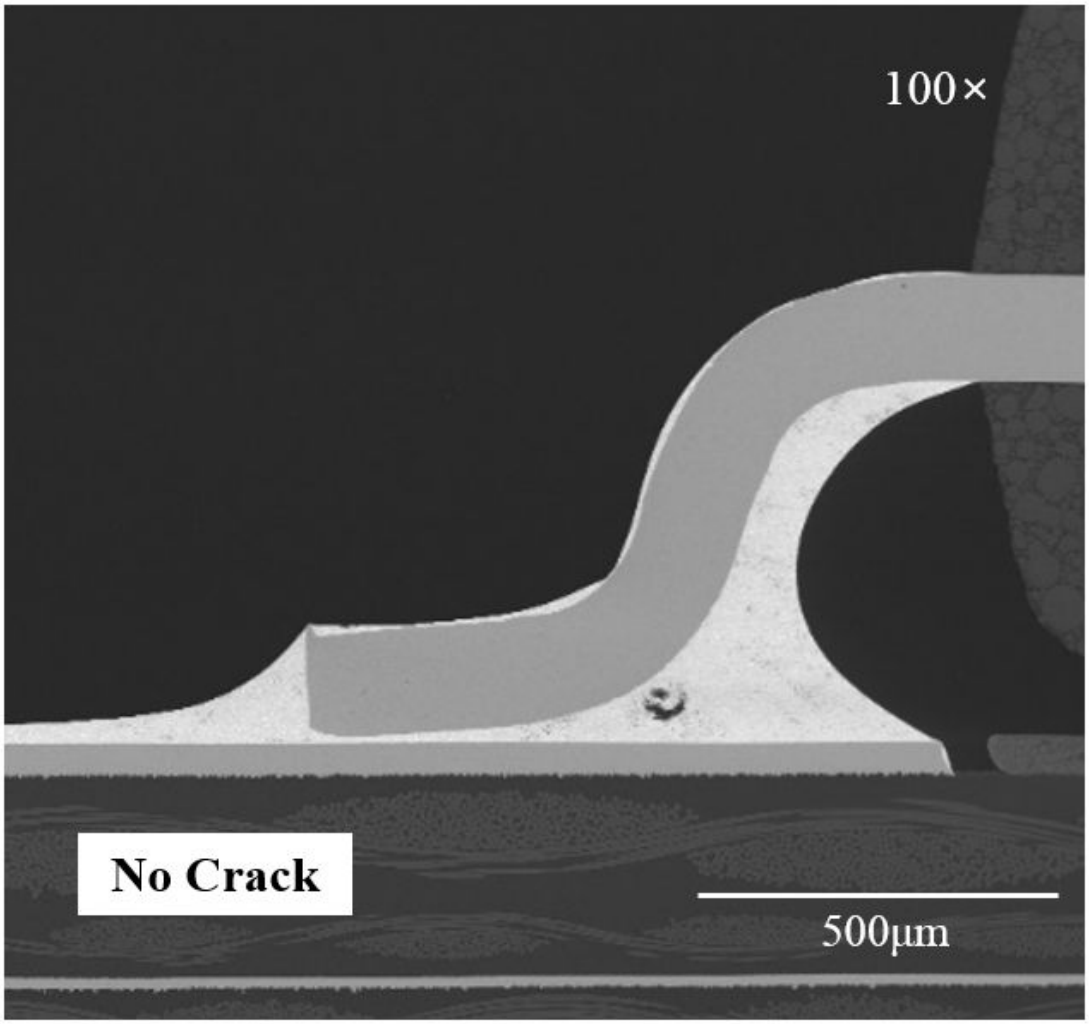
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

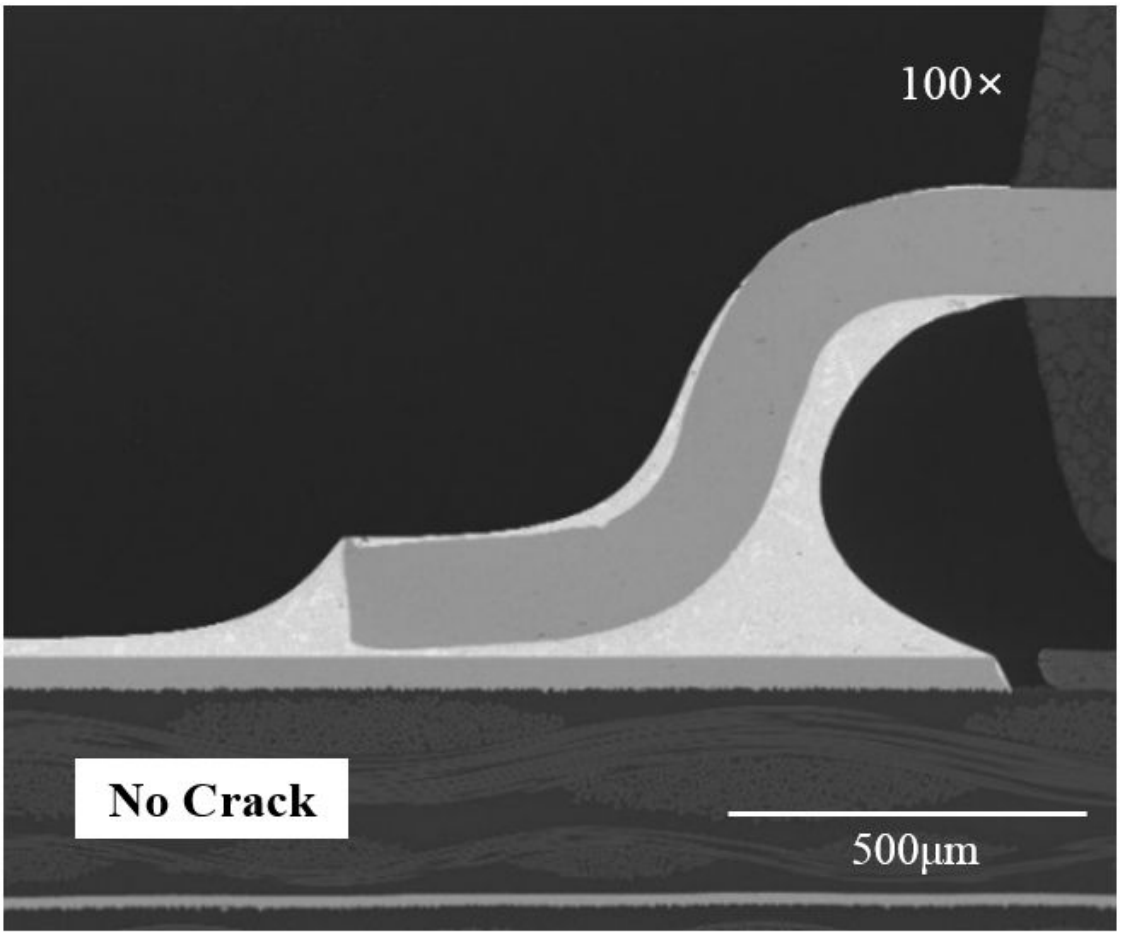
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Collection @ chosun

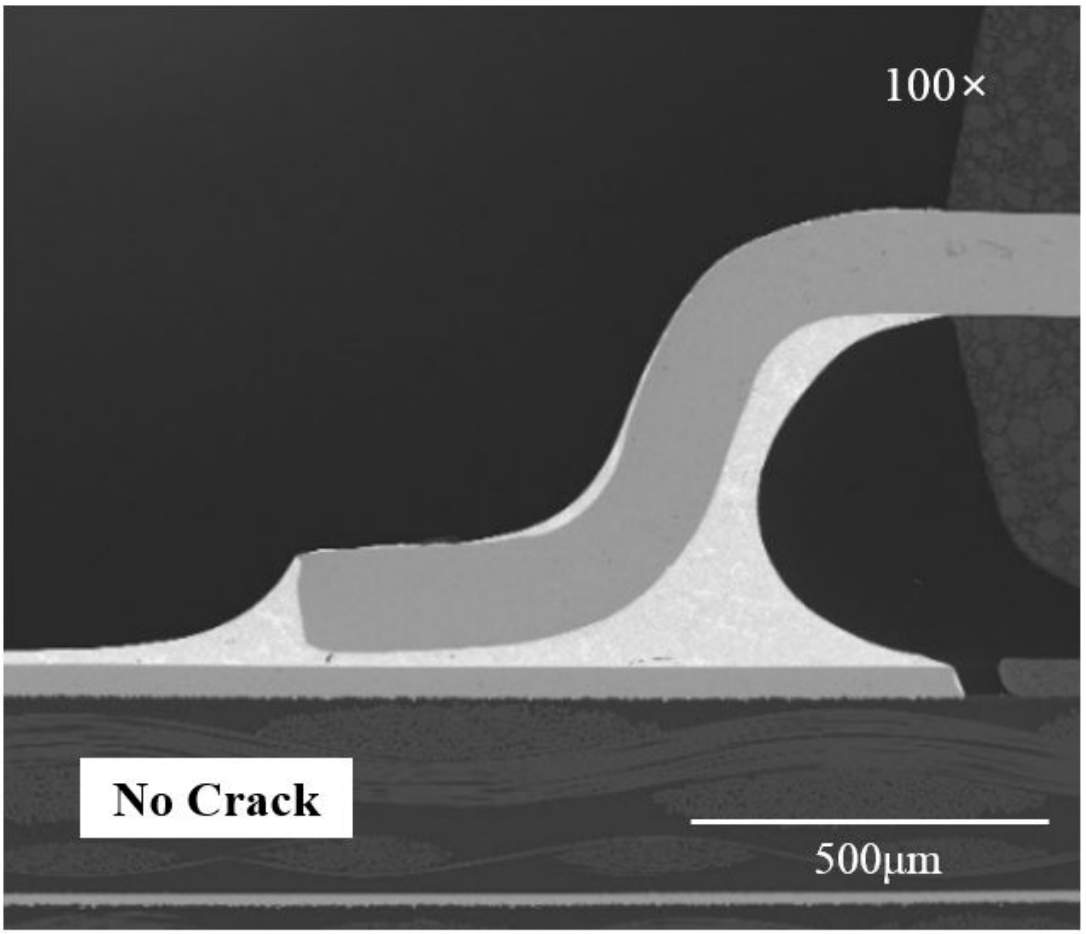
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(c)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(d)

Fig. 23 SEM Microphotograph of TSSOP Solder Joint and Lead of 2nd PCB Specimen ((a) U2 Component, (b) U3 Component, (c) U7 Component, (d) U8 Component)

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 8 Summary of Random Vibration Life Test Results with respect to Each Components

Component No.	1st PCB Specimen		2nd PCB Specimen	
	Fatigue Life [hr]	Remarks	Fatigue Life [hr]	Remarks
U1	< 7.67	Partially Cracked	< 16	Partially Cracked
U2	> 7.67	No Crack	> 16	No Crack
U3	> 7.67	No Crack	> 16	No Crack
U4	< 7.67	Partially Cracked	< 16	Partially Cracked
U5	**6.89**	**Full Crack**	**7.42**	**Full Crack**
U6	< 7.67	Partially Cracked	12.04	Full Crack
U7	> 7.67	No Crack	> 16	No Crack
U8	> 7.67	No Crack	> 16	No Crack
U9	< 7.67	Partially Cracked	< 16	Partially Cracked

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 9 Comparison of Difference between Tested and Predicted Fatigue Life using Various Life Prediction Techniques

Life Prediction Techniques	U5 Component		U6 Component	
	Predicted Time to Failure [hr]	Difference [Times]	Predicted Time to Failure [hr]	Difference [Times]
1. Steinberg Theory	90.27	12.63	1272.58	105.61
2. Modified Steinberg Theory	2.26	3.16	4.45	2.71
3. Basquin Equation	5.33×10^{-5}	1.34×10^{5}	0.00015	8.03×10^{4}
4. Stress-based Fatigue-Damage Method	1.51	4.74	3.92	3.07
5. Universal Slope based Method	0.0001	7.15×10^{4}	0.0004	3.16×10^{4}
6. Sherlock	6.69	1.064	58.64	4.87

(Unit: hr)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 10 Comparison of Fatigue Life of U5 Component between Test and Prediction using Basquin Equation with Various Fatigue Constants of Sn-Pb37 Solder Alloy

Reference	σ'_f [MPa]	b	Predicted Time to Failure [hr]	Actual Time to Failure [hr]	Difference [Times]
J. Handy et al.[30]	109.6	-0.1	4.0×10^{-5}	7.15	2.00×10^{6}
G. Gloth et al.[31]	66.3	-0.12	3.33×10^{-7}		2.15×10^{7}
Manson [22]	177.15	-0.2427	5.33×10^{-5}		1.34×10^{5}
Q. Z. Yao et al.[32]	75.1	-0.12	1.17×10^{-6}		6.13×10^{6}
DfR Solutions [17]	116.8	-0.116	4.67×10^{-5}		1.53×10^{5}

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

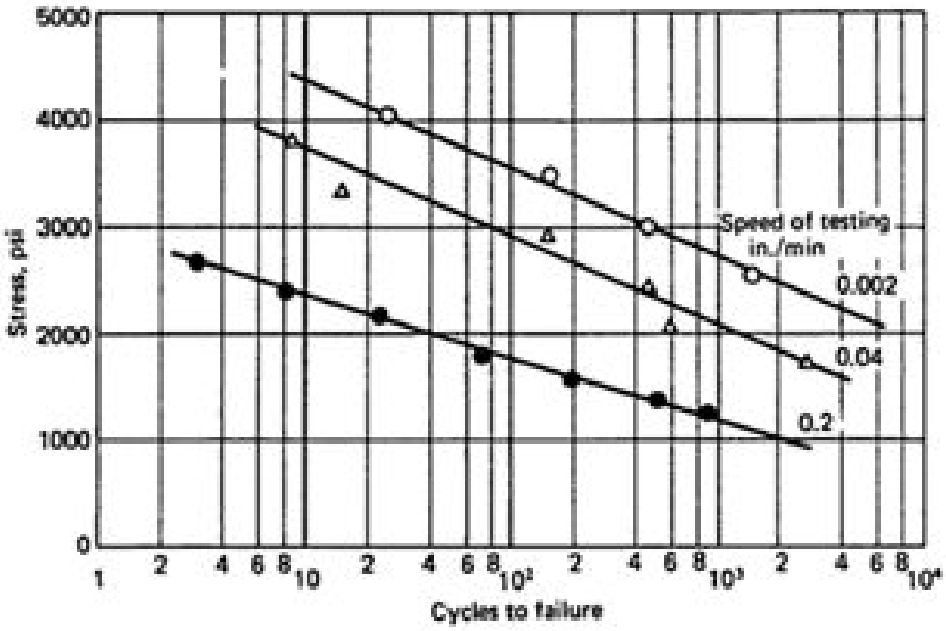


Fig. 24 S-N Curve of Sn-Pb37 by H. E. Boyer (ASM International)[33]

dCollection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

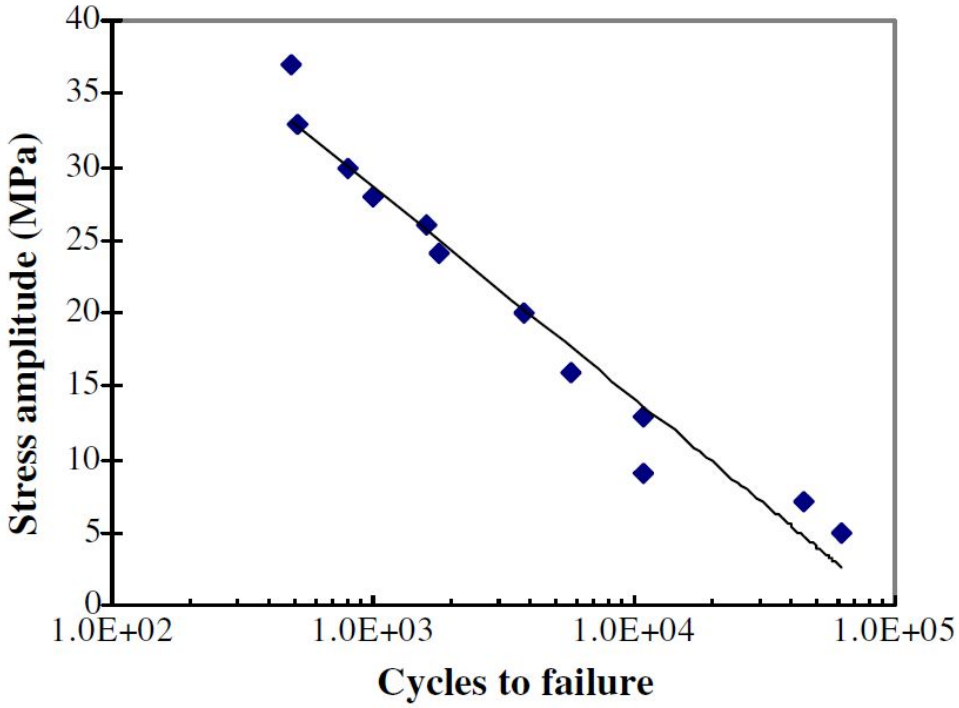
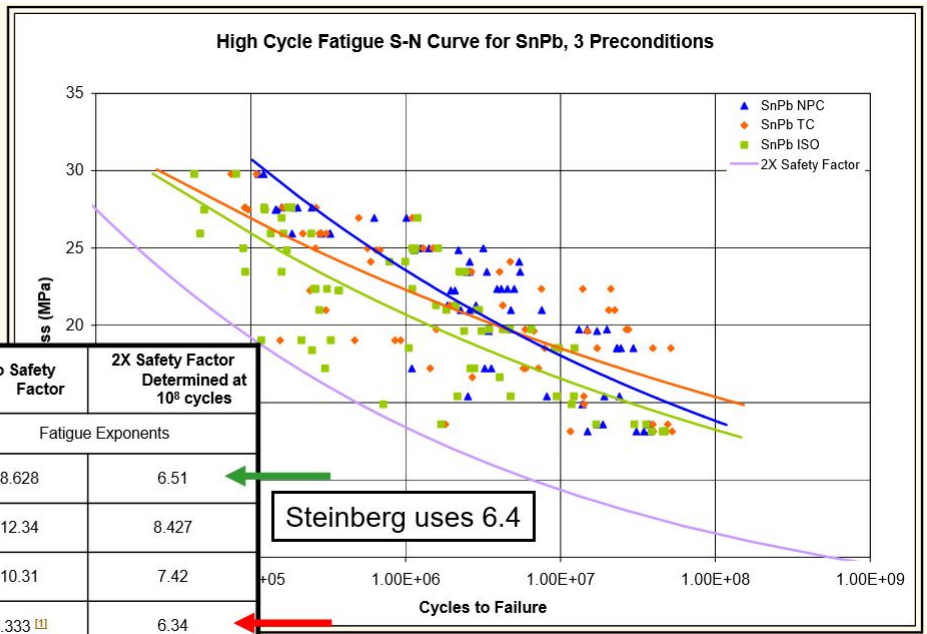


Fig. 25 S-N Curve of Sn-Pb37 by F. X. Che et al.[34]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



Solder Alloy	No Safety Factor	2X Safety Factor Determined at 10^8 cycles
Precondition	Fatigue Exponents	
None	8.628	6.51
Temperature Cycling	12.34	8.427
Isothermal Aging	10.31	7.42
SnPb fatigue exponent	8.333 [1]	6.34

Fig. 26 S-N Curve of Sn-Pb37 by DfR Solutions[17]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 5 장 결 론

본 연구에서는 발사진동 환경 하에서 우주용 전장품의 솔더 접합부 구조 신뢰성에 있어서 보다 신뢰도 있는 피로수명 예측 기법을 제시하고자 우주용 전장품의 대표적인 예시로 선정된 PCB 시편에 대한 유한요소모델을 구축하고 구조해석을 수행하였다. 또한 종래 이론적 기반의 솔더 접합부 피로수명 예측 관련 연구에서 가장 폭넓게 적용되는 5가지 이론을 적용하여 솔더 접합부 피로수명 예측을 실시하였다. 또한 본 연구에서는 상기 피로수명 예측의 일환으로 전자부품의 생애 주기 간 수명분석이 가능한 상용 신뢰성 수명예측 도구인 Sherlock을 이용한 수명예측을 수행하였다.

상기의 수명 분석결과로부터 가장 타당성 있는 솔더 접합부 수명예측 기법을 도출하기 위해 총 2장의 PCB 시편을 제작하였으며, 시험 중 솔더 접합부의 파손을 감지하기 위해 Daisy-chain 회로의 저항을 모니터링하는 방식으로 각 소자 별 솔더 접합부의 피로수명을 평가하였다. 총 16시간의 랜덤진동 시험을 수행하는 동안 U5 및 U6 소자에서 각각 평균 7.15시간 및 12.04시간에 저항치가 시험기준을 초과하여 파손이 일어난 것으로 예상하였다. 시험결과의 검증을 위해 단면 SEM 촬영을 실시하여 최종적으로 해당 소자의 솔더가 완전히 파손되었음을 최종 확인하였다. 상기 시험결과와 예측결과 간의 비교분석을 통해 본 연구에서 적용한 수명예측 방법 중 Sherlock을 활용한 예측결과가 가장 실제 솔더 접합부의 피로수명에 근접함을 알 수 있었다. 반면 종래 적용된 5가지 이론 대부분의 경우, 주로 S-N 선도 및 적용된 피로상수의 부정확성 등의 이유로 실제 실험결과와의 차이가 있었으나, 이 중 Modified Steinberg 이론을 적용하였을 때 U5 소자에 대한 피로수명이 2.26시간으로 예측되어 Sherlock을 제외하면 가장 실제 수명에 근접하는 예측결과를 나타내었다. 따라서 최종적으로 상기의 Modified Steinberg 이론이 솔더 접합부의 피로수명 측면에서 가장 타당성 있는 예측기법임을 알 수 있었다. 그러나 상기 제시된 기법 또한 S-N 선도로부터 도출된 피로상수를 이용하여 수명을 산출하기에 실제 설계에 적용하기 위해서는 수명예측의 정확성 개선 및 다양한 경계조건 및 하중조건에서의 정확성 검토가 필요하며, 이는 후속연구에서 수행할 계획이다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【참 고 문 헌】

1) Y. K. Kim and D. S. Hwang, "PBGA Packaging Reliability Assessments under Random Vibrations for Space Applications", Microelectronics Reliability, Vol. 55, No. 1, 2015, pp.172~179.

2) R. Ghaffarian, "CCGA Packages for Space Applications", Microelectronics Reliability, Vol. 46, No. 12, 2006, pp.2006~2024.

3) R. Ramesham, "Reliability of Ceramic Column Grid Array (CCGA717) Interconnect Packages Under Extreme Temperatures for Space Applications", Journal of Microelectronics and Electronic Packaging, Vol. 7, No. 1, 2010, pp.16~24.

4) J. J. Wijker, "Spacecraft Structures", Springer Science & Business Media, New York, 2008

5) D. S. Steinberg, "Vibration Analysis for Electronic Equipment", Wiley-Interscience Publication, New York, 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, 2011, pp.952~958.

7) S. S. Lee, T. W. Park, J. H. Seo, S. W. Han and S. H. Kim, "Structural Vibration Analysis of Electronic Equipment for Satellite under Launch Environment", Key Engineering Materials, Vols. 270-273, 2004, pp.1440-1445.

8) H. U. Oh, S. H. Jeon and S. C. Kwon, "Structural Design and Analysis of 1U Standardized STEP Cube Lab for On-Orbit Verification of Fundamental Space Technologies", International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing, Vol. 2, No. 3, 2014, pp.239-244.

9) G. V. Chary, E. Habtour and G. S. Drake, "Improving the Reliability in the Next Generation of US Army Platforms Through Physics of Failure Analysis", Journal of Failure Analysis and Prevention, Vol. 12, No. 1, 2012, pp.74-85.

10) D. Yu, A. Al-Yafawi, T. T. Nguyen, S. Park and S. Chung, "High Cycle Fatigue Life Prediction for Pb-free BGA under Random Vibration Loading",

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Microelectronics Reliability, Vol. 51, 2011, pp.649-656

11) T. E. Wong, B. A. Reed, H. M. Cohen and D. W. Chu, “Development of BGA Solder Joint Vibration Fatigue Life Prediction Model”, 49th IEEE Electronic Components and Technology Conference, 1999, pp.149-154

12) Y. Cinar, J. Jang, G. Jang, S. Kim and J. Jang, “Effect of Solder Pads on the Fatigue Life of FBGA Memory Modules under Harmonic Excitation by using A Global-local Modeling Technique”, Microelectronics Reliability, Vol. 53, 2013, pp.2043-2051

13) M. K. Thakur, R. R. Badagandi, M. R. Thyagaraj and K. V. Govinda, “Estimating Fatigue Life of Space Electronic Package Subjected to Launch Loads”, Journal of Materials Science & Surface Engineering, Vol. 3, No. 1, 2015, pp.181-184.

14) S. Mathew, D. Das, M. Osterman, and M. Pecht, “Virtual Remaining Life Assessment of Electronic Hardware Subjected to Shock and Random Vibration Life Cycle Loads”, Journal of the Institute of Environmental Sciences and Technology, Vol. 50, No. 1, 2007, pp.86-97

15) R. S. Li, “A Methodology for Fatigue Prediction of Electronic Components under Random Vibration Load”, Journal of Electronic Packaging, Vol. 123, No. 4, 1999, pp.394-400

16) C. Han, C. M. Oh, and W. S. Hong, “Prognostics Model Development of BGA under Vibration Environment”, IEEE Transactions on Components, Packaging and Manufacturing Technology, Vol. 2, No. 8, 2012, pp.1329-1334

17) http://www.dfrsolutions.com/

18) M. A. Miner, “Estimation of Fatigue Life with Particular Emphasis on Cumulative Damage”, Metal Fatigue, McGraw-Hill, New York, 1959

19) H. K. Jeong, “Development of Stiffness Tunable Mesh Isolator Based on Shape Memory Alloy”, 박사학위논문, 2013

20) G. Caswell, "17 Equations That Changed the World-There’s More Than That!!! Part-1", http://www.dfrsolutions.com/hubfs/17-Equations-that-Changed-the-World-Part-II.pdf?t=1493389984552

21) Joint IPC/JEDEC Standards(IPC/JEDEC-9704A): Printed Circuit Assembly Strain

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Gage Test Guideline.

22) S. S. Manson, "Fatigue: A Complex Subject-Some Simple Approximations", Experimental Mechanics, Vol. 5, No. 7, 1965, pp.193-226

23) J. McLeish and R. Haeberle, "Moving Automotive Electronics from Reliability/Durability Testing to Virtual Validation Modeling Using a Physics of Failure CAE App.", SAE International Journal of Passenger Cars-Electronic and Electrical Systems, Vol. 7, 2014, pp.369-376.

24) http://www.imv-tec.com/

25) IPC Standards(IPC-9701A), Performance Test Methods and Qualification Requirements for Surface Mount Solder Attachments.

26) IPC Standards(IPC-SM-785), Guidelines for Accelerated Reliability Testing of Surface Mount Solder Attachments.

27) H. Qi, G. Plaza, S. Ganesan, M. Osterman and M. Pecht, "Reliability Assessment on Insertion Mount Assembly under Vibration Conditions," Proceedings of 57th IEEE Electronic Components and Technology Conference, 2007, pp.407-414

28) J. H. Lau, N. Hoo, R. Horsley, J. Smetana, D. Shangguan, D. Dauksher, D. Love, I. Menis and B. Sullivan, "Reliability Testing and Data Analysis of Lead-Free Solder Joints for High-density Packages," Soldering & Surface Mount Technology, Vol. 16, No. 2, 2004, pp.46-68

29) S.F. Wong, P. Malatkar, C. Rick, V. Kulkarni and I. Chin, "Vibration Testing and Analysis of Ball Grid Array Package Solder Joints," Proceedings of 57th IEEE Electronic Components and Technology Conference, pp.373-380

30) J. Handy, "What causes semiconductor cycles?", http://www.forbes.com/sites/jimhandy/2011/12/29/what-causes-semiconductor-cycles/, 2011

31) G. Gloth and M. Sinapius, "Analysis of Swept-sine Runs during Modal Identification", Mechanical Systems and Signal Processing, Vol. 18, No. 6, 2004, pp.1421-1441

32) Q. Z. Yao, J. M. Qu and S. X. Wu, "Solder Fatigue Life in Two Chip Scale Packages, Proceedings of IEEE-MAPS international Symposium on Microelectronics, 1999. pp.563-70.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

33) H. E. Boyer, “Atlas of Fatigue Curves”, ASM International, Ohio, 1985
34) F. X. Che and J. H. L. Pang, “Vibration Reliability Test and Finite Element Analysis for Flip Chip Solder Joints”, Microelectronics Reliability, Vol. 49, No. 7, 2009, pp.754-760

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【연 구 실 적】

<해외논문>

1. Tae-Yong Park, Joo-Yong Jung and Hyun-Ung Oh, "Experimental Investigation on the Feasibility of Using a Fresnel Lens as a Solar-Energy Collection System for Enhancing On-Orbit Power Generation Performance", International Journal of Aerospace Engineering, 2017, Vol. 2017, pp. 1-12, https://doi.org/10.1155/2017/1435036
2. Hyun-Ung Oh and Tae-Yong Park, "Experimental Feasibility Study of Concentrating Photovoltaic Power System for CubeSat Applications", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2015, Vol. 51 No. 3, pp. 1942-1949, doi:10.1109/TAES.2015.140208
3. Tae-Yong Park, Bong-Geon Chae and Hyun-Ung Oh, "Development of Electrical Power Subsystem of Cube Satellite STEP Cube Lab for Verification of Space-Relevant Technologies", International Journal of Aerospace System Engineering, 2016, Vol. 3 No. 2, pp. 31-37, http://dx.doi.org/10.20910/IJASE.2016.3.2.31

<국내논문>

1. 이명재, 박태용, 강수진, 장수은, 오현웅, "발사체 분리과정모사 및 단계별 영상획득이 가능한 교육용 물로켓 CULV-1 개발 및 비행시험", 항공우주시스템공학회지, 2016, Vol. 10 No. 2, pp. 14-21
2. 박태용, 채봉건, 오현웅, "상용 프레넬렌즈를 이용한 극초소형 위성용 집광형 태양전력 시스템의 궤도 전력생성효율 분석", 한국항공우주학회지, 2015, Vol. 43 No. 4, pp. 318-325
4. 박태용, 채봉건, 정현모, 오현웅, "큐브위성용 상용 전력계 부품을 적용한 영구자석 자세제어 안정화 방식 큐브위성의 전력계 개념설계", 항공우주시스템공학회지, 2014, Vol. 8 No. 1, pp. 42-47
5. 오현웅, 박태용, "수동형 자세제어 안정화 방식을 적용한 큐브위성의 열적 특성분석", 한국항공우주학회지, 2014, Vol. 42 No. 5, pp. 423-429
6. 권성철, 정현모, 하헌우, 한성현, 이명재, 전수현, 박태용, 강수진, 채봉건, 장

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

수은, 오현웅, 한상혁, 최기혁, “우주기반기술 검증용 극초소형 위성 STEP Cube Lab.의 시스템 개념설계”, 한국항공우주학회지, 2014, Vol. 42 No. 5, pp. 430-436

7. 박태용, 채봉건, 이용근, 강석주, 오현웅, “상용 배열형 렌즈를 적용한 집광형 태양전력시스템의 우주 적용 가능성 실험적 검토”, 한국항공우주학회지, 2014, Vol. 42 No. 7, pp. 622-627

<학회발표>

1. Tae-Yong Park, Young-Hyeon Jeon, Jong-Chan Park, Hyeong-Ahn Kwon and Hyun-Ung Oh, “Fatigue Life Estimation of Spaceborne Electronic by Integrated Life Prediction Tools of Sherlock”, 31st International Symposium on Space Technology and Science, The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences
2. 박태용, 오현웅, “멀티콥터형 소형무인기 전원계통 고장진단방법 고찰”, 항공우주시스템공학회 2017 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회
3. Tae-Yong Park, Seong-Cheol Kwon and Hyun-Ung Oh, “Development of a 1U Standardized CubeSat of STEP Cube Lab for On-orbit Verification of Space-relevant Research Outputs from Universities in Korea”, 67th International Astronautical Congress, International Astronautical Federation
4. Tae-Yong Park, Bong-Geon Chae and Hyun-Ung Oh, “Development of Electrical Power Subsystem of Cube Satellite STEP Cube Lab for Verification of Fundamental Space Technology”, AJSAE 2016 (Asian Joint Symposium on Aerospace Engineering 2016), The Society for Aerospace System Engineering
5. 강수진, 권성철, 이명재, 박태용, 채봉건, 장수은, 오현웅, 한상혁, “우주핵심기술의 궤도검증을 위한 STEP Cube Lab.의 비행모델 개발 및 일련과정”, 한국항공우주학회 2016 춘계학술대회, 한국항공우주학회
6. 박태용, 권성철, 박종찬, 오현웅, “열적패드 압축률에 따른 BGA 패키지의 열탄성 구조 영향성 검토”, 한국항공우주학회 2016 추계학술대회, 한국항공우주학회

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

7. 강수진, 권성철, 이명재, 박태용, 채봉건, 장수은, 한상혁, 오현웅, “큐브위성 STEP Cube Lab.의 환경시험 및 결과분석”, 한국항공우주학회 2016 추계학술대회
8. Tae-Yong Park, Bong-Geon Chae and Hyun-Ung Oh, “Experimental Study on Solar Energy Collection System Using Commercial PMMA Lens for Cube Satellite Application”, The 8th Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science, The Society for Aerospace System Engineering
8. 정현모, 권성철, 하헌우, 전수현, 이명재, 강수진, 박태용, 장수은, 채봉건, 전영현, 한성현, 전성용, 오현웅, “큐브위성 STEP Cube Lab.의 비행모델 개발”, 한국우주과학회 2015 춘계학술대회
9. 정현모, 한성현, 이명재, 박태용, 오현웅, “큐브위성 STEP Cube Lab.의 우주기술 검증용 탑재체“, 한국우주과학회 2014 춘계학술대회
10. 박태용, 채봉건, 오현웅, “큐브위성 STEP Cube Lab.을 이용한 집광형 태양전력 시스템 검증“, 한국우주과학회 2014 춘계학술대회
11. 박태용, 전영현, 김가람, 오현웅, “상용 멀티어레이 렌즈를 적용한 집광형 태양 전력시스템의 유효성 검증”, 항공우주시스템공학회 2014 춘계학술대회
12. 장수은, 전수현, 권성철, 이명재, 한성현, 박태용, 장태성, 오현웅, “Payload Level Launch Environment Verification Test of STEP Cube Lab.”, 한국우주과학회 2014 추계학술대회
13. 박태용, 정현모, 오현웅, “큐브위성 전용 상용 전력계를 적용한 영구자석 안정화 자세제어 방식 큐브위성의 전력계 개념설계”, 항공우주시스템공학회 2013 춘계학술대회
14. 정현모, 권성철, 이명재, 전수현, 박태용, 강수진, 차진영, 오현웅, “극초소형위성 TRANSCUBER의 시스템 개념설계”, 항공우주시스템공학회 2013 춘계학술대회
15. 권성철, 하헌우, 정현모, 한성현, 이명재, 전수현, 김영욱, 박태용, 강수진, 차진영, 장수은, 채봉건, 오현웅, “우주기반기술 검증용 STEP Cube Lab.의 시스템 설계”, 한국우주과학회 2013 추계학술대회
16. 권성철, 정현모, 하헌우, 한성현, 전수현, 이명재, 김영욱, 강수진, 박태용, 차진영, 채봉건, 장수은, 오현웅, “우주기초기술의 궤도검증을 위한 STEP Cube Lab.의 시스템 개념설계”, 항공우주시스템공학회 2013 추계학술대회

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

<수상>

1. 이명재, 박태용, 강수진, 장수은, “실제 발사체의 발사과정 모사가 가능한 물로켓 CULV-1”, 2015 조선대학교 캡스톤디자인 경진대회 우수상
2. 이명재, 박태용, 강수진, 장수은, “발사체 분리과정 및 단계별 영상획득이 가능한 물로켓 CULV-1 개발 및 비행시험”, 2015 항공우주학회 학부생 논문경진대회 준우수상
3. 박태용, 채봉건, 장수은, “우주 적용을 위한 고효율 태양집광형 전력시스템의 실험적 성능검증”, 2014 항공우주학회 학부생 논문경진대회 장려상
4. 박태용, 채봉건, 정현모, 전성용, “집광형 렌즈를 이용한 태양지향 3축 자세제어 극초소형 위성의 전력생성효율 증가방법”, 2014 한국에너지기술평가원 에너지기술 창의 아이디어 공모전 우수상 (한국신재생에너지학회장상)
5. 오현웅, 권성철, 하헌우, 정현모, 한성현, 이명재, 박태용, 강수진, 전수현, 차진영, 채봉건, 장수은, “2013 큐브위성 경연대회 최종 3팀 선정”, 2013 미래창조과학부, 한국항공우주연구원 (최종3팀 선발)
6. 권성철, 하헌우, 정현모, 한성현, 전수현, 강수진, 이명재, 박태용, 차진영, 장수은, 채봉건, “STSL-I 큐브 솔루션”, 2013 조선대학교 창업 아이디어 공모전 우수상
7. 정현모, 권성철, 이명재, 전수현, 박태용, 강수진, 차진영, 오현웅, “극초소형위성 TRANSCUBER의 시스템 개념 설계”, 2012 항공우주시스템공학회 우수발표 논문상

Collection @ chosun