

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(2), 167-174(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.2.167

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

달 착륙선의 히터 작동온도 설정에 따른 솔더 접합부의 구조적 신뢰성 분석

전영현*, 박태용*, 이장준**, 김정훈**, 오현웅***

Investigation of Structural Reliability on Solder Joint According to Heater Set-point of the Lunar Lander

Young-Hyeon Jeon*, Tae-Yong Park*, Jang-Joon Lee**, Jung-Hoon Kim**

and Hyun-Ung Oh***

Department of Aerospace Engineering, Chosun University*,**

Korea Aerospace Research Institute (KARI)**

ABSTRACT

The heater is applied to the lunar lander for securing its survivability under severe lunar thermal environment during 14 days of night time. For this, the heater on/off set-points shall be determined to minimize the power consumption due to the limited power generation of lunar lander during night time. In addition, the temperature changes of the lander according to the heater set-point is also an important factor because it is related to thermo-mechanical reliability on solder joint of on-board electronics. In this study, we investigated thermo-mechanical reliability on solder joint according to the heater set-point by using commercial reliability and a life prediction tool of Sherlock based on the thermal analysis results of lunar lander that is a year of the mission lifetime.

초 록

달 착륙선에는 14일에 이르는 밤 구간동안 극한의 열환경에서 생존하기 위한 열원공급을 목적으로 히터가 적용되며, 이 때 전력생성이 제한되는 착륙선의 소요전력을 최소화하는 히터 작동 온도 설정치가 결정되어야 한다. 또한 상기 온도 설정치에 따른 착륙선의 온도 변화는 탑재 전자제품에 적용된 전자소자의 솔더 접합부에 대한 열기계적 신뢰성과 연관되는 중요한 설계인자이다. 본 논문에서는 임무수명이 1년인 달 착륙선의 열해석 결과를 토대로 상용 신뢰성 수명예측도구인 Sherlock을 활용하여 상기의 온도 설정치에 따른 솔더 접합부의 열 기계적 신뢰성을 검토하였다.

Key Words : Lunar Lander(달 착륙선), Heater Set-point(히터 온도 설정치), Solder Joint(솔더 접합부), Heater Power(히터 전력), Reliability(신뢰성)

† Received : December 11, 2017 Revised : January 5, 2018 Accepted : January 11, 2018

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

1. 서 론

달 표면의 열환경은 지구 표면 및 지구 저궤도(Low Earth Orbit, LEO) 환경과는 달리 대기의 부재, 달 표면의 높은 흡수율 및 방사율로 인해 낮과 밤 구간의 표면 온도차가 최대 300 °C인 넓은 온도범위를 가진다. 또한 지구에 비해 현저하게 느린 28일의 자전속도로 인해 낮과 밤 구간의 길이가 각 14일에 이르는 가혹한 열환경 조건을 갖는다[1-2]. 따라서 달 착륙선은 성공적인 임무수행에 있어서 상기의 가혹한 열환경에서 생존하기 위한 열 설계가 중요하다. 일반적으로 달 착륙선은 구조체의 외부 표면을 다층박막단열재(Multi-Layer Insulation, MLI)로 단열 처리하며, 임무장비로부터의 폐열을 우주공간으로 방출하기 위한 방열판이 적용된다. 그리고 밤 구간에서는 방열판을 통한 지속적인 열 방출에 기인한 임무장비의 과도한 냉각을 방지하기 위해 별도의 열원 공급이 필수적이다.

지구 저궤도 위성의 경우에는 임무장비에 필요한 열원 공급을 위해 일반적으로 히터가 적용되며, 실제 비행 모델에 적용 시에는 히터의 작동 온도 설정치를 인증시험수준의 온도범위보다 많은 마진을 포함하여 결정하게 된다. 이는 일반적으로 3~5년간의 임무수행에 있어 탑재 전장품의 PCB기판과 전자소자간의 서로 다른 열팽창계수(Coefficient of Thermal Expansion, CTE) 차이로 인한 열응력이 반복됨에 따른 피로파괴 측면에서의 열 기계적 신뢰도를 확보하기 위함이다. 즉, 히터 작동 온도를 높게 설정하여 궤도 열환경에서의 전장품의 온도 변화를 최소화할수록 솔더 접합부의 피로수명은 향상된다. 그러나 이에 따라 온도유지를 위한 히터의 전력 소모량이 증가하게 된다. 특히 지구 저궤도 및 달 궤도 위성과는 달리 태양광이 전혀 없는 밤 구간이 평균 14일에 이르는 달 착륙선의 경우, 전력생산 및 저장에 있어서 많은 제한조건이 있기에 허용온도범위를 충분히 유지 가능하면서도 소모 전력을 최소화하는 온도 설정치를 결정하는 것이 원활한 임무수행에 있어서 더욱 중요하다.

그러나 온도 설정치를 조정하더라도 달 착륙선의 가용 전력량이 극히 제한됨으로 인해 히터 적용 자체가 어려운 경우에는 방사성동위원소 히터유닛(Radioisotope Heater Unit, RHU)의 적용을 고려할 수 있다. RHU는 Pu-238 등 방사성동위원소의 핵분열에 의한 발열을 열원으로 활용하여 별도의 전력 소모 없이 임무장비의 온도유지가 가능하기에 시스템 전력버짓 측면에서 효율적이다. 이러한

장점으로 RHU는 미국의 Spirit과 Opportunity 등의 화성 탐사로버를 비롯해 Cassini-Huygens, Voyager와 같이 태양에너지 입사량이 비교적 적고 극저온의 우주환경에 노출되는 심 우주 탐사선에 주로 적용되어 그 신뢰도가 입증되었다. 그러나 상기의 RHU는 히터와 같이 원하는 온도조건에 따라 발열상태를 조절할 수 없기 때문에 달의 낮 구간 동안에도 발열이 계속되어 탑재 임무장비가 과열될 수 있다는 단점이 존재한다[3].

결국, 달 착륙선의 열 설계에 있어서 임무장비의 최소 허용온도범위 내에서 온도 설정치를 가능한 낮게 하여 히터나 RHU 등 열원 공급량을 최소화하는 것이 전체 시스템 측면에서 효율적이라고 할 수 있다. 그러나 상기의 온도 설정치가 낮아짐으로 인해 점차 높아지는 임무장비의 온도차에 따라 솔더 접합부에 대한 열 기계적 신뢰성이 상이할 것이기에 반드시 설계단계에서 검토가 필요하다.

한편, 기존 연구에서 열주기 환경에서의 솔더 접합부의 신뢰성 분석에 관한 대표적 예로, Jeon et al.[4]은 전장품의 파손 메커니즘에 기인한 수명평가를 위한 상용 신뢰성 수명예측 도구인 Sherlock[5]을 활용하여 차세대 중형위성용 탑재 전장품인 CCB(Camera Controller Box)에 대해 인증시험수준의 열주기 환경에 대하여 고장 메커니즘 별 솔더 접합부의 신뢰성 평가를 수행하였다. 또한 Jeon et al.[6]은 열주기 환경에서의 큐브위성용 임무보드의 소자 솔더 접합부에 대한 열 기계적 신뢰성 평가를 수행하였다. 그러나 상기 두 선행연구의 경우, 일반적인 지구 저궤도 위성의 궤도 열주기 환경에서의 솔더 접합부의 신뢰성을 평가한 것으로, 달 착륙선에 대해 온도 설정치에 따른 솔더 접합부의 신뢰성 검토는 아직 수행된 바 없다. 그러나 실제의 사례로 아폴로 11호의 임무수행 보고서에 따르면, 달 착륙 후 미션타이머의 기능동작이 비정상적으로 작동한바 있으며, 이에 대한 주된 원인을 주요 임무보드의 솔더 균열로 판단하고 있다[7].

본 연구에서는 1년의 임무수명으로 가정된 달 착륙선을 예시로 달의 열환경 하에서의 열적특성을 분석하고자 표토층을 포함하는 착륙선의 열모델을 구축하였으며, 열해석을 통해 온도 설정치에 따른 히터용량 및 RHU 개수를 분석하였다. 또한 상기 열해석 결과로부터 도출된 착륙선의 온도 프로파일을 기반으로 상용 신뢰성 수명예측 도구인 Sherlock을 활용하여 상기의 온도 설정치에 따른 솔더 접합부의 열 기계적 신뢰성 분석을 실시하였다.

II. 본 론

2.1 달 열환경 개요

달의 열환경은 태양에너지, 달 표면의 복사 및 알베도가 있으며, 지구와는 달리 열에너지가 분산되는 대기의 부재로 인해 최대 1,420 W/m²의 태양 복사에너지가 달로 유입될 때 낮 구간에서 달의 최대 복사량이 1,320 W/m²이고 태양광이 없는 밤 구간에서는 5.2 W/m²로 지구 저궤도에 비해 매우 가혹한 열환경을 갖는다. 또한 달 표면에서의 최대 온도차는 위도 및 지역별로 다소 상이하나, 미국의 달 탐사 궤도선인 LRO(Lunar Reconnaissance Orbiter)의 DLRE(Driver Lunar Radiometer Experiment) 탑재체의 측정결과[8]로부터 평균적으로 적도를 기준으로 약 -158°C~122°C의 온도범위를 가지며, 중위도는 약 -143°C~77°C의 범위를 갖는다. 그리고 극지방 근방에서의 백야현상이 나타나는 일부지역조차 약 -63°C~-43°C의 표면온도를 나타낸다[8]. 이와 같이 달의 밤 구간에서는 극심한 저온환경에 놓이게 되므로 착륙선 생존을 위해서는 별도의 열원 공급이 요구된다. 또한 달 표면은 고온 가루와 같은 표토(Regolith)로 덮여져있으며, 표토의 깊이가 4~5 m 인 달의 바다(Mare) 지역보다 깊이가 10~15 m 에 이르는 고지대(Highland) 지역의 알베도가 높게 나타나며, 측정지점에 따라 0.076~0.297의 범위를 갖는다[9].

2.2 달 착륙선의 열해석

2.2.1 열해석 개요

전술한 달 열환경 하에서 히터 및 RHU와 같은 열원공급 유무에 따른 달 착륙선의 열적 특성을 분석하고자 착륙선이 중위도 45° 지점의 고지대 지역에 착륙선이 위치한 조건을 예시로 하여 열해석을 수행하였다. Table 1은 본 연구에서 고려하고자 하는 달 착륙선의 제원 및 열 설계 요구조건을 나타내며, 현재 상세설계가 수행되지 않았기에 열해석 상에서는 착륙선을 단일 절점의 체적이 1 m³, 총 중량은 500 kg인 정육면체로 단순하게 고려하였다. 발열 조건은 낮 구간동안 임무 수행 시 총 발열량 120 W와 밤 구간동안 최소운용 시 발열량 10 W로 설정하였다. 또한 허용온도범위는 착륙선의 절점 온도를 기준으로 -20°C~50°C이며, 히터운용전력은 500 Wh로 제한된다.

Figure 1은 열해석을 위해 표토층을 포함한 달 착륙선의 열수학적 모델(Thermal Mathematical Model, TMM) 형상을 나타낸다. 착륙선은 전술

Table 1. Thermal Design Requirements for Lunar Lander

Item	Value		Remark
	Daytime	Nighttime	
Mass(kg)	500		-
Dimension(m)	1 × 1 × 1		Cube Shaped
Power Dissipation(W)	120	10	-
Allow. Temp.(°C)	-20/+50(Min./Max.)		-
Power Budget for Night Survival(Wh)	500		-

한 바와 같이 정육면체의 형상으로 단일 절점을 갖는 Brick 요소로 절점에 500 kg의 무게를 부여하고 Al-6061의 물성치가 적용되어 모사되었다. 또한 착륙선이 달 표면에 착륙했을 때 착륙장치로 인해 어느 정도 지면으로부터 이격되어 있는 점을 고려하여 표토층으로부터 0.3 m 이격된 높이에 배치하였다.

착륙선은 달 표면 착륙단계에서 추진 시스템의 분사로 인해 표토층의 먼지 입자가 방열판 표면에 흡착될 경우 방열판 자체의 흡수율이 증가하여 방열효율이 저하되는 문제점이 존재한다. 이를 회피하기 위해 일반적으로 달 착륙선의 방열판은 +Z 방향 표면에 적용되게 되며, 이 점을 고려하여 열모델 상에서도 +Z 방향 면에 이차면경(Second Surface Mirror, SSM)을 배치하였다. 그리고 예비 열해석을 통해 50°C의 최대 허용온도 범위를 만족하는 방열면적을 0.4 m²로 결정하였다. 그리고 방열 면 외에 모든 외부면의 복사에 의한 열교환을 최대한 차폐하고자 MLI를 적용하고 착륙선과 방열판간의 열교환은 오직 전도를 통해서만 이루어진다고 가정하였다.

달의 표토층의 경우, 충분한 면적이 있어야 만이 표토층이 착륙선에 미치는 열적 영향을 적절히 모사할 수 있기에 100 m × 100 m의 면적으로 모

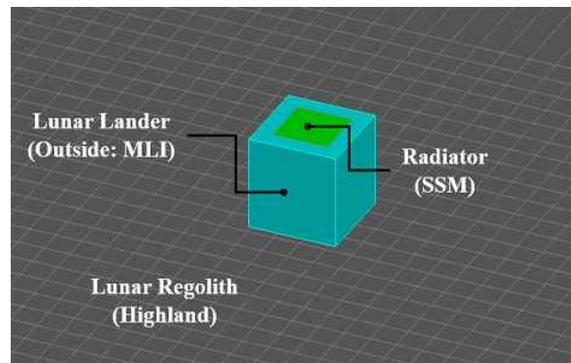


Fig. 1. Thermal Model of Lunar Lander on Regolith

Table 2. Thermal Properties of Lunar Regolith

Parameter		Highland
Thermo-Optical Property (Fluff) [9]	Absorptivity (<i>a</i>)	0.703
	Albedo	0.297
	Emissivity (<i>e</i>)	0.97
Thermo-Physical Property	Conductivity (W/m°C)	Eq. 1(Fluff) / Eq. 2(Regolith)
	Specific Heat (J/kg°C)	1,050
	Density (kg/m ³)	1,000(Fluff) / 2,000(Regolith)

텔링하였다. 그리고 총 깊이는 0.62 m로 우주공간에 노출되는 지표면으로부터 0.02 m 깊이의 먼지층(Fluff)과 나머지 0.6 m 두께의 표토층으로 구성된다. 그리고 컨택터(Contactor)를 이용하여 먼지층과 표토층 간의 열전도를 모사하였다. 또한 달 착륙선의 존재에 따른 그림자의 영향을 효과적으로 구현하기 위해 착륙선이 배치되는 표토층 중앙의 9.9 m × 9.9 m 면적은 절점 간격을 0.3 m로 하고, 그 외의 면적은 절점 수를 최소화하기 위해 10 m 간격으로 모델링하였다. 열해석에 반영된 총 절점 수는 9,096개이다.

Tables 2와 3은 각 착륙선과 표토층의 열모델에 반영된 물성치를 나타낸다. 열광학 물성치는 우주공간에 노출되어 외부와 복사 열교환이 발생하는 먼지층 표면에만 적용하였다. 여기서 광학 물성치의 경우 선행연구를 참고하여 흡수율, 방사율 및 알베도 값을 결정하였다. 또한 열 전도율의 경우 실제 표토층은 온도 및 깊이에 대한 의존성이 있으나[10], 본 논문에서는 달 표면의 최저온도에 있어서 지배적인 영향을 미치는 열전도율의 온도 의존성만 고려하였다. 먼지층 및 표토층의 열전도율은 각 식 (1)과 (2)로부터 도출할 수 있다[11].

$$k_{fluff} = 9.22 \times 10^{-4} \{1 + 1.48(T/350)^3\} \quad (1)$$

$$k_{reg} = 9.30 \times 10^{-3} \{1 + 0.73(T/350)^3\} \quad (2)$$

여기서, *T*는 온도를 나타낸다.

열해석을 위한 경계조건으로는 달의 내부 활동에 의한 지열 0.031W/m²과 태양복사에너지에 의한 1420W/m²의 열 유입량을 적용하였다. 상기 경계조건 및 물성치를 반영한 열모델은 Thermal Desktop[12]으로 구축하였으며, SINDA/FLUINT[13]를 이용하여 열해석을 수행하였다.

Table 3. Thermal Properties of Lunar Lander Applied for Analysis

Parameter		SSM	MLI
Thermo-Optical Property	Absorptivity (<i>a</i>)	0.1	0.05
	Emissivity (<i>e</i>)	0.9	0.05
	<i>a/e</i>	0.111	1.000
Parameter		Al-6061	
Thermo-Physical Property	Conductivity (W/m°C)	167	
	Specific Heat (J/kg°C)	980	
	Density (kg/m ³)	2713	

2.2.2 열해석 결과

Figure 2는 달의 1회 자전주기인 약 708시간 동안 별도의 열원공급 없이 SSM 방열판만이 적용되어 있을 때 획득된 달 착륙선의 온도 프로파일을 나타낸다. 비교를 위해 히터와 RHU 적용 시에 대한 온도 프로파일도 함께 나타내었다. 우선 별도의 열원공급이 없을 경우 낮 구간에서 최고온도는 47.5°C로 50°C의 허용온도에 대해 2.5°C의 마진을 갖는다. 그러나 밤 구간에서는 방열판을 통해 지속적인 방열이 이루어짐에 따라 최저 허용온도인 -20°C에 대해 -90.6°C를 초과하는 -110.6°C까지 온도가 하강하기 때문에 밤 구간에서 달 착륙선의 온도유지를 위한 열원 공급이 필요함을 알 수 있다. 이를 토대로 히터를 적용할 경우, 허용온도 내로 유지 가능한 히터전력은 Duty 80%를 기준으로 약 169 W의 전력이 필요한 것으로 예측된다. 따라서 착륙선에 할당된 500 Wh의 전력버짓을 고려하였을 때 약 3.7 시간동안만 히터운용이 가능할 것으로 예측되기

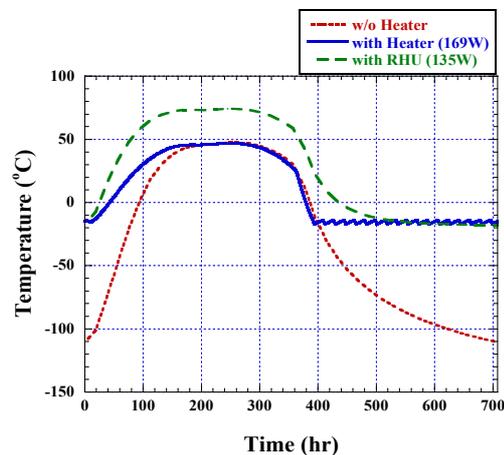


Fig. 2. Time Profile of Temperature of Lunar Lander

Table 4. Thermal Analysis Results Summary

Case	Max. T(°C)	Min. T(°C)	Remarks
w/o Heater	47.5	-110.6 (<-90.6°C)	-
with Heater	47.5	-17	Required Heater Power: 169W (Duty: 80%)
with RHU	74 (>24°C)	-17.8	Required No. of RHU: 135 EA

에 히터 적용 자체가 밤 구간에서의 생존에 있어서 한계가 있음을 알 수 있다. 상기의 열해석 결과를 Table 4에 정리하였다.

RHU 적용에 따른 분석을 위해 본 논문에서는 미국의 심 우주 탐사 임무실적이 있는 LWRHU (Light-Weight Radioisotope Heater Unit)[3]을 달 착륙선에 적용한 것으로 가정하였다. 상기 LWRHU의 구성 및 제원을 각각 Fig. 3 및 Table 5에 나타내었다. LWRHU는 Pu-238을 기반으로 Unit당 1W 크기의 열량을 지속적으로 방출한다. 그리고 임무수명은 10년으로 일반적인 달 탐사 임무에 적용함에 있어서 충분한 수명을 갖는다. 열모델 상에는 RHU 자체를 모델링하지 않고 착륙선을 모사하는 절점에 대해 LWRHU의 적용개수만큼 시간에 따라 일정한 열 하중 (Heat Load)만을 부여하였다. Fig. 3의 결과로부터 LWRHU를 총 135개 적용할 경우 밤 구간에서의 최저온도는 -17.8°C로 최저 허용온도범위 내로 온도유지가 가능함을 알 수 있다. 그러나 전술한 바



Fig. 3. Configuration of LWRHU[3]

Table 5. Specifications of LWRHU[3]

Characteristic	Value
Heat Source	Pu-238
Thermal Power Output	1 W
Shape	Cylinder
Dimensions	26 mm Dia., 32 mm Height
Mass	40 g
Operating Temperature	310 K
Lifetime	10 years

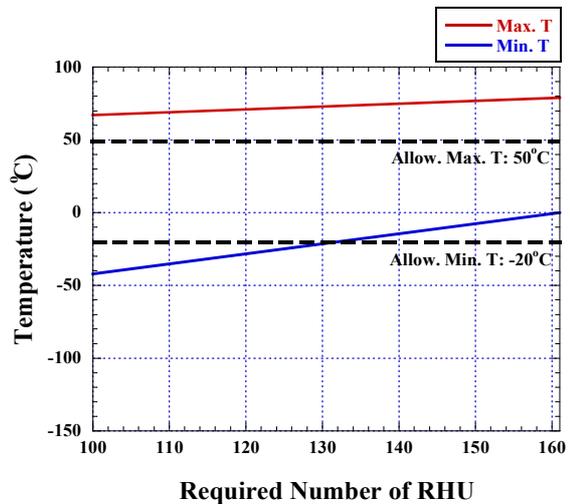


Fig. 4. Maximum and Minimum Temperatures of Lunar Lander according to Number of applied LWRHU

와 같이 낮 구간에서 LWRHU의 지속적인 발열로 인해 최대온도가 허용온도인 50°C를 상회하는 최대 74°C까지 상승하게 된다. 상기의 결과로부터 RHU를 적용하게 되면 밤 구간에서의 생존에 있어서 비교적 효율적인 반면 낮 구간에서의 온도 유지를 위해 방열면적을 증가시키고 낮/밤 구간에 따라 광학 물성치를 조절하는 능동형 방열판을 적용하는 등 추가적인 설계가 필요할 것으로 사료된다.

Figure 4는 열해석 결과를 토대로 RHU 적용개수에 따른 달 착륙선의 최대 및 최소온도를 대략적으로 산출한 결과를 나타낸다. 우선 본 연구에서 수행한 열해석 시 허용온도범위인 -20°C를 기준으로 온도 설정치가 20°C가 증가한 0°C인 것으로 가정하였을 때 필요한 RHU의 개수는 약 161개가 필요할 것으로 예측되며, 이 때 RHU가 차지하는 무게는 약 6.64 kg이다. 반대로 온도 설정치를 -40°C로 하였을 때는 필요한 RHU 개수가 약 100개로, 온도 설정치가 0°C일 때와 비교하여 약 62% 감소함을 알 수 있다. 따라서 달 착륙선에 대해 지구 저궤도 위성에 적용하는 것보다 가능한 완화된 온도 설정치를 적용함으로써 열 제어 및 중량버짓 측면에서는 보다 효율적인 열 설계가 가능할 것으로 판단된다.

2.3 달 열환경에서의 솔더 접합부의 열 기계적 신뢰성 분석

2.3.1 상용 신뢰성 수명예측 도구 Sherlock

달 착륙선의 탑재 전장품의 솔더 접합부에 대한 열 기계적 신뢰성 분석에 앞서 분석에 활용하고자 하는 신뢰성 수명예측 도구인 Sherlock에 대해 서술하고자 한다. DfR Solution사에서 개발된

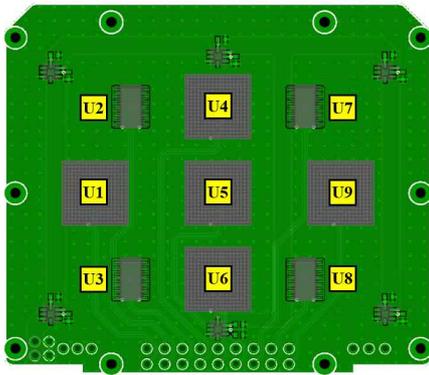


Fig. 5. PCB Specimen Layout

Sherlock은 실제 탑재 전장품의 실장구조에 기인하여 전장품이 생애주기 동안 겪는 물리적 환경을 모사 및 대변함으로써 고장 메커니즘 별 수명예측을 수행하는 신뢰성 수명예측 도구이다. 또한 전장품의 잠재적 위험요소를 조기에 진단하고 고장 가능성이 있는 소자에 대한 신속한 대응책 마련이 가능하여 보다 신뢰도 높은 설계가 가능한 장점으로 자동차, 항공우주, 무기체계 등 다양한 산업분야에서 폭넓게 활용되고 있다[5]. 또한 Sherlock은 진동환경 하에서 솔더 접합부의 기계적 신뢰성 분석을 위해 종래의 피로수명 해석방법과 동일하게 유한요소모델을 구축하여 분석을 수행하나, 기관 설계파일(Gerber File, ODB++)과 S/W 자체에 내장된 다양한 실장유형의 소자 데이터베이스를 이용하여 분석 모델을 구축하기 때문에 유한요소모델 구축의 소요시간을 절감하고, 종래의 솔더 접합부에 대한 피로수명 해석방법과 비교하여 더욱 실제에 가까운 설계가 가능하다[5].

Sherlock에서의 웨도 열주기 환경 하에서 솔더 접합부의 열 기계적 신뢰성 평가는 실제 지상시험 시 열진공 챔버 내에 시험체가 배치되어 복사에 의한 열적 환경의 노출을 모사한 것으로, 해석 시 PCB 기판, 소자, 리드, 솔더 등의 크기 및 형상정보와 재료를 고려하여 Modified Engelmaier 피로수명 예측모델에 적용한다. 식 (3)과 같이 각 환경 및 경계조건에 따라 변형률($\Delta\gamma$)을 계산하고, 식 (4)에 적용하여 변형에너지(ΔW)를 도출한다[14].

$$\Delta\gamma = C \frac{L_D}{h_s} \Delta\alpha \Delta T \quad (3)$$

$$\Delta W = 0.5 \Delta\gamma \frac{F}{A_s} \quad (4)$$

여기서, C 는 활성화 에너지의 교정계수, L_D 는 소자의 중앙부터 꼭짓점까지의 대각선거리, h_s 는 솔더 접합부의 높이이며, $\Delta\alpha$ 는 이종 재질간의 CTE 차이, ΔT 는 작동환경 온도차를 의미한다. 또한 식 (4)에서,

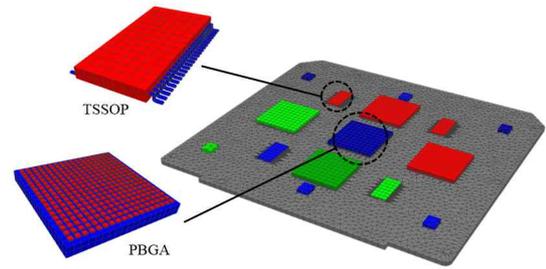


Fig. 6. Analysis Model of PCB Constructed using Sherlock

F 는 전단력, A_s 는 솔더 접합부의 면적을 의미한다.

식 (4)로부터 도출한 ΔW 를 솔더 재질에 따라 유연 솔더인 SnPb는 식 (5), 무연 솔더인 SAC305는 식 (6)에 적용하여 열주기 환경에서 솔더 파손까지의 사이클 (N_f)을 예측하게 된다[5].

$$N_f = (0.0006061 \Delta W)^{-1} \quad (5)$$

$$N_f = (0.0019 \Delta W)^{-1} \quad (6)$$

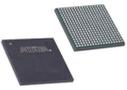
2.3.2 열 기계적 신뢰성 분석 개요

상기의 Sherlock을 활용한 열 기계적 신뢰성 분석을 위해 열해석 결과로부터 획득된 온도 프로파일을 토대로 달 착륙선에 대해 다양한 온도 설정치에 따라 총 5가지 Case를 선정하여 분석을 수행하였다. 분석 Case는 낮 구간에서의 최대 온도가 50°C로 고정되어 있을 때, 밤 구간에서의 최소온도가 각각 -40°C, -30°C, -20°C, -10°C 및 0°C일 때로 분류된다. 또한 상기 해석을 위해 121 mm × 107.3 mm × 1.65 mm의 사이즈 및 무게가 65.6 g인 FR-4 소재의 PCB 시편을 제작하였다. 전자소자의 구성으로는 우주용 전장품 PCB에 주로 적용되는 소자 중 비교적 크기가 큰 고집적 소자를 선정하였으며 324-Pin PBGA(Plastic Ball Grid Array) 타입의 소자(U1, U4, U5, U6, U9) 5개와 48-Pin TSSOP(Thin Shrink Small Outline Package) 타입의 소자 4개가 PCB 위에 실장 된다. Fig. 5는 분석모델 구축을 위한 기관의 설계파일 및 레이아웃을 나타내며 이를 토대로 구축한 분석모델의 형상을 Fig. 6에 나타내었다. 또한, 각 소자의 제원정보는 Table 6에 정리하였다.

2.3.3 열 기계적 신뢰성 분석 결과

Figure 6의 PCB 분석모델을 토대로 달 착륙선이 겪는 열주기 환경에서의 열 기계적 신뢰성 분석을 수행하였다. Fig. 7 (a)와 (b)는 분석 결과로 PBGA 타입의 U5 소자와 TSSOP 타입의 U2 소자에 대해 1년간의 임무기간동안 진전되는 고장률의 시간이력을 각각 나타낸다. 우선 모든 소자는 공통적으로 온도 설정치 증가에 의해 작동환경의

Table 6. Specification of Components

Comp. No.	Configuration	Type	Description
U1, U4, U5, U6, U9		PBGA	- Pin Count: 324 - Size[mm]: 19×19×2.2 - Weight [g]: 1.4 - Solder: Sn-Pb37
U2, U3, U7, U8		TSSOP	- Pin Count: 48 - Size[mm]: 125×6.1×1.2 - Weight [g]: 0.3 - Lead: Copper - Solder: Sn-Pb37

온도차가 증가함에 따라 고장률이 증가하는 경향성을 나타낸다. 이는 전술한 수명예측 모델의 식 (1)로부터 알 수 있듯이 높은 온도차는 솔더 접합부의 높은 변형률로 이어지게 되기 때문이다. 또한 임무수명 종료시점인 1년에서 U5 소자의 고장률은 $2.85 \times 10^{-6}\%$ 이며, 이에 비해 U2 소자는 $1.11 \times 10^{-14}\%$ 로 U5 소자에 비해 현저하게 낮은 고장률을 나타낼 수 있다. 이는 소자 면적 전체에 솔더 볼이 있는 PBGA 소자에 비해 Gull-wing 형태의 리드가 소자 경계 쪽에만 배치되어 있는 U2 소자가 CTE 불일치에 따른 열 변형에 대해 비교적 유연한 특성을 갖기 때문이다. 결과적으로 U5와 U2 소자 모두 달의 열주기 환경에서는 최소 온도를 -40°C

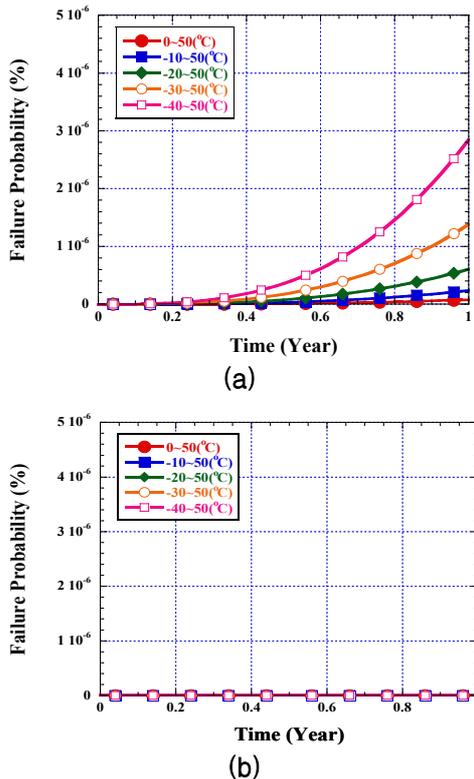


Fig. 7. Life Prediction Results of PCB under Thermal Cycling Environment on Lunar Surface [(a) U5 Comp., (b) U2 Comp.]

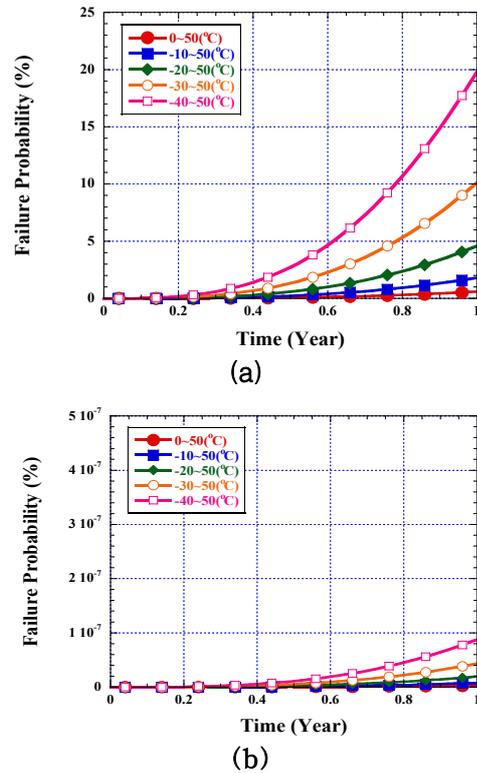


Fig. 8. Life Prediction Results of PCB under Thermal Cycling Environment in LEO [(a) U5 Comp., (b) U2 Comp.]

로 낮게 설정하더라도 여전히 0%에 가까운 고장률만을 나타낼 수 있었다.

본 연구에서는 달의 열주기 환경에 대한 Fig. 7의 분석결과와 비교하기 위해 지구 저궤도 위성이 1년 동안의 열주기 환경에 노출됨에 따른 분석을 실시하였다. 여기서는 온도 범위는 Fig. 7의 분석과 동일하며, 고도 600 km를 기준으로 한 궤도에 97분이 소요되므로 1년 동안 5400회의 열주기가 반복되는 조건을 예시로 하였다. Fig. 8 (a)와 (b)는 상기의 분석조건에서의 U5 및 U2 소자에 대한 분석결과를 각각 나타낸다. 우선 Fig. 8 (a)의 결과로부터 U5 소자는 1년에 이르는 시점에서 Fig. 7 (a)의 결과와 비교하여 7×10^6 배 높은 19.8%의 고장률을 나타낸다. U2 소자의 경우에는 1년간 5400회의 열주기 환경을 겪고도 고장률 $8.79 \times 10^{-8}\%$ 로 여전히 0%에 가까운 수치를 나타내고 있으나, Fig. 7 (b)의 결과에 비해 약 8×10^6 배 높은 값이 도출되었다.

상기의 분석결과를 정리하면 지구 저궤도 환경에서는 전술한 바와 같이 많은 횟수의 열주기가 반복됨에 따라 솔더 접합부에 누적되는 피로 측면에서 보다 악조건임을 알 수 있다. 특히 일반적인 상용급 지구 저궤도 위성이 3~5년 이상 운용되는 점을 감안하면 임무기간동안의 신뢰도 보장을 위

해 전장품의 최저온도를 충분히 높게 유지하는 것이 적절할 것으로 사료된다. 반면, 달의 열주기 환경은 지구 저궤도 환경과 달리 열주기의 반복 횟수가 1년 동안 약 12회에 불과하기에 임무장비의 최저허용온도에 가깝도록 온도 설정치를 낮춤에 따라 전장품의 온도변화 폭이 증가하더라도 솔더 접합부의 신뢰도에 미치는 영향성은 지구 저궤도 위성에 비해 극히 적을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부, 달탐사개발사업의 지원으로 수행됨. (No. 2017M1A3A9043303)

III. 결 론

본 논문에서는 밤 구간에서의 달 착륙선의 생존을 위한 열원공급에 있어서 온도 설정치에 따라 상이한 열 기계적 신뢰성 분석을 위해 우선 예시 달 착륙선을 기반으로 열해석을 수행하였다. 해석 결과로부터 밤 구간에서의 온도 설정치를 일반적인 전장품의 최저허용온도인 -40°C 에 가깝도록 함에 따라 필요한 열원공급량이 감소하였다. 또한 상기 열해석 결과로부터 획득된 온도에 따라 신뢰성 수명예측 도구 Sherlock을 활용하여 착륙선 임무기간인 1년에 대한 솔더 접합부의 열 기계적 신뢰도 분석을 실시하였다. 분석 결과, 1년 동안 지구 저궤도에서 5400여회에 달하는 열주기가 반복되는 것과 비교하여 달 표면에서는 약 12회의 열주기만을 겪기 때문에 솔더 접합부에 신뢰도에 미치는 영향성이 현저히 낮음을 알 수 있었다. 따라서 달 착륙선 설계 시 전장품에 대한 온도를 가능한 최소허용온도 근처에 가깝도록 설정함으로써 전력, 무게 등 시스템 버짓 측면에서 보다 효율적인 설계가 가능할 것으로 판단된다.

References

- 1) Heiken, G., Vaniman, D. and French, B. M., "Lunar Sourcebook: A User's Guide to the Moon", *CUP Archive*, Texas, USA, 1991.
- 2) Zuliani, H., Oikawa, T. and Yoshida, K., "Thermal based Path Planning using Solar Orientation for a Lunar Micro Rover", *31th International Symposium on Space Technology and Science*, 2017-i-10, 2017, pp. 1-6.
- 3) Trask, N. J. and Rowan, L. C., "Lunar

Orbiter Photographs: Some Fundamental Observations", *Science* 158.3808, Vol. 158, 1967, pp. 1529-1535.

4) Jeon, Y. H., Kim, H. S., Lim, I. O., Kim, Y. S., and Oh, H. U., "Mechanical Reliability Evaluation on Solder Joint of CCB for Compact Advanced Satellite", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 6, 2017, pp. 498~507.

5) <http://www.dfrsolutions.com>

6) 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.

7) NASA APOLLO 11 MISSION REPORT, MSC-00171, Section 16.2.1.

8) Vasavada, A. R., Bandfield, J. L., Greenhagen, B. T., Hayne, P. O., Siegler, M. A., Williams J. P. and Paige, D. A., "Lunar Equatorial Surface Temperatures and Regolith Properties from the Diviner Lunar Radiometer Experiment", *Journal of Geophysical Research*, Vol. 112, 2012, pp. 1-12.

9) Grott, M., Knollenberg, J. and Krause, C., "Apollo Lunar Heat Flow Experiment Revisited: A Critical Reassessment of the In Situ Thermal Conductivity Determination", *Journal of Geophysical Research: Planets*, Vol. 115, 2010, pp. 1-11.

10) Hanger, P., "Dynamic Thermal Modeling for Moving Objects on the Moon", *Fakultät für Maschinenwesen*, 2013, pp. 1-222.

11) Christie, R. J., Plachta, D. W. and Hasan, M. M., "Transient Thermal Model and Analysis of the Lunar Surface and Regolith for Cryogenic Fluid Storage", *NASA*, 2007, pp. 1-19.

12) Thermal Desktop User's Manual, Ver 5.8, *C&R Technologies, Inc.*, Colorado, USA, May 2017.

13) SINDA/FLUINT User's Manual, Ver 5.8, *C&R Technologies, Inc.*, Colorado, USA, June 2015.

14) Engerlmaier, W., "Fatigue Life Leadless Chip Carrier Solder Joints During Power Cycling" *IEEE Transactions on Components, Hybrids and Manufacturing Technology*, Vol. 6, No. 3, 1983, pp. 233~237.