

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(12), 1028-1036(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.12.1028

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

시험용 달 궤도선의 열설계 검증을 위한 궤도 열해석

장병관*, 이장준**, 현범식**

On-orbit Thermal Analysis for Verification of Thermal Design of Korea Pathfinder Lunar Orbiter

Byung-Kwan Jang*, Jang-Joon Lee** and Bum-Seok Hyun**

Korea Aerospace Research Institute***

ABSTRACT

KARI plans to launch Korea Pathfinder Lunar Orbiter (KPLO) to the Moon by December 2020 for the first step of the Korea Lunar Exploration Project. This orbiter will be launched to obtain lunar exploration technologies and science data in advance before launching a main orbiter and a lunar probe. This paper describes the verification of thermal design for the orbiter. It is exposed to more extreme thermal environment than that of low Earth orbit satellite due to the heavy infrared emission of the Moon. Accordingly, a thermal design considering this environment is needed to maintain the temperature of payloads and components equipped in the orbiter within operating temperature range in all orbits. We performed the thermal analysis for Earth-Moon transfer orbit, lunar mission orbit and lunar eclipse required for thermal design verification of the lunar orbiter. As a result, this thermal design met the design requirements.

초 록

한국항공우주연구원은 달 탐사 프로젝트 1단계로 시험용 달 궤도선을 2020년 12월에 발사할 계획이다. 시험용 궤도선은 본 궤도선과 착륙선을 발사하기 이전에 미리 달 탐사 기술 확보 및 과학 데이터를 획득하기 위해 발사된다. 본 논문은 궤도선의 열설계 검증에 관한 내용을 기술하고 있다. 달 궤도선은 달의 많은 적외선 복사 때문에 지구 저궤도 위성보다 극한의 열 환경에 노출된다. 따라서 이를 고려한 열설계를 하여 궤도선 탑재 장비들의 온도를 모든 궤도에서 허용온도 범위 내로 유지해야 한다. 이를 위해 달 궤도선 열설계 검증에 필요한 지구-달 전이 궤도, 달 임무 궤도, 월식 기간에 대한 열해석을 수행하였으며, 해석 결과를 바탕으로 궤도선의 열설계가 설계 요구조건을 만족하는 것을 확인할 수 있었다.

Key Words : Korea Pathfinder Lunar Orbiter(시험용 달 궤도선), Thermal Design(열설계), Earth-Moon Transfer Orbit(지구-달 전이 궤도), Lunar Mission Orbit(달 임무 궤도), Lunar Eclipse(월식), On-orbit Thermal Analysis(궤도 열해석)

† Received : July 20, 2017 Revised : October 25, 2018 Accepted : October 30, 2018

* Corresponding author, E-mail : jbk0913@kari.re.kr

I. 서 론

인류의 달 탐사 시작은 소련과 미국의 우주 경쟁으로부터 시작되었다. 소련은 1950년대에 루나 프로젝트로 달 탐사를 먼저 시작했고 마침내 1966년 무인 탐사선 루나 9호를 달에 착륙시켰다. 이에 자극을 받은 미국은 1969년 유인 탐사선 아폴로 11호를 달에 착륙시키면서 달에 인류 최초의 발자국을 남겼다. 하지만 루나, 아폴로 프로젝트는 1970년대에 종료되며 달 탐사 프로젝트는 소강상태로 접어들었다. 하지만 21세기로 접어들면서 일본, 중국, 인도 등 아시아 국가들이 달 탐사에 관심을 보였고 이로 인해 다시 인류의 달 탐사가 재개되었다. 각 국가의 최초 달 탐사선은 2007년 일본의 SELENE, 중국의 창어 1호, 2008년 인도의 찬드라얀 1호이다[1].

이처럼 세계에서 달 탐사에 다시 관심을 보이는 시점에 대한민국은 한국형 달 탐사 프로젝트를 현재 진행하고 있다. 한국항공우주연구원을 중심으로 진행되고 있으며 발사가 성공하면 세계에서 7번째 달 탐사국 대열에 오르게 된다. 먼저 1단계로 시험용 달 궤도선을 스페이스X의 팰컨9 발사체에 실어 2020년 12월에 발사할 계획이다. 다음은 2단계로 본 궤도선과 달 착륙선을 한국형 발사체를 이용해 2030년까지 발사하여 독자적 달 탐사 기술기반을 확보하려는 계획이다. 현재 1단계인 시험용 달 궤도선이 먼저 개발되고 있다.

본 논문에서는 궤도 열해석을 통해 한국형 달 궤도선(Korea Pathfinder Lunar Orbiter, 이하 KPLO)의 열설계를 진행했던 부분을 정리하여 기술하고자 한다. 따라서 열설계 검증은 목표로 탑재 장비들의 온도가 지구-달 전이 궤도, 달 임무 궤도, 월식 기간에서도 허용온도 범위를 만족하는지 확인했다. KPLO의 열설계 방안은 전력 소비 최소화를 위해 주로 수동 열제어 방식인 표면 처리(Thermal Coating), 다층박막단열재(Multi Layer Insulation, 이하 MLI), 이차면경(Second Surface Mirror, 이하 SSM), 열적 패드(Thermal Pad)를 사용했고 작동 성능을 위해 온도 제어가 필요한 전자품에는 히터를 사용해 능동 열제어 방식 또한 적용했다. 이러한 열설계를 바탕으로 KPLO 열모델을 구축했고 실제 운용 궤도 상에서의 열해석을 수행해 보았다.

II. 본 론

2.1 궤도선 개요

Figure 1은 시험용 달 궤도선의 형상이며 탐

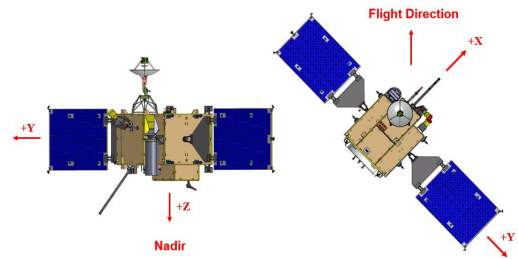


Fig. 1. KPLO System Configuration at the Lunar Mission Orbit

체제를 통해 달 궤도에서 1년간 달의 지형관측 및 과학 임무를 수행한다. 탑재체는 주로 위성체 외부에 배치되며 현재 궤도선 본체 열설계와 별도로 진행되고 있으므로 본 논문에서 탑재체의 열설계 및 온도 결과는 제외한다. 반면 관측 유닛과 전장 유닛이 분리되어 설계되는 탑재체는 위성체 내부에 각 전장 유닛이 위치하므로 본체 열설계와 함께 해석했다. 그리고 자세제어, 전력, 통신 등에 필요한 전자품들은 주로 위성체 내부에 배치된다.

KPLO는 구조적 관점에서 주 하중을 담당하는 두 개의 주요 패널과 나머지 패널들을 클릿으로 체결함으로써 경량화가 가능하도록 설계되었다. 이는 달 궤도 진입과 궤도 운용을 위해 많은 연료가 필요한데, 연료 포함 550kg의 발사 중량을 만족하려면 가볍게 설계되어야 하기 때문이다[2]. 이 점을 열모델에 반영하기 위해 노드 간의 컨택터 방식으로 클릿을 모델링하여 패널 간의 전도 열전달을 모사하였다.

2.2 궤도선 열설계

2.2.1 열환경

KPLO가 겪는 열환경은 지구 저궤도 위성이 겪는 열환경과 아주 다르다. 달 임무 궤도뿐만 아니라 지구 궤도에서 달 궤도까지 이동하는 전이 궤도, 달 임무 궤도에서 오랜 시간 동안 태양 빛을 전혀 보지 못하는 월식 상황 또한 겪는다. 따라서 보통 달 궤도선의 열설계를 수행할 때 대표적인 위 세 가지 상황에서 궤도선이 생존할 수 있는지 확인하는 해석이 필수적이다.

KPLO는 발사체로부터 분리 후 몇 번의 위상 전이를 거쳐 지구-달 전이 궤도로 투입된다. 그 후 긴 시간의 순항 모드를 거쳐 달에 근접하게 되면 달 임무 궤도로 진입한다. Fig. 2에서는 순항 모드일 때 궤도선의 자세를 나타냈다. 순항 모드에서 -X 방향으로만 태양 복사가 입사되므로 궤도선이 저온 조건을 겪는다. 태양전지판

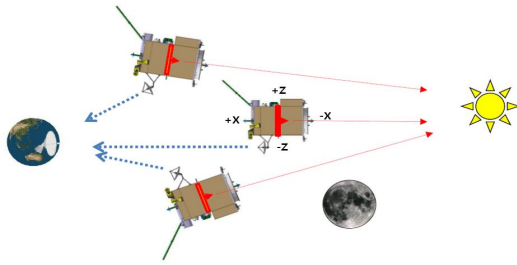


Fig. 2. Spacecraft Attitude in Cruise Mode during the Earth-Moon Transfer Orbit

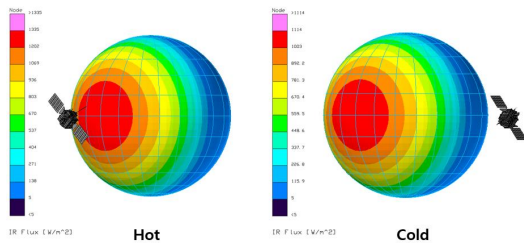


Fig. 3. Modeling of the Lunar IR Environment

은 기준 위치에 고정되고 -Z면에 있는 고이득 안테나(High Gain Antenna, 이하 HGA)는 지상국과의 통신을 위해 지구를 향시 지향한다.

달 임무 궤도에서 궤도선은 태양 복사, 알베도, 달의 적외선 복사로부터 영향을 받는다. 여기서 적외선 복사를 모사하는 것이 중요한데 이 열원은 지구의 적외선 복사와 매우 다르다. 보통 저궤도 위성이 지구로부터 받는 적외선 복사는 약 230~250 W/m²로 위도, 경도와 상관없이 일정한 데 비해 달의 적외선 복사는 고온 조건일 때 5~1335 W/m², 저온 조건일 때 5~1114 W/m² 범위로 달의 위도, 경도에 따라 매우 다르다. 달 궤도선과 지구 저궤도 위성이 겪는 열환경의 차이를 Table 1에 정리했다. 그리고 본 열해석에서 사용된 달의 적외선 복사[4]를 Fig. 3에 나타냈다.

마지막으로 달 궤도선은 임무 기간 중 월식을 경험하게 된다. Fig. 4는 월식에 대한 개략적인 도식이다. 궤도선이 반영(Penumbra)을 지나 본영(Umbra)에 속하게 되면 태양 빛이 완전히 차단된다. 이전 연구에 따르면 KPLO가 경험할 수 있는 최장 시간의 월식은 최대 5.5시간으로 예측된다[5]. 이 시간 동안 태양 빛을 보지 못하므로 전력 생산을 하지 못하고 배터리로만 전력을 얻어 생존해야 한다. 이에 따라 급격한 온도 저하에 따른 히터 소모 에너지양이 요구조건을 만

Table 1. Thermal Environment of Lunar Orbiter and Low Earth Orbiter

	Lunar Orbiter[3]		Low Earth Orbiter	
	Hot	Cold	Hot	Cold
Solar Flux (W/m ²)	1420	1280	1420	1287
Albedo	0.13	0.06	0.35	0.3
Planet IR Radiation (W/m ²)	5~1335 (Variation)	5~1114 (Variation)	249	227

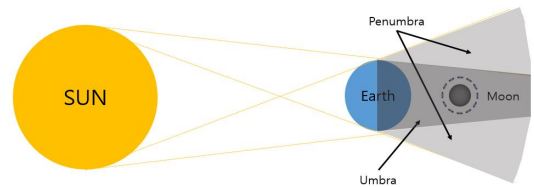


Fig. 4. Diagram of the Lunar Eclipse

족하지 못하면 임무 실패의 결과를 얻을 수도 있다. 따라서 이를 대비해야 할 열설계가 필요하다.

2.2.2 열설계

위성 열설계의 목표는 임무 기간 모든 열환경에서 탑재 장비들이 허용온도 범위 이내로 유지되는 것이다. 달 궤도선인 KPLO의 열설계는 수동 열제어 방식과 능동 열제어 방식의 조합으로 이루어진다. 수동 열제어 방식인 MLI를 궤도선 외부 대부분에 적용해 우주와의 복사열 교환을 전적으로 차단하고, 패널에는 SSM을 일부 적용해 내부에서 발생하는 열을 우주로 방출시킨다. 기존 지구 저궤도 위성과 달리 MLI 최외곽 층 물질을 블랙 캡톤으로 선정했는데 이는 궤도선이 지구에서 약 38만 km 떨어진 달까지 이동하면서 MLI 최외곽 층에 전자가 쌓여 정전기(Electro-static Discharge, 이하 ESD) 문제가 발생할 수 있다. ESD 문제가 발생하면 탑재 전자 장비에 치명적인 피해를 줄 수 있으므로 이를 대비하기 위해 전자가 흐를 수 있는 블랙 캡톤을 MLI 최외곽층 물질로 선택해 열설계를 진행했다. 그리고 SSM은 달의 적외선 복사를 피하고자 -Z면에 주로 배치했고 +Y면과 -Y면에 나누어 배치했다. 또한, 어댑터의 -Z면에 실버 테플론 테이프를 사용해 방열 효과를 더해주었다.

궤도선 내부 장비들과 패널에는 모두 검정페인트를 적용해 내부에서의 열 흐름을 원활하게 했고 추진제 탱크와 가압 탱크에는 내부 MLI를 적용해 다른 장비들과의 열교환을 차단했다. 태양 전지판 뒷면과 HGA에는 과도한 온도 상승 억제제를 위해 백색페인트를 적용했고 S밴드 안테나에는 검정페인트를 적용했다.

Figure 5는 MLI, SSM, 검정, 백색페인트, 실버 테플론 테이프가 적용된 궤도선 외부 개념도이고 Fig. 6은 KPLO가 달 임무 궤도에서 받는 외부 열원과 궤도선 내부에서 발생하는 열을 어떤 방식으로 배출하는지에 대한 개념도를 나타낸다. 그리고 Table 2에는 상기 언급된 표면 특성들의 열광학 물성 값을 정리했다. 발열이 많은 전자제품에는 열 전도성이 높은 패드를 사용해 장비와 패널의 열전도를 높였다. 반면 배터리는 온도에 작동능력의 영향을 많이 받으므로 다른 전자제품과의 열교환을 차단하기 위해 내부 MLI와 열적 절연체(Thermal Isolator)를 배터리 장착 패널에 적용했다.

능동 열제어 방식으로는 히터를 사용했는데 정밀한 온도제어가 필요한 장비들(배터리, 별 추적기, 반작용 휠 등)은 히터 작동 온도 변경이

Table 2. Thermo-optical Properties

Material/Surface Finishing	Solar Absorptivity (α)	IR Emissivity (ϵ)
Black Paint	0.93	0.9
Internal MLI	0.2	0.03
External MLI (Black Kapton)	0.93	0.84
SSM	0.1	0.817
Silver Teflon Tape	0.1	0.79
Solar Cell	0.864	0.87
Z93 White Paint	0.2	0.87

가능한 프로세서 제어(Processor Control) 히터 그룹으로 나머지 장비들(자이로, S 대역 트랜스폰더 등)은 임무 중 작동 온도 변경이 불가능한 서모스탯 제어(Thermostat Control) 히터 그룹으로 나누어 설계했다. 히터의 작동온도 범위는 짧은 임무 수명을 고려해서 선정한 서모스탯의 규격에 맞추어 5도 간격으로 설정했다. 내부 장비들에는 패널에 히터를 부착해 간접적으로 열을 공급[6]하고 외부 장비들과 추진 모듈에는 히터를 장비에 직접 부착했다. 또한, 임무 수행 중 사용되는 히터들은 모두 주 히터, 부 히터로 구성해 히터의 단일 고장 오류(Single Fault Error)를 방지했다. 더 나아가 지구 공전 위성과 달리 달 궤도선은 극한의 저온조건인 월식을 대비하는 열설계가 중요하다. 이에 따라 월식 진입 전 10 궤도부터 예열모드(Thermal Pre-heating Mode, 이하 TPH)라는 운용모드를 새롭게 추가해서 히터 시나리오를 설계했다.

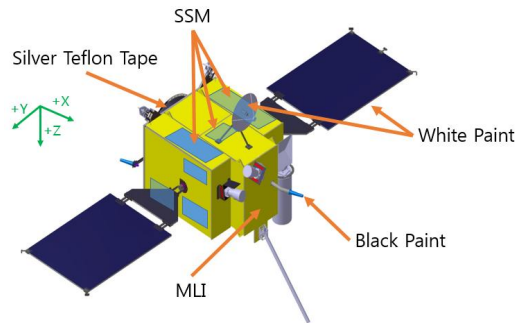


Fig. 5. Thermal Design Concept

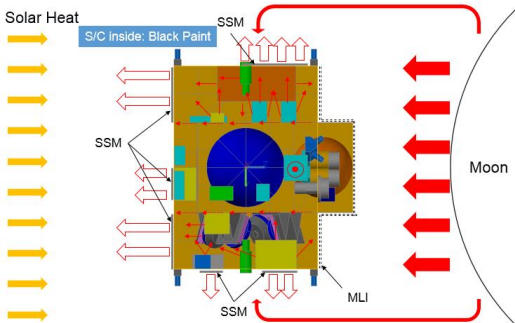


Fig. 6. Heat Flow Design Concept

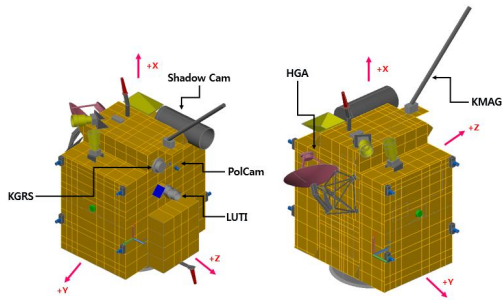
2.3 궤도 열해석

2.3.1 열모델

KPLO의 열설계를 검증하기 위해 Thermal Desktop을 이용하여 기하학적, 수학적 열모델을 구축했고 완성된 열모델에서 태양전지판과 요크를 제외하고 외, 내부 형상을 Fig. 7에 나타내었다. 계산 프로그램으로는 복사 열전달 해석을 위한 RadCAD와 온도 분포 해석을 위한 SINDA/FLUINT를 사용하였다.

2.3.2 열해석 조건

달 임무 궤도에서 궤도선이 생존하려면 탑재장비가 최악 고온/저온 조건을 견딜 수 있도록 열설계를 수행해야 한다. KPLO가 임무 궤도에서 겪는 최악 고온/저온조건은 다음과 같다. 최



(a) Payload Configuration (Outside of Bus)

(b) Payload Configuration (Inside of Bus)

(c) Bus Units Configuration

Fig. 7. Thermal Math Model

악 고온조건은 탑재체가 임무를 수행하면서 궤도선이 달의 태양직하점(Sub-solar Point)을 지나는데 베타각 0°일 때이다. 이 베타각에서 달의 적외선 복사를 가장 많이 받고 -Z면으로는 직접적인 태양 복사가 입사되기 때문이다. 여기서 베타각은 태양과 KPLO의 궤도면 사이의 경사각을 의미한다. 최악 저온조건은 탑재체가 임무를 수행하지 않으면서 궤도선이 베타각 90°의 궤도로 운행될 때이다. 이 조건에서 궤도선은 달의 적외선 복사를 거의 받지 않는다. 그러므로 KPLO는 달 임무 궤도에서 베타각 0°일 때 최악 고온조건, 베타각 90°일 때 최악 저온조건을 겪는다.

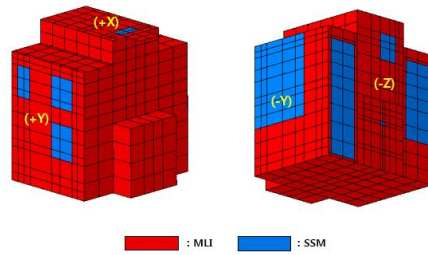


Fig. 8. Radiator Configuration

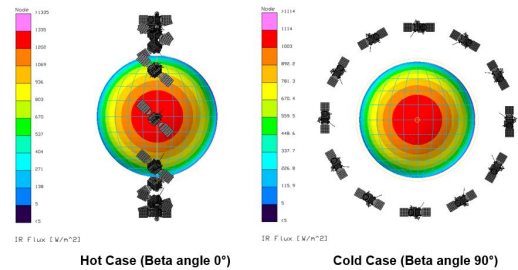


Fig. 9. Lunar Mission Orbit and IR Flux

최악 고온조건을 견디려면 방열 기능을 하는 SSM의 배치와 면적 확정이 중요하다. 기존 연구결과[7]를 활용해 달의 적외선 복사를 가장 적게 받는 -Z면에 SSM 배치를 최대한 활용하고 발열량이 많은 장비가 있는 패널에 적절히 배치한 결과를 Fig. 8에 나타내었다. 해석에 사용된 최악 고온/저온조건을 달의 적외선 복사와 함께 Fig. 9에 표현하였고 탑재 장비의 발열량 정보와 작동 주기(Duty Cycle)를 Table 3, 달 임무 궤도 조건을 Table 4에 정리했다. 본 논문에서 KPLO의 총 열해석 경우는 일정한 방향에서 태양 복사만 받는 저온 조건인 순항 모드, 달 임무 궤도에서의 최악 고온/저온조건, 마지막으로 5.5시간의 월식 기간이다. 여기서 전이궤도 중 순항 모드만 해석한 이유는 지구를 세 번 정도 공전하는 위상 전이(Phasing Loop)는 열설계 입장에서 최악조건이 아니기 때문이다. KPLO가 임무 수명 중 겪는 최악 고온 조건은 달의 강한 적외선 복사를 받는 달 궤도에서 겪으므로 이 조건에서 요구조건을 만족하도록 설계해야 한다. 즉 지구 적외선 복사의 영향을 받는 위상 전이보다 달 적외선 복사의 영향을 받을 때가 더 최악 조건이다. 하지만 전이 궤도 중 가장 긴 시간의 순항 모드는 달 임무 궤도 보다 가혹한 저온 조건이 될 수 있으므로 본 논문에는 열설계의 기준이 되는 순항 모드의 온도 결과만을 제시했다.

Table 3. Information of Heat Dissipation

Sub system	Unit	Heat Dissipation (W)		Duty Cycle
		Peak	Standby	
Payload	PolCam-EU	8.87	0.0	0.8
	KGRS-EU	12.75	12.75	1
	KMAG-EU	2.68	2.68	1
PDTS	XTX	35.7	0.0	0.125
	APEU	17.34	0.0	0.5
TC&R	SBMU	48.96	48.96	1
	SXP	34.68	6.12	0.5
EPS	Battery	0.54	0.54	1
	PCDU	106.52	106.52	1
AOCS	RWA	367.2	40.8	0.05
	GRA	35.7	35.7	1
	STA-EU	10.74	10.74	1
	STA	1.5	1.5	1
	SADA	17.64	17.64	1
	SADE	5.31	5.31	1

Table 4. Lunar Mission Orbit Parameters

Parameter	Lunar Mission Orbit
Orbit Inclination (deg.)	90°
Altitude (km)	100
Mission Life (year)	1

KPLO의 경우 작동 온도 범위(Operating Temperature Limit)에서 히터가 작동되는 장비를 제외하고 모든 장비는 5°C의 해석 마진을 확보하는 것이 시스템 레벨의 요구조건이다. 그러므로 열설계 진행 시 5°C 이상의 해석 마진을 확보하는 것을 목표로 했다.

2.4 열해석 결과

2.4.1 지구-달 전이 궤도 (순항 모드)

Figure 10에서 순항 모드에서 계산된 각 표면에서 흡수되는 외부 열 입사량을 W/m² 단위로 나타내었다. 태양을 계속 바라보는 -X 방향으로만 열이 흡수되는 것을 알 수 있다. Fig. 11은 주요 장비들의 열해석 결과와 허용온도 범위를 보여준다. 모든 장비가 마진 5°C 이상을 만족하

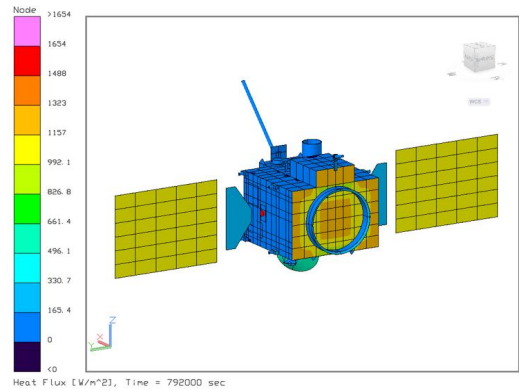


Fig. 10. Absorbed External Heat Rate (Cruise Mode)

며 허용온도 범위 내로 들어오는 것을 알 수 있다. 전이 궤도 중 순항 모드에서는 일정한 태양 복사의 영향만 받으므로 시간이 지나도 장비들 온도가 많이 변하지 않고 주로 일정한 값을 보였다. 또한, 예상한 대로 탑재 장비들의 온도는 대체로 저온 제한온도에 가까웠다.

전이 궤도에서 히터가 작동되는 장비는 태양 전지판 구동기(Solar Array Drive Assembly, 이하 SADA), 별 추적기(Star Tracker Assembly, 이하 STA), S-대역 트랜스폰더(S-band Transponder, 이하 SXP), X-대역 트랜스미터(X-band Transmitter, 이하 XTX), 배터리며 작동된 히터들 모두 작동 주기 80% 미만의 설계 요구조건을 만족했다. 이 히터들의 작동 주기와 소모 전력은 전이 궤도 중 순항 모드의 시간을 고려하여 계산했고 이를 Table 5에 정리했다.

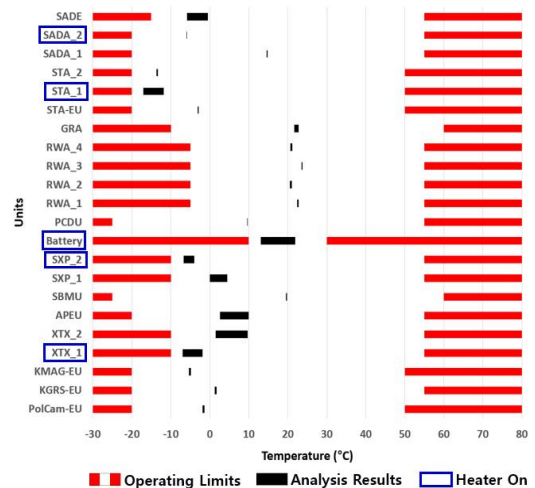


Fig. 11. Predicted Temperature (Cruise Mode)

Table 5. Analysis Results of Heaters (Cruise Mode)

Heater	Heater Power (W)	Set Point (°C)	Duty Cycle (%)	Avg. Power (W)
SADA_2	13	-17/-12	22	2.9
STA_1	24	-17/-12	8.6	2.1
Battery	48	13/18	12	5.8
SXP_2	52	-7/-2	24.5	12.7
XTX_1	48	-7/-2	36.5	17.5
Sum				45.9

2.4.2 달 임무 궤도

궤도선이 달 궤도에 근접하면 달 궤도 진입 기동을 통해 임무 궤도에 진입한다. 이 임무 궤도에서 열해석을 수행하여 탑재 장비들이 겪을 수 있는 배타각 0°의 최대온도, 배타각 90°의 최소온도를 정리하여 Fig. 12에 표현했다. 전이 궤도 해석 결과와 달리 탑재 장비들의 온도 변화가 크지만 모두 허용온도 범위 내로 들어오며 목표로 했던 5°C 이상의 마진을 확보했다.

고발열 유닛인 자이로(Gyroscope Assembly, 이하 GRA), 전력 제어 및 분배 유닛(Power Control and Distribution Unit, 이하 PCDU), 위성 본체 관리 유닛(Satellite Bus Management Unit, 이하 SBMU), SXP, XTX도 최악 고온조

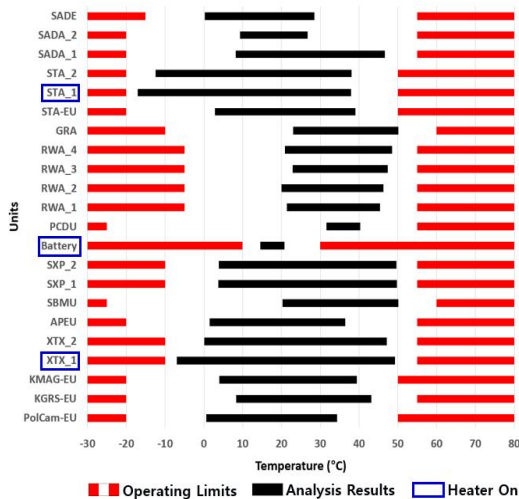


Fig. 12. Predicted Temperature (Lunar Mission Orbit)

Table 6. Analysis Results of Heaters (Lunar Mission Orbit, Beta angle 90°)

Heater	Heater Power (W)	Set Point (°C)	Duty Cycle (%)	Avg. Power (W)
STA_1	24	-17/-12	5.9	1.4
Battery	48	13/18	11.1	5.3
XTX_1	48	-7/-2	28.8	13.8
Sum				20.6

건에서 5°C 이상의 마진이 확보되며 허용온도 범위에 들어왔다. 다른 장비에 비해 허용온도 범위가 좁고 온도에 따라 작동 성능의 영향을 많이 받는 배터리도 14.6°C ~ 20.8°C로 안정적인 온도 변화를 보였다. 달 임무 궤도에서 히터가 작동되는 장비는 STA1, XTX, 배터리이다. 각 히터의 작동 주기와 소모 전력을 Table 6에 정리했다. 각 히터의 작동 주기는 요구조건을 만족하므로 설계된 히터 용량과 작동 온도가 문제 없음을 알 수 있다. Table 7에 현재 KPLO 시스템 레벨에서 예측한 태양전지판의 생산 가능 전력과 궤도선의 소모 전력 값을 정리했고 Fig. 13에 각 모드에서 생산 전력, 궤도선 소모 전력, 히터 소모 전력, 여유 전력 분포를 나타내었다. 배타각 45°에서 여유 전력이 상대적으로 적은데, 이는 현재 설계된 태양전지판과 궤도선의 임무 운용 자세로 생산 가능한 전력이 가장 적은 조건이기 때문이다. 반면에 열제어계 입장에서 배타각 45°는 최악 저온 조건인 배타각 90°보다 달 적외선 복사를 더 흡수하므로 히터 소모 전력이 20.6W에서 5.2W로 줄었음을 알 수 있었고, 최악 전력 조건에서도 시스템 요구조건을 만족했음을 보이기 위해 Fig. 13에 배타각 45°의 결과를 제시했다.

Table 7. Solar Array Capability and S/C Consumption Power at Various Mode

Mode	S/A Capability(W)	S/C Consumption(W)
Cruise	896.22	333.13
Beta 0	425.99	356.25
Beta 45	377.64	356.51
Beta 90	627.92	358.4

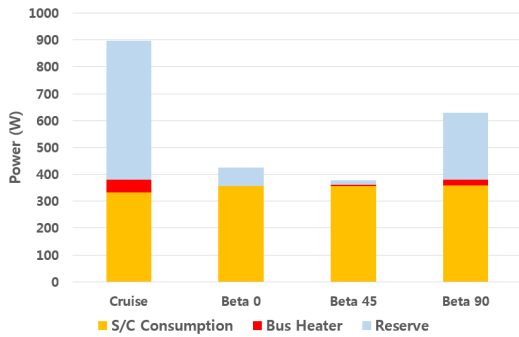


Fig. 13. Summary of Energy Balance

2.4.3 월식

Figure 14는 월식 진입 전 10 궤도부터 프로세서 제어 히터들의 작동 온도를 변경해 장비들을 가능한 범위에서 고온으로 끌어올린 후 5.5시간의 월식을 해석한 온도 결과를 보여준다. 월식에 진입하면 소모 전력을 최소화해야 하므로 생존에 필수적인 장비(GRA, PCDU, SXP, SBMU, 배터리)를 제외하고 대부분 장비가 작동하지 않는다. 따라서 작동하지 않는 장비들의 허용온도 범위는 작동 온도 범위에서 비작동 온도 범위로 변경된다. 그리고 월식에서는 5.5시간 동안의 히터 소모 에너지량이 중요하므로 최악 조건을 적용해 히터 전력을 최대 전압에서의 전력으로 설정해 해석했다. 해석 결과를 Fig. 14에 정리했고 월식에서도 모든 장비의 온도가 허용 온도 범위 내로 들어옴을 알 수 있다.

Figure 15는 월식 중 가운데 시점, 2.75시간이 흐른 후 장비들이 겪는 온도 분포를 보여주고

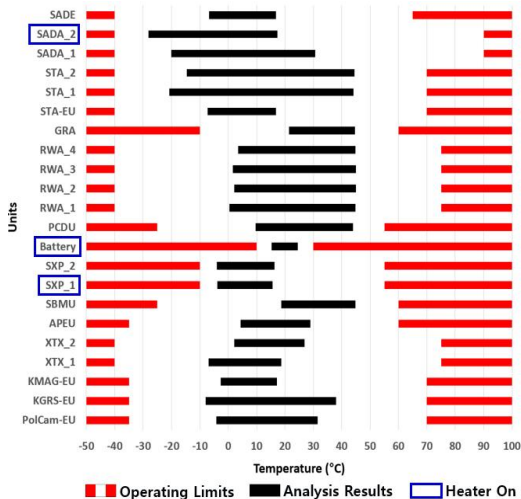


Fig. 14. Predicted Temperature (Lunar Eclipse)

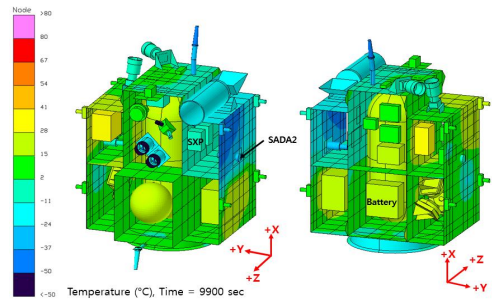


Fig. 15. Temperature Distribution (Lunar Eclipse)

Fig. 16은 히터가 작동되는 장비들의 히터 센서 온도를 그래프로 보여준다. Fig. 15를 보면 방열면적이 큰 -Y면의 장비(SADA2, SXP)가 다른 면의 장비보다 더 낮은 상황을 겪는다. 이에 따라 이 장비들의 히터가 작동되고 Fig. 16을 통해 설정된 온도에서 켜지고 꺼지는 정상적인 히터 작동을 확인할 수 있다. 게다가 Table 8에서 작동되는 히터들의 해석 결과를 정리했는데, 월식은 다른 임무 기간과 달리 히터 소모 에너지 양에 대한 시스템 요구조건이 있다. 월식 중 본체 히터에 할당된 에너지량은 157.5Wh[5]이다.

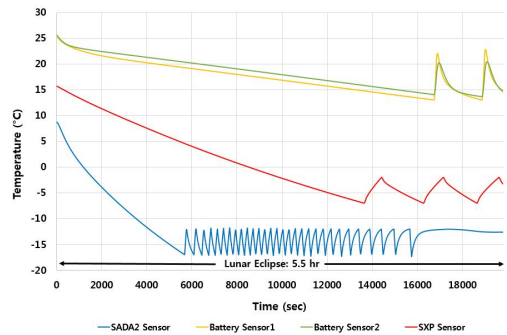


Fig. 16. Temperature Profiles of Heater Sensors (Lunar Eclipse)

Table 8. Analysis Results of Heaters (Lunar Eclipse)

Heater	Heater Power (W)	Set Point (°C)	Total On Time(s)	Heating Energy (Wh)
SADA_2	19.2	-17/-12	10,229	54.6
Battery	70.8	13/18	229	4.5
SXP_1	76.7	-7/-2	2,630	56
Sum				115.1

해석 결과를 보면 월식 중 히터로 소모되는 에너지량은 115.1Wh로 약 40Wh의 여유 에너지를 확보하면서 요구조건을 만족했다. 그리고 각 히터의 작동 주기도 배터리 7.5%, SXP 29.7%, SADA2 27.3%로 계산되어 80% 미만의 히터 개별 요구조건을 만족했다. 그리고 예열모드를 거친 궤도선 장비들이 월식 진입 시 다소 고온 상태이므로 히터가 작동되는 온도까지 가감하는 시간이 확보되어 히터 작동으로 소모되는 에너지를 줄일 수 있음을 확인할 수 있다.

III. 결 론

본 논문은 KPLO의 열설계를 검증하기 위해 열모델을 생성하여 달 궤도선 열설계에 필수적 조건인 지구-달 전이 궤도, 달 임무 궤도, 월식에서의 열해석을 기술한 논문이다.

KPLO는 한국형 달 탐사선을 개발하기 전의 시험용 달 궤도선으로서 다른 나라의 달 궤도선과 달리 임무 수명이 1년이며 550kg 급의 소형급 위성이다. 이에 따라 부족한 전력자원뿐만 아니라 소형급 위성이므로 히트파이프 혹은 루버 같은 열적 하드웨어 적용에도 제한이 있는 상황이다. 그런데도 기존 열설계 방법을 최적화하기 위해 반복 열해석을 통해 방열 면적을 구하고 효율적인 방열판 배치 설계안을 도출해 히트파이프를 적용하지 않고 최악 고온조건에서 요구조건을 만족했다. 더 나아가 최악 저온의 월식에서는 기존 설계안을 최대한 활용해 예열 모드라는 히터 운용 모드를 고안했고 이를 통해 루버를 사용하지 않고도 월식에서 시스템 요구조건을 만족할 수 있었다. 본 설계에서 지구 저궤도 위성 열설계와 다른 점으로는 우주 공간에서 ESD 문제를 방지하기 위해 MLI 최외곽 층 물질을 블랙 캡톤으로 선정했고, 월식 생존을 위해 예열모드를 적용한 점이다.

본 연구에서는 KPLO가 겪을 수 있는 최악 조건들을 선정하여 열해석을 수행했고, 전이 궤도 중 최악 저온의 순항 모드, 달 임무 궤도의 최악 고온/저온 조건, 극한 저온조건인 월식에서도 문제없이 생존할 수 있는 것을 확인했다. 향후 궤도 환경을 모사한 열진공시험을 수행하고 열모델을 보정하여 현재의 열설계 방안을 최종적으로 검증할 예정이다.

References

- 1) Jin, S., Arivazhagan, S., and Araki, H., "New Results and Questions of Lunar Exploration from SELENE, Chang'E-1, Chandrayaan-1 and LRO/LCROSS," *Advances in Space Research*, Vol. 52, 2013, pp.285-305.
- 2) Son, T. J., Na, K. S., Kim, J. W., Lim, J. H., and Kim, K. W., "Design of a Structural Model for Korean Lunar Explorer," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 5, 2013, pp.366-372.
- 3) Baker, C., Garrison, M., Cottingham, C., Peabody, S., Powers, D., and Melak, T., "Lunar Reconnaissance Orbiter(LRO) Rapid Thermal Design Development," *Heatpipes for Space Applications International Conference*, 2009.
- 4) Lee, J. J., and Hyun, B. S., "Study for Lunar Thermal Environment and External Heat Flux of Lunar Satellite," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2016, pp.1040-1041.
- 5) Lee, J. J., Jang, B. K., and Hyun, B. S., "Study of necessity of the pre-heating mode for lunar orbiter before lunar eclipse," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2017, pp.930-931.
- 6) Jang, B. K., and Lee, J. J., "S-band Transponder Heater Design and Verification of Korea Pathfinder Lunar Orbiter in the Safe Hold Mode," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2017, pp.394-395.
- 7) Jang, B. K., and Lee, J. J., "SSM Arrangement of Korea Pathfinder Lunar Orbiter in the Worst Hot Case," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2017, pp.368-369.