



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](#)

2022년 2월

석사학위 논문

백두산 폭발징후 관측용 6U급
큐브위성 STEP Cube Lab-II의
열설계에 관한 연구

조선대학교 대학원

스마트이동체융합시스템공학부

손 민 영

백두산 폭발징후 관측용 6U급
큐브위성 STEP Cube Lab-II의
열설계에 관한 연구

A Study on Thermal Design of 6U STEP Cube Lab-II for
Monitoring on Mt. Baekdu Volcano

2022년 2월 25일

조선대학교 대학원
스마트이동체융합시스템공학부
손 민 영

백두산 폭발징후 관측용 6U급
큐브위성 STEP Cube Lab-II의
열설계에 관한 연구

지도교수 오 현 웅

이 논문을 공학 석사학위 신청 논문으로 제출함.

2021년 10월

조선대학교 대학원
스마트이동체융합시스템공학부
손 민 영

손민영의 석사학위논문을 인준함

위원장	조선대학교	겸임교수	<u>안 규 백 (인)</u>
위 원	조선대학교	교수	<u>오 현 웅 (인)</u>
위 원	조선대학교	교수	<u>김 태 규 (인)</u>

2021년 12월

조선대학교 대학원

목 차

LIST OF FIGURES	iii
LIST OF TABLES	iv
ABSTRACT	v
제 1 장 서 론	1
제 2 장 6U 큐브위성 STEP Cube Lab-II 개요	4
제 1 절 STEP Cube Lab-II 형상 및 임무 소개	4
제 2 절 STEP Cube Lab-II 운용 개념	6
제 3 장 발사시간에 따른 궤도 열환경 특성 분석	9
제 1 절 열 유입량 분석 개요	9
제 2 절 열 유입량 분석 조건 및 해석모델	13
제 3 절 열 유입량 분석 결과	18
제 4 장 STEP Cube Lab-II 열설계 및 해석	26
제 1 절 열 제어계 설계	26
제 2 절 궤도 열해석 조건 및 해석모델	29

제 3 절	궤도 열해석 분석 결과	40
제 5 장	결 론	48
【참고문헌】	49
【연구실적】	52

LIST OF FIGURES

Fig. 1 Status of the world's micro satellite (1~100kg) industry [2]	3
Fig. 2 Configuration of STEP Cube Lab-II ((a) Deployed View), (b) Stowed View) 5	5
Fig. 3 ConOps of STEP Cube Lab-II	7
Fig. 4 Orbital Attitude Profile of STEP Cube Lab-II	8
Fig. 5 Beta Angle and RAAN according to LTDN ((a) LTDN 16:00), (b) LTDN 17:00)	11
Fig. 6 Thermal Model for Heat Flux Analysis	14
Fig. 7 Attitude of LTDN 16:00 ((a) Winter, (b) Summer, (c) J point, (d) S point) 16	16
Fig. 8 Attitude of LTDN 17:00 ((a) Winter, (b) Summer, (c) J point, (d) S point) 17	17
Fig. 9 Heat Flux Analysis Results of LTDN 16:00 ((a) Winter, (b) Summer, (c) J point, (d) S point)	21
Fig. 10 Heat Flux Analysis Results of LTDN 17:00 ((a) Winter, (b) Summer, (c) J point, (d) S point)	23
Fig. 11 Heater position applied to the satellite ((a) Applied to the PLM, (b) Applied to the battery))	28
Fig. 12 On-Orbit Configuration of the Worst Cold Case (View from the Sun)	31
Fig. 13 On-Orbit Configuration of the Worst Hot Case (View from the Sun)	32
Fig. 14 On-Orbit Configuration of the Safe-hold Mode (View from the Sun)	32
Fig. 15 Thermal Model of STEP Cube Lab-II ((a) Internal View), (b) External View))	33
Fig. 16 Heat Dissipation Profile of Multi-band Still Imaging Mode	38
Fig. 17 Temperature Distribution on STEP Cube Lab-II in Worst Hot Case	42
Fig. 18 Thermal Analysis Results for the Worst Hot Case	43
Fig. 19 Temperature Distribution on STEP Cube Lab-II in Worst Cold Case	44
Fig. 20 Thermal Analysis Results for the Worst Cold Case	45
Fig. 21 Temperature Distribution on STEP Cube Lab-II in Safe-hold Mode	46
Fig. 22 Thermal Analysis Results for the Safe-hold Mode	47

LIST OF TABLES

Table 1 Orbit Parameter for Heat Flux Analysis	12
Table 2 Thermal Properties Applied for Analysis	15
Table 3 Summary of Analyzed Average Heat Flux	24
Table 4 Orbit Parameters for On-orbit Thermal Analysis	25
Table 5 Thermal Load Case Definition for On-orbit Thermal Analysis	28
Table 6 Thermo-physical Properties used for Thermal Analysis	32
Table 7 Thermo-optical Properties used for Thermal Analysis	33
Table 8 Thermal Coupling Resistance of STEP Cube Lab-II	34
Table 9 Heat Dissipation Profile of Safe-hold Mode	38
Table 10 Allowable temperature range for STEP Cube Lab-II	40

ABSTRACT

A Study on Thermal Design of 6U STEP Cube Lab-II for Monitoring on Mt. Baekdu Volcano

by Son, Min-Young

Advisor : Prof. Oh, Hyun-Ung, Ph. D.

Department of Smart Vehicle System Engineering
Graduate School of Chosun University

In this study, STEP Cube Lab-II (Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project-II) is a 6U Cube satellite equipped with optical and infrared cameras being developed for monitoring Mt. Paektu volcanic eruption signs and earth observation in the Korean peninsula. To guarantee successful mission operation of the cube satellite in orbit, thermal design is essential for the electronic equipment must be kept within the allowable temperature range during the mission period. Thus, it is necessary to analyze the predictable orbital thermal environment. The STEP Cube Lab-II will be launched through the KSLV-II, but the LTDN (Launch Time Descending Node) has not been determined due to the launch time is unknown. This LTDN is one of the major orbital elements that form the angle between the orbital plane and the sun vector. Accordingly, it is important in the thermal design of the satellite because the amount of heat Flux to the satellite in orbit is determined. Therefore, in this study, the heat flux was analyzed according to the launch time in the design and analysis of the thermal control system of the Cube Satellite STEP Cube Lab-II. Through this, the worst thermal environment conditions that satellites can experience were derived from the heat inflow under orbital conditions formed according to various LTDNs. In the derived orbital thermal environment, all mission equipment in the satellite must operate stably, and it is also necessary to maintain the optical performance of the camera for the mission. To achieve this, a thermal

design that combines the surface treatment-based passive thermal control method and heater application, which is widely applied at low cost to CubeSat, was performed. Orbital thermal analysis was performed according to mission scenarios by classifying them into mission mode and safe-hold mode in high-temperature and low-temperature environments. and based on the analysis results for each, the calculation of the operation period of the heater and the thermal stability of all mission equipment were reviewed.

Key Word : CubeSat, Heat Flux Analysis, Launch Phase Analysis, Thermal Analysis, Critical Design

제 1 장 서 론

최근 위성 부품의 소형화 및 고집적화 기술이 고도화되며, 중·대형 위성에 비해 짧은 개발 기간과 단가가 낮은 초소형위성의 개발이 활발하게 이루어지고 있다. 초소형위성의 시장성은 지속해서 높아지는 추세로 특히, 민간 우주 기업들의 참여율이 급증함에 따라 초소형위성을 이용한 통신 서비스, 영상 데이터 활용 등의 실용적이고 광범위한 임무를 통해 새로운 시장을 창출하고 있다[1, 2]. 1999년 미국의 칼폴리 (Cal Poly) 대학과 스탠포드 (Stanford) 대학에서 발표한 큐브위성의 규격은 1U당 크기를 $10 \times 10 \times 10\text{cm}^3$ 및 무게 1.3kg 이하로 지정되었으며[3], 표준화된 1U를 개발목적에 맞게 확장시켜 2U, 3U 등으로도 다양하게 개발되고 있다. 년도별 전 세계 기업의 산업규모 및 초소형위성의 발사위성 수 규모에 대한 추이는 fig. 1에 나타내었다.

소형위성의 수요가 급증하며, 소형위성 발사에 특화된 발사체에 대한 연구개발 또한 관심이 증대되고 있다[5]. 기존 중·대형위성의 로켓 발사 비용은 최소 수백억 원에서 최대 백억 원의 비용이 소요되며, 위성 및 발사체 시장에서는 경쟁력을 확보하기 위해 지속해서 제작 및 발사에 대한 단가 절감을 목표로 연구를 진행하고 있다[6, 7]. 하지만 소형위성만을 위한 발사체 제작은 개발 초기 단계로 초소형위성 발사의 경우 중·대형위성을 싣는 발사체의 부차적인 공간에 탑재하는 Piggy-back 방식을 적용한다. 이는 초소형위성을 궤도에 진입시키기 위한 대표적인 방식 중 하나로, 비용 절감에 있어 효과적이다. 하지만 본 방식의 경우 일반적으로 주 계약위성의 발사 일정에 따라 발사가 이루어지기 때문에 원하는 시점과 장소가 제한적인 Piggy-back 위성들은 임무궤도가 초기 설계단계에서 목표한 궤도와 일치하지 않더라도 해당 궤도에서 임무를 수행해야만 한다[8].

발사시간에 따라 궤도면이 변화하게 되면 위성의 궤도면과 태양벡터 간 각도를 형성하는 LTDN (Local solar Time on Descending Node)도 달라진다. 이때, 위성 궤도 평면과 태양벡터의 최소 각인 베타각이 변하며, 이에 따라 위성의 일 구간과 식 구간 시간차가 발생한다. 이는 곧 위성체에 입사되는 열 유입량을 결정짓는 핵심적인 요소로 운용궤도에서의 열환경 조건이 달라질 수 있다[9]. 따라서, 목표궤도 결정 권한에 한계가 있는 초소형위성 특성상 궤도 파라미터가 설계 기

준 궤도와 차이가 발생하더라도 모든 임무장비가 허용온도범위 내에서 안정적으로 작동되도록 설계하는 것이 열설계 관점에서 적절한 솔루션 중 하나가 될 수 있다.

큐브위성은 발사 후 궤도상에서 운용 시 고진공 환경과 더불어 태양복사, 지구복사, 알베도 (Albedo) 등외부 열환경에 노출된다. 이에 따라 임무 기간동안 정상적인 작동성을 보장하기 위해서는 적절한 열설계가 필수적이다[10].

큐브위성 특성상 공간적 제약으로 인해 일반적으로 열적 코팅, 다층박막단열재 등의 수동형 열제어 기법을 적용한다. 위성이 우주 열환경에서 운용될 시 임무기간 동안 안정적인 작동성능을 보장하기 위해 모든 임무 장비들이 허용온도범위를 유지하도록 열적 안정성이 확보되어야 한다. 일반적인 열 제어 방식으로는 MLI (Multi Layer Insulation), 표면처리 등과 같은 수동형 방식과 히터, 펠티어 소자 등의 능동형 방식으로 나뉘며, 초소형 위성 특성상 공간이 협소하며, 전력소모를 최소화하기 위해 주로 수동형 열제어 방식을 적용한다[11].

본 논문의 구성으로 1장에서는 6U 큐브위성 STEP Cube Lab-II 연구 제안 배경을 설명하였다.

제 2장에서는 STEP Cube Lab-II의 구성 및 임무 소개를 서술하였다.

제 3장에서는 위성이 겪을 수 있는 열환경을 예측하기 위해 수행된 열 유입량 분석과정과 결과를 정리하였다.

제 4장에서는 앞서 실시한 열 유입량 분석을 통해 도출된 궤도 열환경 하에서 궤도 열해석을 수행하여, 위성의 열설계 및 열해석 결과를 정리하였다.

제 5장에서는 결론, 참고문헌 및 연구실적을 정리하였다.

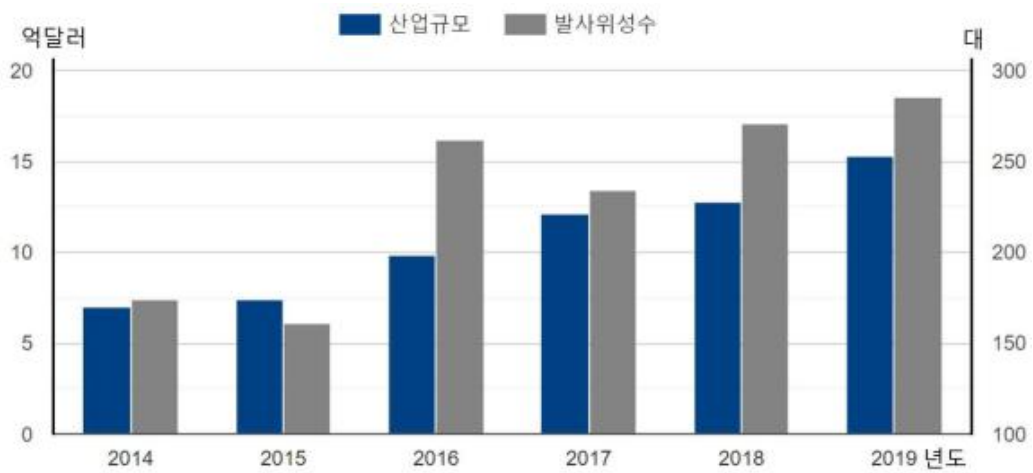


Fig. 1 Status of the world's micro satellite (1~100kg) industry [2]

제 2 장 6U 큐브위성 STEP Cube Lab-II 개요

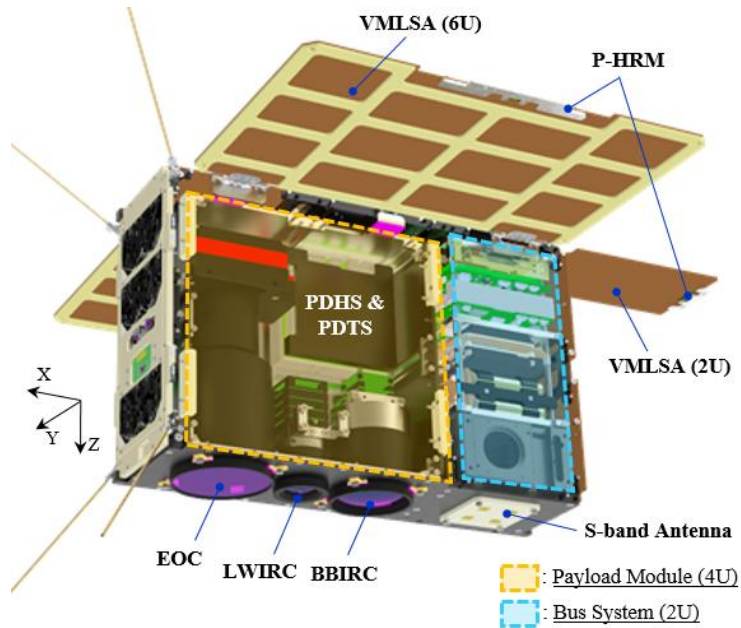
제 1 절 STEP Cube Lab-II 형상 및 임무 소개

최근 백두산의 화산 징후 현상이 급증하며, 폭발 가능성이 커짐에 따라 위험성 평가 및 분화감시가 주목되어야 할 현안으로 자리 잡고 있다[12]. 본 논문에서 제안한 STEP Cube Lab-II는 백두산 천지의 폭발징후에 대한 적외선 관측 영상 획득을 제1 목표로 개발을 진행 중이며, 동시에 원자력 발전소의 냉각수 방출에 따른 가동 여부 및 산불 감시, 도시 열섬현상 등 여러 관심 대상에 대한 지구관측을 목표로 한다. 또한, 부 임무로서 관측 목적으로 탑재되는 초소형위성용 전자광학 (EOC)·광대역 적외선 (BBIRC)·장적외선 (LWIRC) 카메라 및 기검증된 초소형위성용 태양전지판 모듈 관련 핵심기술에 대해 궤도검증을 시행하고자 한다.

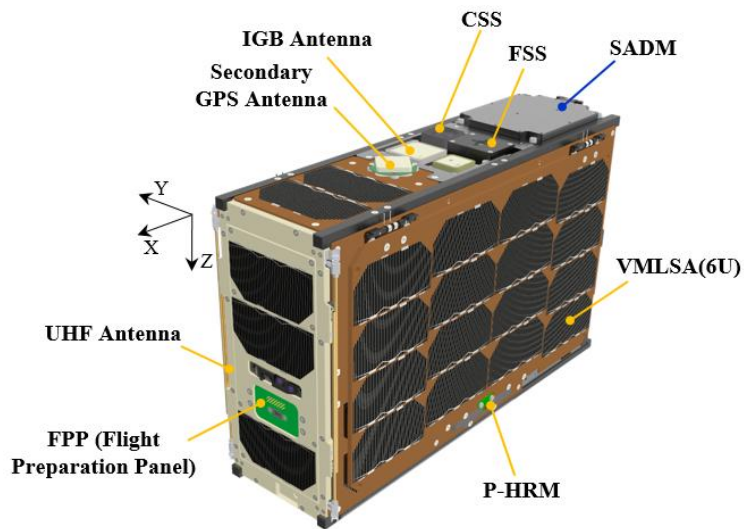
STEP Cube Lab-II는 6U급 초소형위성으로, 수납 시 $366 \times 117.8 \times 238.5 \text{ mm}^3$, 전개 시 $606.9 \times 508.7 \times 428.6 \text{ mm}^3$ 크기를 가지며, 질량은 9.6 kg에 달한다. Fig. 2(a)는 위성의 전개 및 수납 형상과 함께 내부배치도 나타내었다. 위성의 내부에는 관측 임무를 위한 카메라 탑재체 및 영상 데이터 처리 시스템 PDHS/PDTS (Payload Data Handling/Transmission System)가 주 탑재체로서 위성의 4U 공간에 장착되며, 나머지 2U에는 위성 구동을 위한 버스 시스템이 탑재된다.

또한, 자체 개발된 초소형위성용 태양전지판 관련 핵심기술의 궤도검증을 위해 잔여 진동 저감에 효과적인 점탄성 테잎을 적용한 고댐핑 적층형 태양전지판 (Viscoelastic Multi-Layered Solar Array, VMLSA)[13, 14]과 높은 체결력 및 다축 동시구속이 가능한 포고핀 기반 열선 절단 방식의 구속분리장치 (Pogo Pin-based Holding & Release Mechanism, P-HRM)[15]가 탑재된다. 추가로, 초탄성 SMA 소재 태양전지판 락킹 메커니즘을 적용한 국내 최초의 초소형위성용 태양전지판 구동장치 (Solar Array Driving Mechanism, SADM)를 탑재하여 임무기간 동안의 정상적인 거동상태를 확인하고자 한다. 위성의 외부에는 Fig. 2(b)와 같이 통신을 위한 각종 안테나와 센서 그리고 SADM가 장착된다.

STEP Cube Lab-II를 구성하는 일부 구성품은 궤도검증 및 국내 초소형 위성 시장 활성화를 위해 50% 비율로 국내 구성품을 활용하였으며, 이 외의 것은 임무성공 가능성 보장을 위해 데이터 송신, 자세제어 모듈, 탑재컴퓨터 등 주요 구성품은 기 검증 제품을 활용하였다.



(a)



(b)

Fig. 2 Configuration of STEP Cube Lab-II ((a) Deployed View), (b) Stowed View)

제 2 절 STEP Cube Lab-II 운용 개념

Figure 3은 STEP Cube Lab-II의 운용개념 (ConOps)을 나타내었다. STEP Cube Lab-II는 일반 큐브위성과는 다르게 KSLV-II로 발사되어 성능검증위성 (PVSAT) POD 내부에서 비작동 대기 후 사출되며, 사출 10분 후 태양전지판 및 안테나를 전개하는 초기 운용시나리오를 가지고 있다. 이후 위성은 자세 안정화를 거쳐 안정적인 전력생성을 위해 VMLSA (6U) 태양전지판을 기준으로 태양지향을 유지하며, 위성이 임무운용 단계에 돌입하게 되면 한반도 상공에 도달 시 관측을 위해 약 6.7분 동안 카메라 탑재체가 장착된 +Z축이 지구를 지향하도록 설계되어 있다. 또한, 위성이 식 구간에 돌입 시 탑재체의 일정 온도 유지를 위해 지구 복사에너지의 영향을 받도록 탑재체가 장착된 +Z축 패널이 지구를 지향하도록 하였다. 위성의 기본 운용 자세는 Fig. 4에 나타내었다.

임무운용 단계 이외, 기본 운영 단계에서는 UHF 통신시스템이 활성화되며, 지상국과 접촉 시 명령 수신에 따라 임무 및 위성 상태 데이터를 송신하게 된다. 또한, 위성 궤도운용 중 고장감지, 지상국 명령, 또는 지상국으로부터 일정 시간 동안 명령이 없을 경우, 위성은 생존 유지를 위해 Safe-hold 모드로 전환한다. Safe-hold 운용 중 위성은 전력, 열제어 측면에서 안전하도록 자세를 유지하고, 불필요한 전력소모가 없도록 필수 임무장비만으로도만 운용될 예정이다.

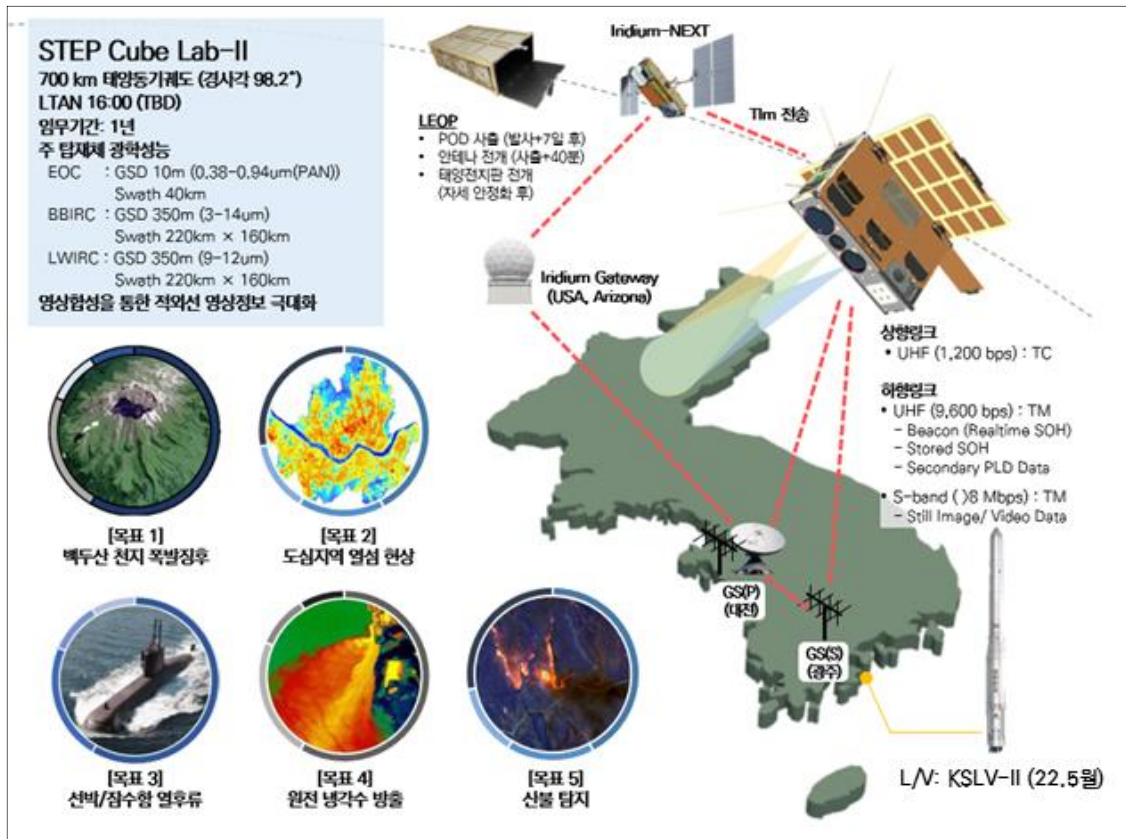


Fig. 3 ConOps of STEP Cube Lab-II

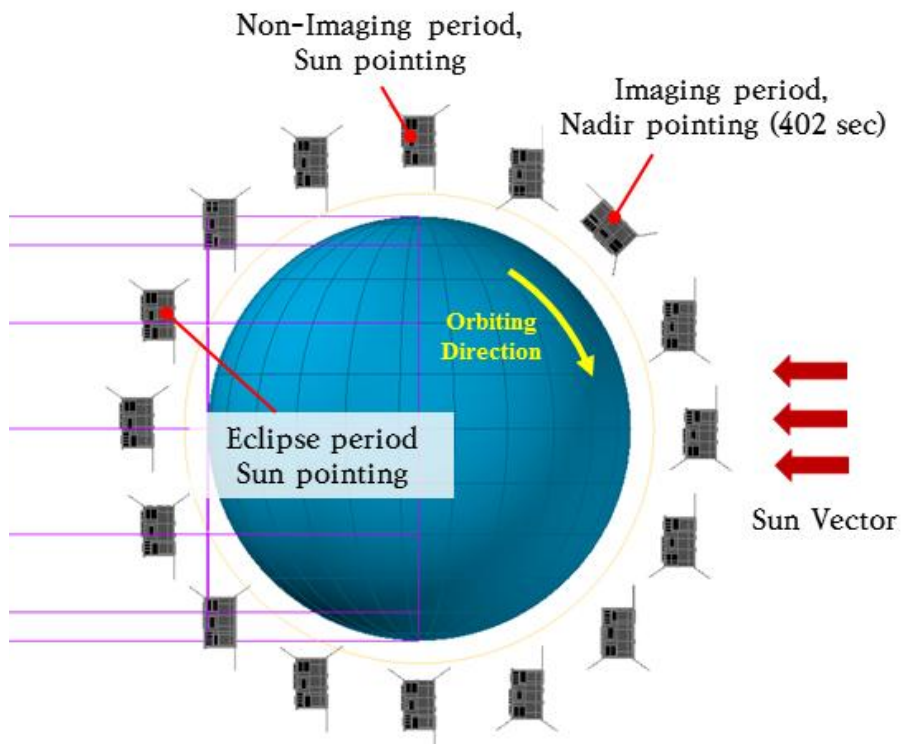


Fig. 4 Orbital Attitude Profile of STEP Cube Lab-II

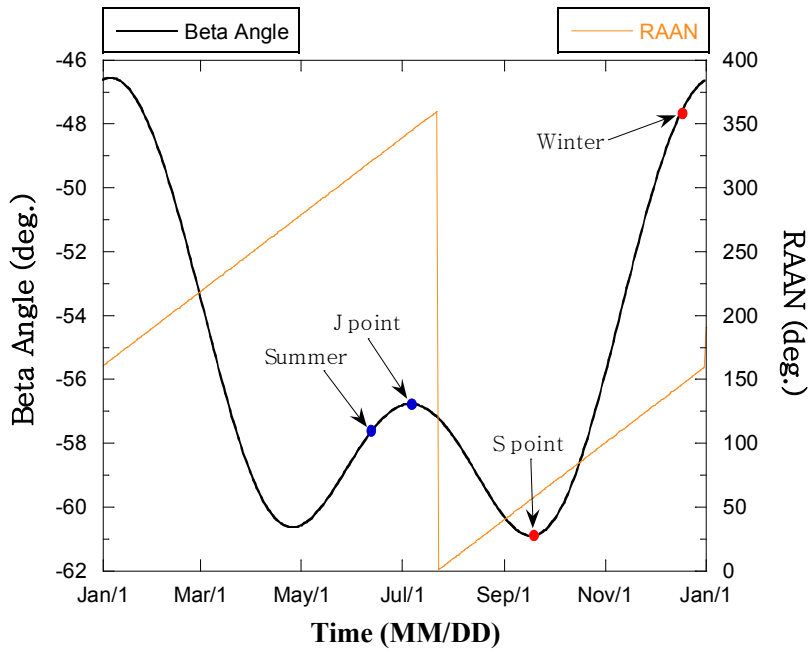
제 3 장 발사시간에 따른 궤도 열환경 특성 분석

제 1 절 열 유입량 분석 개요

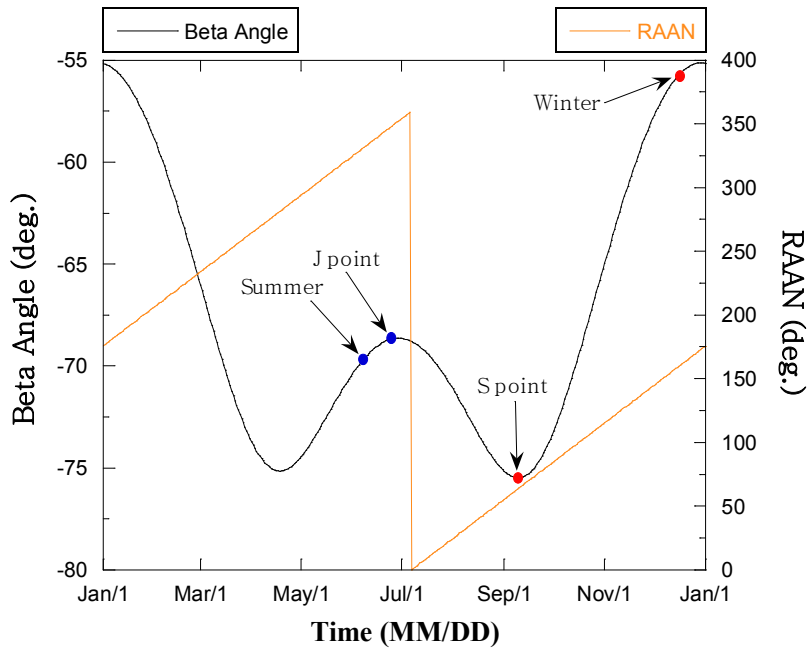
우주 공간에는 위성에 영향을 주는 여러 열환경이 존재하며, 대표적으로 태양에너지, 알베도 (Albedo), 지구 복사에너지가 있다. 태양에너지는 태양이 직접 방출하는 에너지로, 세 가지 열환경 중 위성의 온도변화에 있어 가장 큰 영향을 준다. 또한, 알베도는 행성이 태양빛을 받았을 때 반사하는 정도를 수치로 나타낸 값이며, 지구 복사에너지는 지구표면과 대기에서 복사되는 에너지를 총칭하며, 지구궤도에서 위성에 영향을 주는 주요 열환경이다. 전술한 바와 같이 위성에 영향을 미치는 우주 열환경을 고려하여 탑재 장비를 허용온도 범위 이내로 만족시키기 위해서는 열적으로 안정적인 열설계가 요구되며, 이에 앞서 위성이 운용되는 궤도 조건에 대한 분석이 선행되어야 한다. 일반적으로 위성은 정해진 LTDN을 기반으로 도출된 베타각으로 궤도 조건을 선정하게 되나, 현재 STEP Cube Lab-II의 발사시간이 미정인 관계로 한국형발사체의 발사시간 이력을 토대로 LTDN 16:00 및 17:00에 대한 열 유입량 분석을 수행하여 최악의 궤도 조건을 도출하고자 한다.

열해석 조건 정의 시 위성의 궤도면과 태양벡터가 이루는 베타각과 적도면 내 춘분점과 상승교점 사이의 각인 RAAN (Right Ascension of the Ascending Node)에 대한 정보가 필요하며, 본 궤도요소에 따라 위성의 궤도 주기 내 식 구간 길이가 결정된다. RAAN은 LTDN이 한 시간씩 이동할 때마다 15°씩 변화하며, 이는 곧 베타각 변화에도 영향을 주게 된다. 이때 LTDN 12:00에서 LTDN 18:00까지 한 시간 단위로 RAAN 변화에 따른 식 구간을 고려해보면, LTDN 12:00부터 순차적으로 식 구간 길이가 짧아지게 되고, 일정 구간에서는 여러 궤도 조건의 복합적인 요소에 따라 식 구간이 존재하지 않기도 한다. 식 구간 길이에 크게 관여하는 베타각의 경우 $-90^{\circ} \leq \beta \leq +90^{\circ}$ 의 범위를 가지며, $\pm 67^{\circ}$ 이하가 되면 위성이 식을 경험하게 되고, 0° 에 가까워질수록 식 구간이 길어지는 특징을 가진다. 따라서, 식 구간 길이에 따라 발생하는 위성의 열 유입량 영향을 분석하기 위해 LTDN 16:00 및 17:00 조건에서 각각 1년 동안 변화하는 베타각 및 RAAN 을 분석하여, 이를 각각 Fig. 5(a), (b)에 나타내었다. 일반적으로 태양과 지구 사이가 가장 가까운 Winter (동지)일 때 태양광으로부터 지구에 입사되는 열 유입량이 $1,420 \text{ W/m}^2$ 로 최대 입사량을 가지게 되어 이를 Hot Case 정의를 위한 지점으로 지정한

다. 반대로 Summer (하지)는 태양과 지구의 거리가 가장 멀어 태양에너지를 받는 정도가 $1,287 \text{ W/m}^2$ 로 최소가 되기 때문에 Summer를 Cold Case를 정의하기 위한 지점으로 선정하였다. 또한, 베타각의 절대값이 증가하여 식 구간이 짧아짐과 동시에 지구가 받는 태양에너지가 최대인 Winter와 가장 가까운 지점을 S Point로 하여 Worst Hot Case 정의를 위한 분석 대상으로 지정하였다. 반대로 베타각의 절대값이 감소하여 식 구간이 길어지며, 지구가 받는 태양에너지가 최소인 Summer와 가장 가까운 지점을 J Point로 하여 Worst Cold Case의 분석 대상에 포함하여 나타내었다. Table 1은 베타각을 토대로 선정된 궤도 조건을 나타내며, 총 8가지 열 유입량 분석 Case를 선정하였다.



(a)



(b)

Fig. 5 Beta Angle and RAAN according to LTDN ((a) LTDN 16:00), (b) LTDN 17:00)

Table 1 Orbit Parameter for Heat Flux Analysis

Case	1	2	3	4	5	6	7	8
LTDN	16:00				17:00			
Season	Winter	Summer	J point	S point	Winter	Summer	J point	S point
Date	22/12/21	22/06/21	22/07/06	22/09/17	22/12/21	22/06/21	22/06/28	22/09/10
Solar Flux (W/m ²)	1,420	1,287	1,299	1,351	1,420	1,287	1,293	1,346
Albedo (%)	0.35	0.3	0.3	0.35	0.35	0.3	0.3	0.35
Earth IR (W/m ²)	249	227	227	249	249	227	227	249
Beta Angle (°)	-48.34	-56.97	-56.69	-61.55	-56.11	-67.94	-67.51	-75.11
RAAN (°)	150.73	330.37	345.15	57.10	164.75	344.38	351.28	64.21
Eclipse Time (sec)	1,623	1,228	1,246	806	1,283	0	0	0

제 2 절 열 유입량 분석 조건 및 해석모델

Figure 6는 열 유입량 분석 모델로, 직사각형 구조체 판넬로 이루어진 육면체로 단순화시켜 구현시켰다. 본래 STEP Cube Lab-II 위성체의 경우 태양전지판이 전개된 상태로 운용이 이루어지며, 전개된 태양전지판으로 인해 위성 일부분이 가려져 열 유입량 분석 모델과 비교하였을 때 판넬별 흡수량 측정에 있어 차이가 다소 발생하게 된다. 하지만 본 해석에서는 Case에 따라 발생하는 상대적인 외부 열 유입량 정도 확인을 목적으로 전개 구조물이 없더라도 결과를 분석하는 데 있어 무관할 것으로 판단된다. 따라서 해석의 단순화를 위해 태양전지판을 제외하여 열모델을 구축하였다. 실제 위성 형상에는 -Z 판넬에 태양전지판이 위치하며, 본 논문에서 제시한 열모델의 경우 태양전지판 식별을 위해 판넬을 파란색으로 나타내었고, +Z 판넬에는 본래 탑재체 카메라가 장착된다. 위성에 적용된 물성 정보는 Table 2에 나타낸 바와 같이 판넬의 재료 물성치는 모두 Al-6061을 적용하였으며, 위성 외부 표면의 광학 특성은 흡수율과 방사율이 각각 1.0인 흑체로 가정하였다[16].

Figure 7, 8는 각각 LTDN 16:00 및 17:00 조건에서 선정된 궤도 프로파일을 나타낸다. 태양전지판이 위치한 -Z 판넬이 태양 지향을 유지하며, 지구관측 임무 시에만 카메라 장착면 (+Z 판넬)이 지구를 향하게 된다. 이에 따라 -Z 판넬이 태양에너지의 영향을 많이 받게 되어 다른 판넬들과 비교하였을 때 확연히 높은 열 유입량이 도출될 것으로 예상된다.

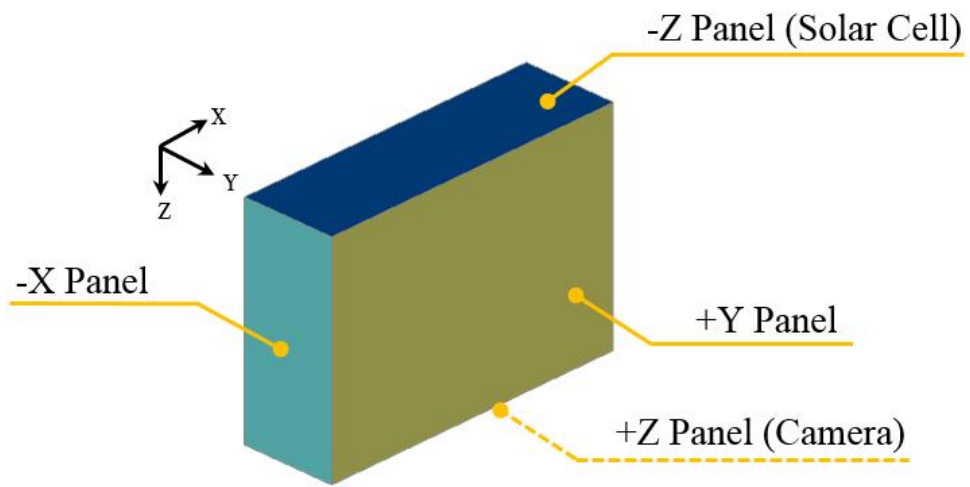


Fig. 6 Thermal Model for Heat Flux Analysis

Table 2 Thermal Properties Applied for Analysis

Thermo-Physical Property			
Material	Conductivity (W/m/K)	Density (kg/m³)	Cp (J/kg/K)
Al-6061	167.9	2,700	961.2
Optical Property			
Property	Absorptivity (α)	Emissivity (ϵ)	α/ϵ
Black Body	1.0	1.0	1.0

*View from Sun
 **+X Axis: Vernal Equinox

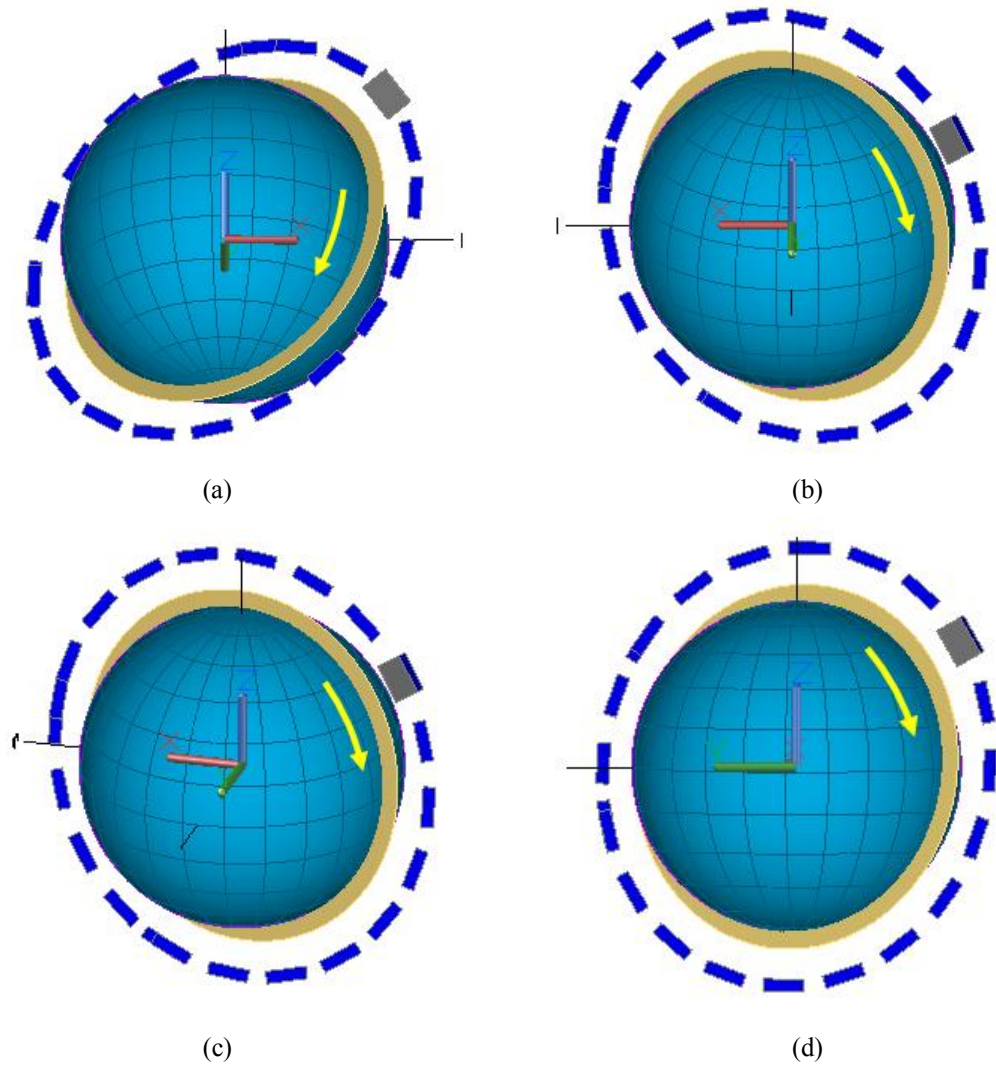


Fig. 7 Attitude of LTDN 16:00 ((a) Winter, (b) Summer, (c) J point, (d) S point)

*View from Sun
 **+X Axis: Vernal Equinox

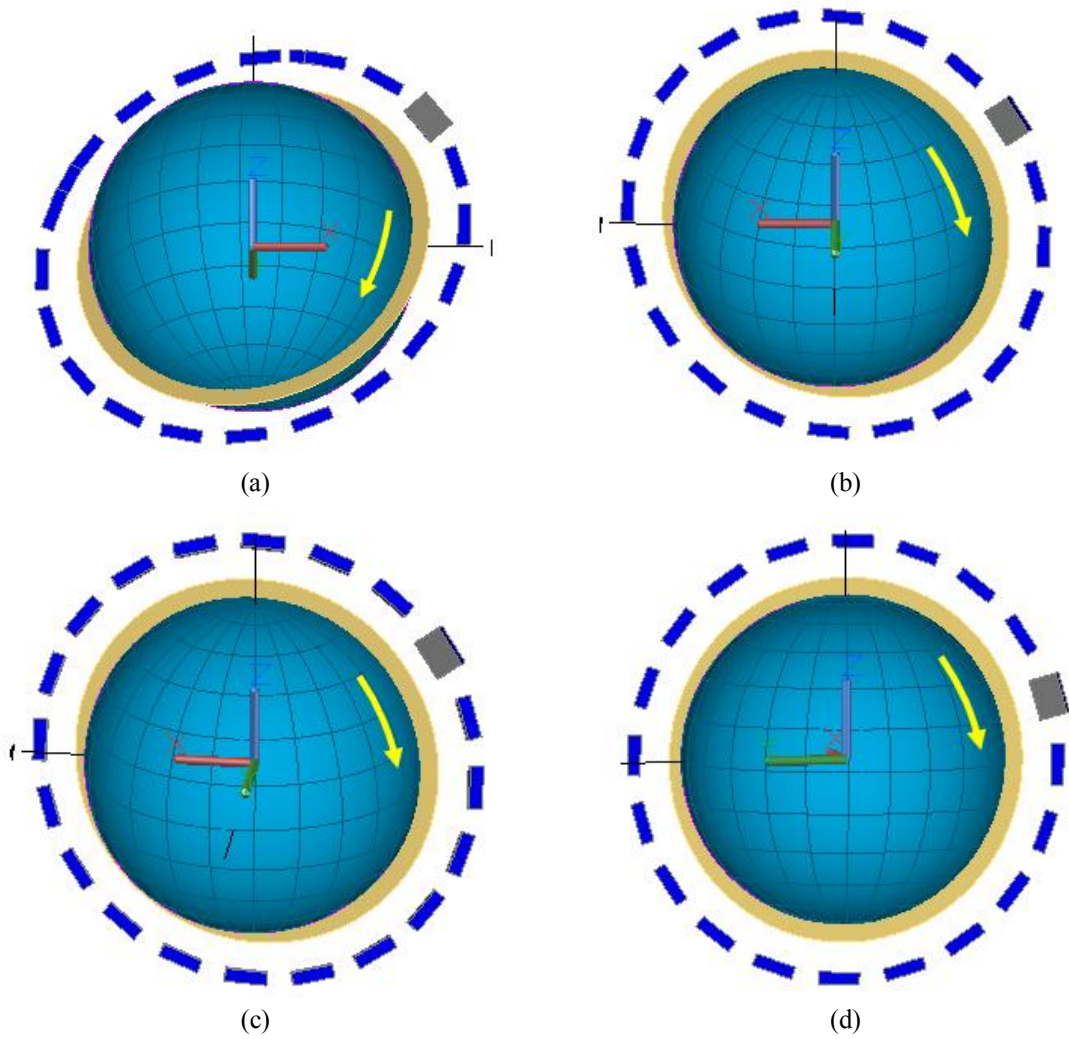


Fig. 8 Attitude of LTDN 17:00 ((a) Winter, (b) Summer, (c) J point, (d) S point)

제 3 절 열 유입량 분석 결과

LTDN 16:00와 LTDN 17:00에서 각각 지정한 Summer, Winter, J point, S point에 대한 열 유입량 분석을 수행하여, 각 판넬별로 계산된 단위 면적 당 열 유입량 그래프를 각각 Fig. 9, 10에 나타내었다. Fig. 9(a)는 LTDN 16:00 Winter에서의 열 유입량 분석 결과로, 베타각이 -48° 로 식을 갖는 범위인 $|\beta| \leq 67^\circ$ 에 속하기 때문에 식 구간이 존재하며, 식의 영역에 들어가는 동안 모든 판넬이 태양에너지를 받지 못해 모든 판넬에 미치는 열 유입량이 현저히 감소하게 된다. -Z 판넬의 경우 항상 태양을 지향하기 때문에 식 구간과 Imaging 구간을 제외하고 유입되는 열에너지가 가장 높으며 궤도 평균 열 유입량 값은 약 $1,035.1 \text{ W/m}^2$ 으로 나타난다. Imaging 구간에서는 지속해서 심우주를 향하던 +Z 판넬이 임무에 따라 지구를 지향하게 되며, 지구 복사에너지의 영향으로 열 유입량이 다소 증가했다 감소하는 추이가 확인된다. 또한, Imaging 구간 전환 시 위성의 자세 기동이 변화하며 +Y 판넬이 태양을 지향함에 따라 흡수되는 열에너지가 급격히 증가 후 감소하는 양상이 나타난다. 또한, +Y 판넬은 임무 구간 외에 모두 지구를 지향하기 때문에 지구 복사에너지의 영향을 받아 -Z 판넬을 제외한 나머지 판넬 중 열 유입량이 약 312.9 W/m^2 으로 비교적 큰 값을 나타내었다. 반면 -Y 판넬의 경우 태양 입사각에 대한 배치 각도 상 태양광을 거의 받지 않아 약 4.3 W/m^2 로 판넬 중 가장 작은 열 유입량을 나타내었다.

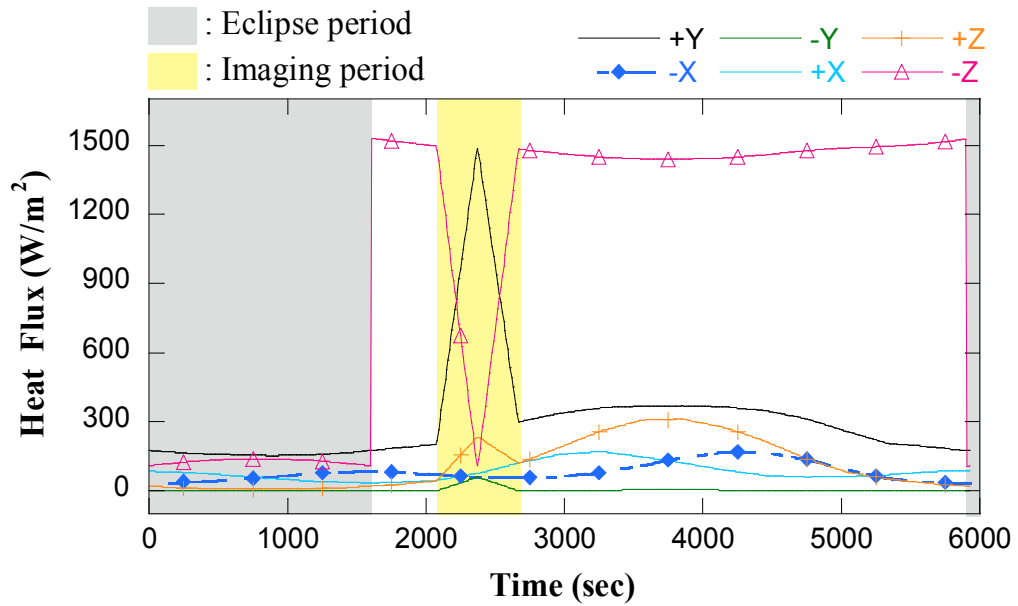
또한, Fig. 9(b), (c), (d)에서는 전반적으로 Winter와 유사한 양상을 보이나, Fig. 9(b), (c)의 경우, Imaging 구간에서 -Z 및 +Y 판넬의 열 유입량 변화량은 Winter 대비 작은 변화를 나타내고 있다. 이는 판넬이 태양을 바라보는 각도에 따라 발생한 차이로 Fig. 9(a), (d)의 경우 +Y 판넬이 거의 정면으로 태양을 바라보는 것에 비해 Fig. 9(b), (c)는 -Z축의 각이 다소 기울어져, -Z 판넬과 +Y 판넬 모두 정면이 아닌 측면으로 태양에너지의 영향을 받게 된다. 따라서, 정면을 보는 판넬이 더 높은 입사량을 받게 되어 변화량의 차이에도 영향이 나타난 것으로 판단된다. Fig. 9(b)의 경우 위성에 입사되는 태양 에너지가 LTDN 16:00 중 가장 낮아 판넬별 열 유입량에도 직접적인 영향을 주어 가장 낮게 도출되었다. 반대로 Fig. 9(d)는 베타각 절대값이 61.55° 로 높게 도출되며 식 구간이 감소함에 따라 LTDN 16:00 해석 Case 중 열 유입량이 가장 많은 것으로 나타났다.

Fig. 10(a)은 LTDN 16:00에서 동일한 조건으로 선정된 시점인 Fig. 9(a)와 도출되는 판넬별 열 유입량의 경향성이 대체로 유사하나, 열 유입량 총합의 경우 Fig. 9(a) 대비

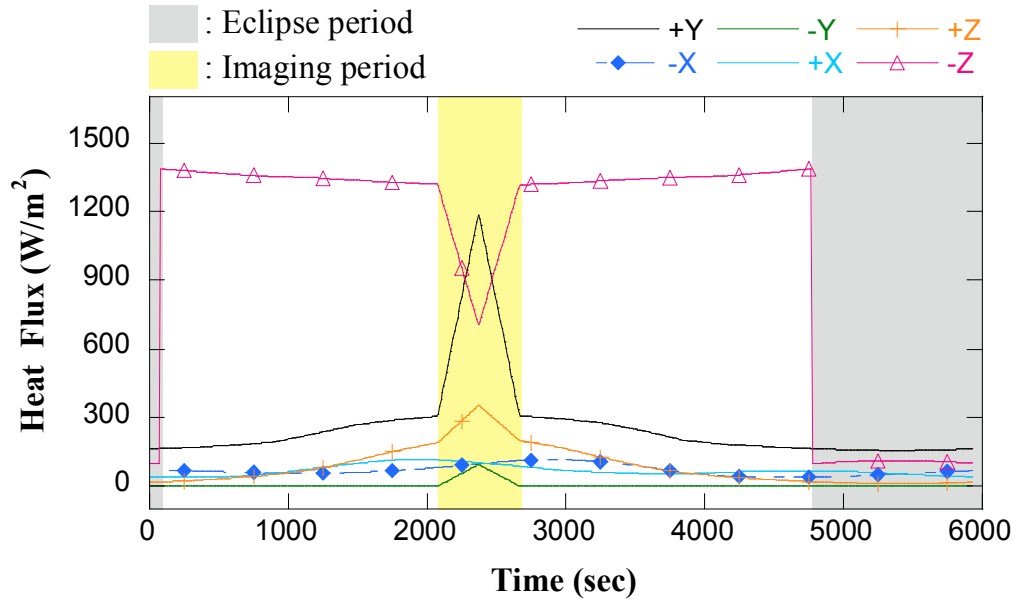
약 3.97% 정도 더 높게 도출되었다. 이는 LTDN에 따른 베타각과 RAAN의 영향으로 Fig. 10(a)의 식 구간이 약 5.6분가량 짧게 나타나 자연적으로 입사되는 열 유입량이 많아졌기 때문이다. 또한, Fig. 10(b), (c), (d)에서도 역시 LTDN 16:00와 비교했을 때, 열 유입량 총합이 모두 높게 나타났으며, 이는 세 시점에서 모두 식 구간이 존재하지 않아 -Z 판넬이 궤도를 도는 동안 태양에너지의 영향을 계속해서 받기 때문에 열 유입량이 확연히 높아짐에 따라 총합에도 영향을 미친 것으로 판단된다. 이 외에 식 구간을 제외한 임무 구간 및 일 구간에서의 열 유입량 변화 양상은 모두 유사하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. Fig. 10(d)는 Worst Hot Case 정의를 위한 분석 대상으로, 베타각의 절대값이 가장 크게 나타남에 따라 가장 짧은 식구간이 나타나게 된다. 또한, 입사되는 태양에너지도 비교적 높은 값을 가진다. 이에 따라 8개의 Case 중 가장 높은 열 유입량을 나타내는 것으로 확인된다.

LTDN별 모든 Case에 대한 열 유입량 영향성 분석을 통해 도출된 판넬별 평균 열 유입량 결과를 Table 3에 나타냈다. 결과로부터 최악의 궤도 조건을 도출하기 위해 8개 지점 중 평균 열 유입량의 합이 가장 높고, 낮은 지점을 식별하였으며, Case 2에서 위성에 유입되는 열에너지가 약 $1,550.9 \text{ W/m}^2$ 로 가장 낮게 도출되었으며, Case 8에서 $1,869.3 \text{ W/m}^2$ 로 가장 높은 열에너지 유입량이 나타나는 것을 확인하였다.

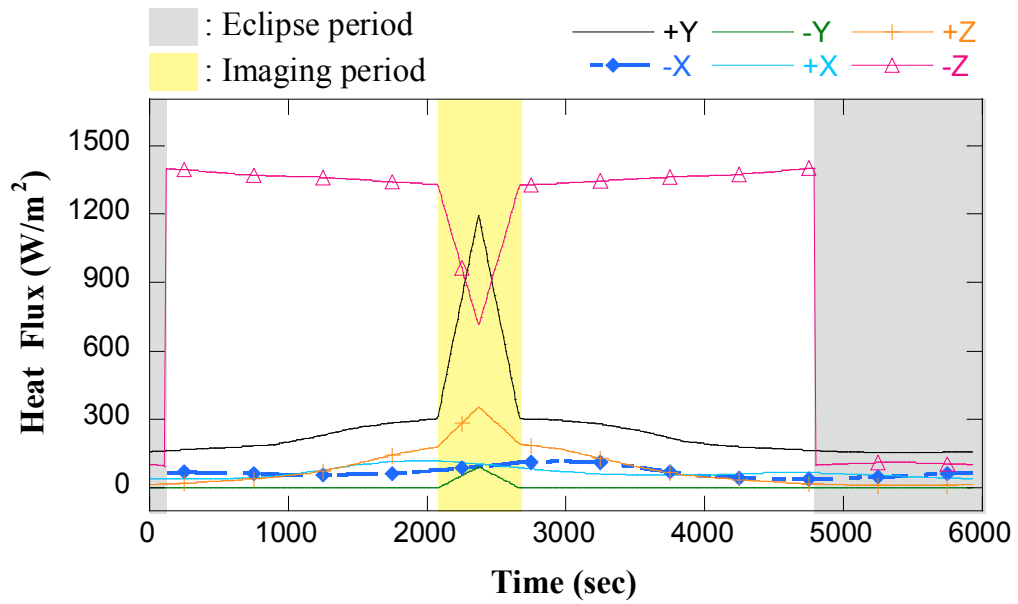
이를 토대로 평균 열 유입량 결과에 따라 도출된 궤도 조건을 Table 4에 나타내었다. 열 유입량이 최소인 LTDN 16:00 Summer (Case 2)를 Worst Cold Case로, 열 유입량이 최대인 LTDN 17:00 S point (Case 8)를 Worst Hot Case로 선정하여 궤도 조건을 정의하고자 한다. 이후 상기 결과를 기반으로 궤도 조건을 적용하여 열설계가 수행될 시, 발사시간에 따라 발생하는 어떠한 우주 열환경에서도 안정적인 운용이 가능할 것으로 예상된다. 선정된 궤도 조건은 Table 4에 정리하였다.



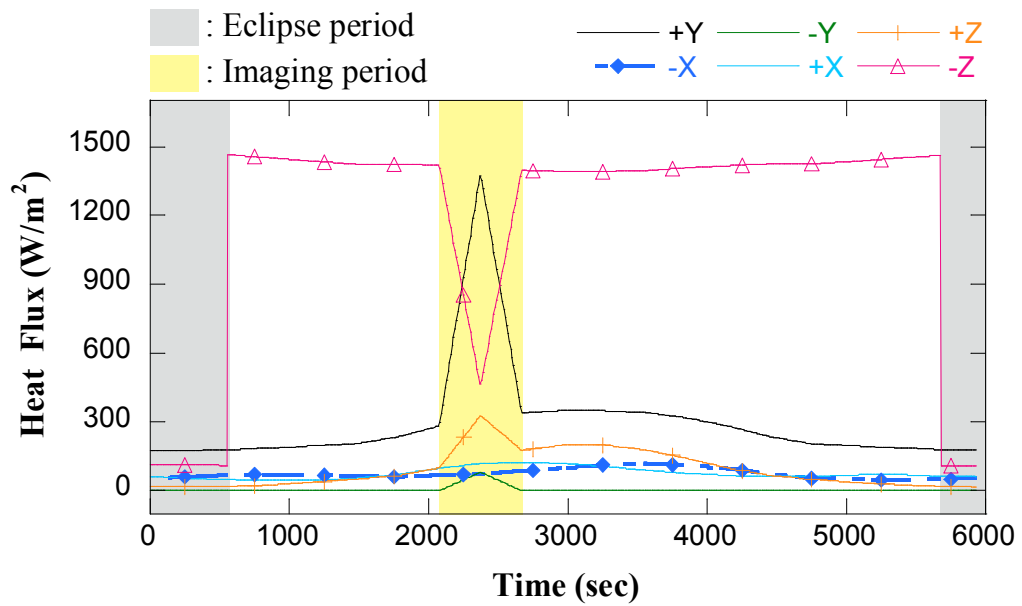
(a)



(b)

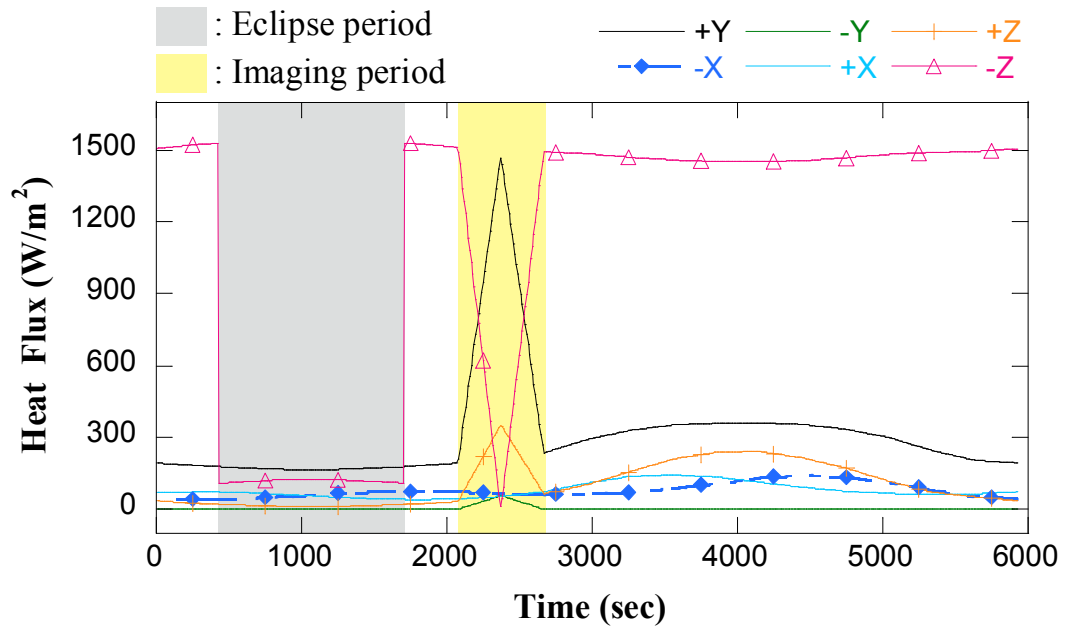


(c)

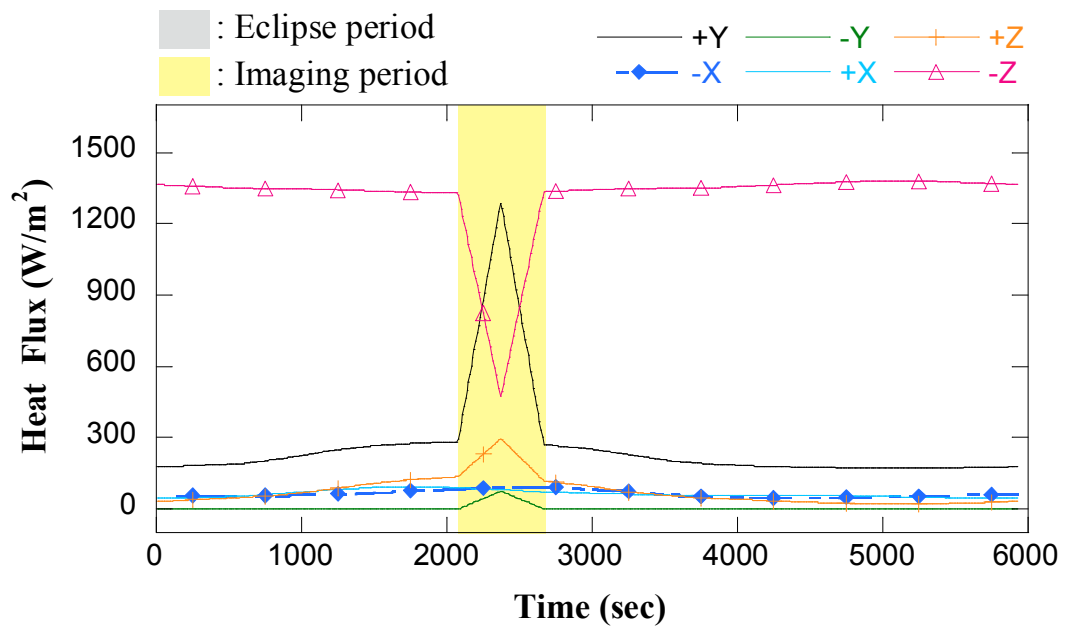


(d)

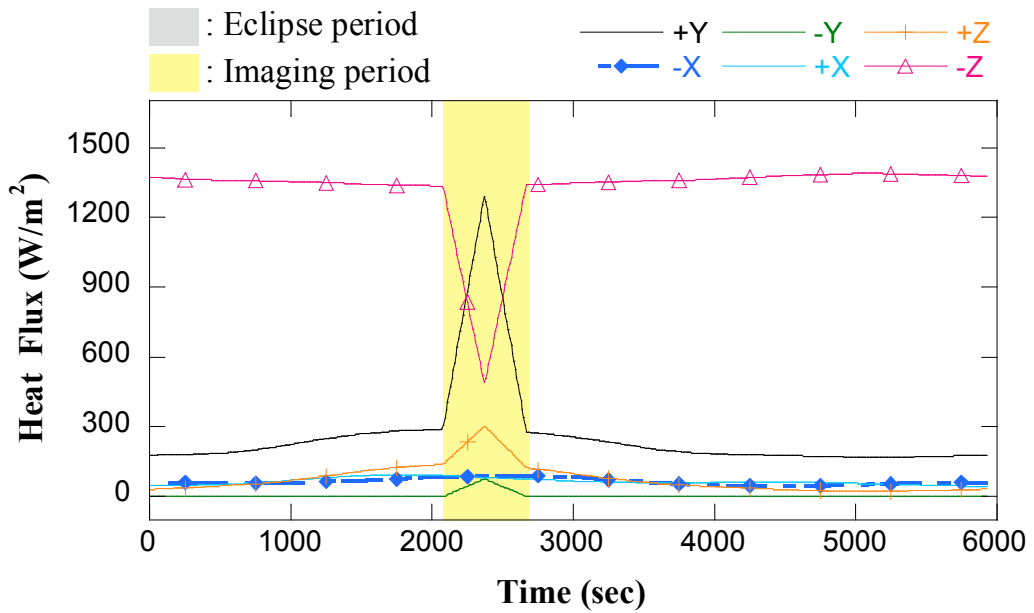
Fig. 9 Heat Flux Analysis Results of LTDN 16:00 ((a) Winter, (b) Summer, (c) J point, (d) S point)



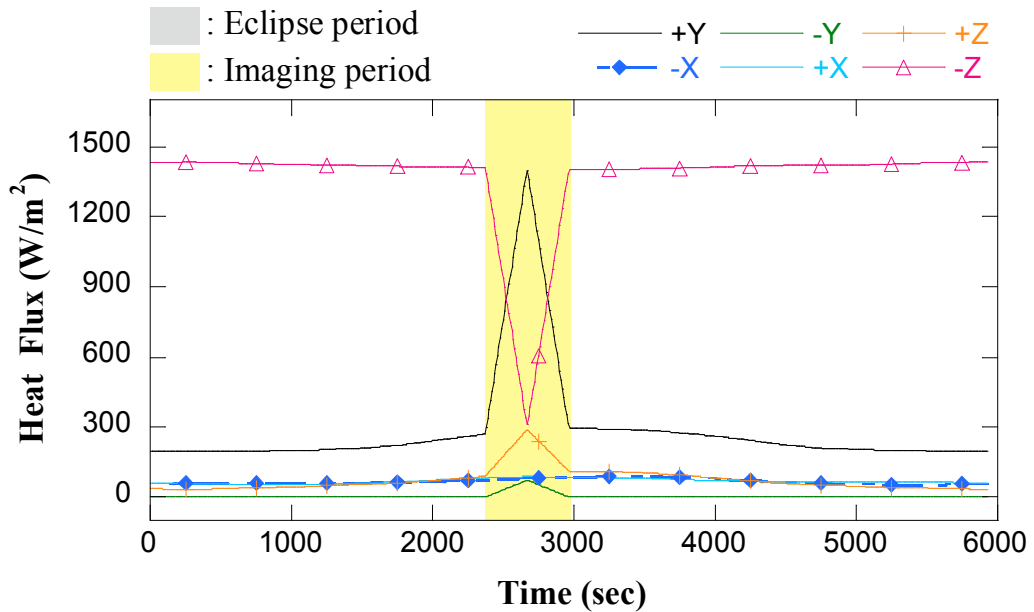
(a)



(b)



(c)



(d)

Fig. 10 Heat Flux Analysis Results of LTDN 17:00 ((a) Winter, (b) Summer, (c) J point, (d) S point)

Table 3. Summary of Analyzed Average Heat Flux

Case	1	2	3	4	5	6	7	8
LTDN	16:00				17:00			
Season	Winter	Summer	J point	S point	Winter	Summer	J point	S point
+X	83.1	68.6	69.3	76.1	79.6	64.5	64.7	68.3
+Y	312.9	264.7	264.9	300.4	313.7	265.8	267.0	288.6
+Z	117.5	88.7	87.2	93.1	108.7	73.9	75.5	74.2
-X	83.4	68.8	69.8	74.8	80.2	64.9	64.2	68.5
-Y	4.3	4.8	4.7	4.1	3.1	3.8	3.8	3.6
-Z	1,035.1	1,055.3	1,061.0	1,192.7	1,116.1	1,310.4	1,317.4	1,364.0
Total (W/m²)	1,636.3	1,550.9	1,556.8	1,741.2	1,701.3	1,783.2	1,792.5	1,867.3

Table 4 Orbit Parameters for On-orbit Thermal Analysis

Parameter	Orbit Condition	
	Worst Cold Case	Worst Hot Case
Orbit Type	Sun-synchronous Orbit	
Inclination Angle (°)	98.2	
Altitude (km)	700	
LTDN	16:00	17:00
Date (YY/MM/DD)	2022/06/21	2022/09/10
Solar Flux (W/m ²)	1,287	1,346
Albedo (%)	0.30	0.35
IR Flux (W/m ²)	227	249
Beta Angle (°)	-56.97	-75.11
RAAN (°)	330.37	64.21
Eclipse Time (sec)	1228	0

제 4 장 STEP Cube Lab-II 열설계 및 해석

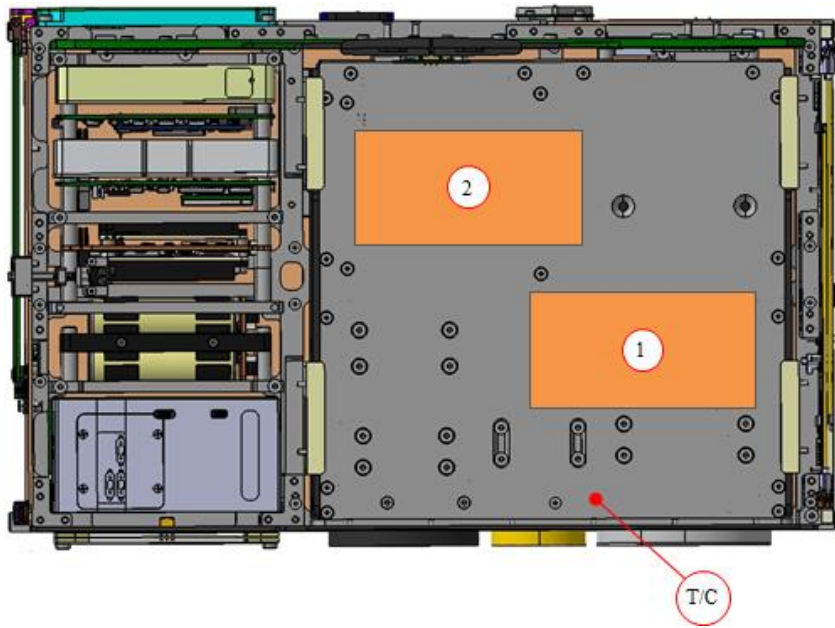
제 1 절 열 제어계 설계

STEP Cube Lab-II의 열제어계는 궤도 상에서 위성의 모든 탑재 구성품의 허용온도 범위를 만족할 수 있도록 설계되어야 하며, 본 위성의 경우 큐브위성 특성상 공간적 제약으로 인해 전반적으로 열적 코팅 및 테잎을 이용한 수동형 열제어 방식을 기반하였다[17]. 태양에너지의 영향이 큰 -Z축에 위치한 SADM는 지나친 과열을 방지를 위해 외부 표면에 VDA (Vacuum Deposited Aluminum)를 적용하였다. 또한, 버스 시스템을 마주보는 측면 판넬에는 Black Anodizing 처리로 버스 시스템과의 열교환을 원활히 하였으며, 그 외 외부 판넬에는 VDA를 적용하였다. 소재 고유의 복사 및 전도 열전달 경로를 통한 위성체 내부 열교환에 따라 수동적으로 이루어지는 열제어 방식 이외에도 열적 문제를 해결할 수 없는 경우를 대비해 히터를 통한 능동 열제어 방식도 추가로 적용하였다.

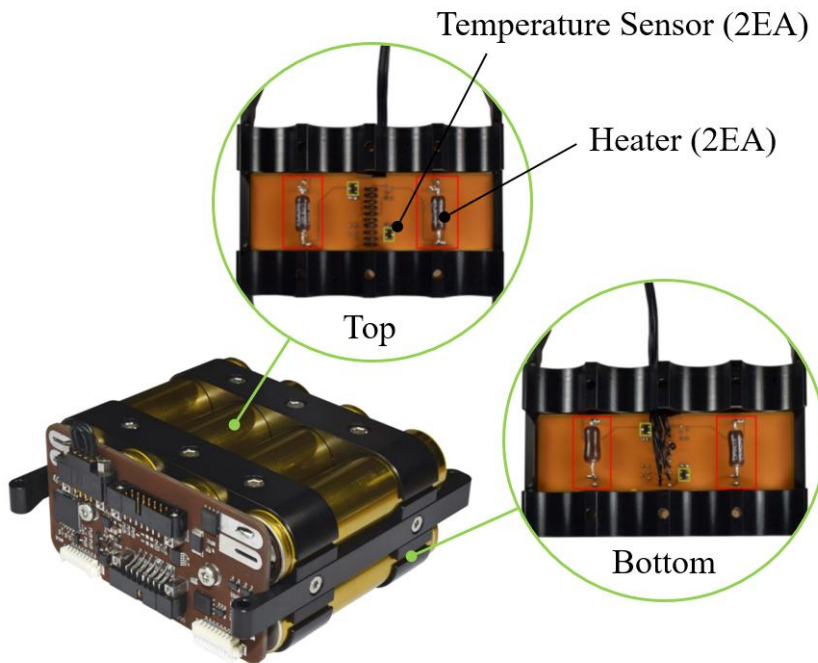
히터 외에도 Louvers 및 Heat pipe 등과 같은 다양한 능동 열제어 방식이 존재한다. Louvers는 블레이드를 통해 설정온도 이하일 경우에는 블레이드가 닫히게 되어 외부 열유입 및 열방출을 차단하고, 설정온도 이상일 경우에는 블레이드가 열려 방열을 한다[18]. 그리고 금속 튜브와 작동 유체로 구성된 Heat pipes는 발열하는 전장품들이 방열판에 직접 장착되지 못할 때, 배출되어야 하는 폐열을 수집하고, 이를 방열판으로 이동시켜 방열이 되도록 구성되어 있다[19]. 하지만 기 설명한 바와 같이 본 큐브위성의 경우 내 공간 확보에 한계가 존재하므로 비교적 부피 차지가 큰 Louvers 및 Heat pipe를 적용하는 대신 얇고 유연한 폴리이미드 히터를 통해 추가 열설계를 수행하였다.

본 논문에서 제안한 위성에 적용된 히터는 폴리이미드 히터는 높은 유전 성능을 지님과 동시에 작동 온도 범위가 넓어 항공 우주분야에 다양하게 적용되고 있다. 히터의 부착 위치는 Fig. 11에 나타내었으며, 히터는 위성의 2곳에 적용되어있다. 첫 번째로 궤도 저온환경에 취약한 광학계의 해상도 향상 및 열진공시험 시 카메라 탑재체에 대한 온도 보상을 위해 PLM 외부에 히터를 부착되어 있다. 히터는 50 x 100 mm² 크기의 RS PRO 사 제품을 사용하였다. 큐브위성 내 비교적 넓은 면적을 가지는 PLM에 히터가 장착되므로 빠른 온도 보상을 위해 각 5W 전력을 내는 2개의 히터가 적용된다. 또한, 히터 Duty 조건은 80% 이내로 설계되었다. 히터의 Set point (On/Off)는 5°C~8°C로 Fig. 11 (a)에 표기된 온도 센서를 기준으로 동작한다.

두 번째로 허용온도 범위가 좁아 저온에 대한 온도조건이 0℃ 이상인 배터리는 Cold 조건에서의 안정적인 운용 온도 확보를 위해 자체적인 내장 히터가 장착되어 있으며, 이를 사용하여 궤도상에서 항상 0℃ 이상으로 유지되도록 설계하였다. 히터는 각 2개의 배터리 사이에 배치된 2개씩 배치되어 있으며 히터별 자체 온도 센서가 있으며, 해당 히터 및 온도 센서의 위치는 Fig. 11 (b)에 나타내었다.



(a)



(b)

Fig. 11 Heater position applied to the satellite ((a) Applied to the PLM, (b) Applied to the battery))

제 2 절 궤도 열해석 조건 및 해석모델

STEP Cube Lab-II의 운용 기간동안 원활한 기능 구현을 위해서는 궤도 열환경에서 수반되는 극한 열진공 환경 하에서 열적 안전성 확보가 가능해야한다. 따라서 위성체의 개발과 관련하여 궤도 환경에 대한 열적 안전성 검증을 위해 Worst Hot, Cold, Safe-Hold 조건에 대한 궤도 열해석을 실시하였다. 열설계 및 열해석의 기본 목표는 각 장비의 허용온도 범위에 대해 불확실성 마진으로 5°C를 고려한 온도 마진을 확보하는 것을 주요 목표로 한다. 열설계 요구조건 충족여부를 해석적으로 입증하기 위해 Table 5와 같은 궤도 조건 하에서 열해석을 수행하였다.

Case 1과 2는 지구관측 임무를 수행 시 작동되는 모든 탑재체 및 버스 시스템에 대해 열 유입량 분석으로부터 선정된 Worst Hot/Cold Condition에서 허용온도범위 내 만족하는지 확인하기 위해 선정한 조건이다. Case 3은 위성이 궤도운용 도중에 고장이 감지되거나, 일정 시간 동안 명령에 대한 반응이 없을 경우 최소한의 임무 장비만 작동시켜 위성이 생존할 수 있도록 하는 모드로, 이 경우 필수 장비만 작동되기 때문에, 운용 조건 중 발열량이 가장 낮아 Worst Cold Condition에서의 열적 안정성 보장이 필요하기 때문에 해석 조건에 반영하였다. 총 네가지의 궤도 조건에 대해 궤도 열해석을 수행하여 각 모드에 대한 위성의 열적 안정성을 평가하였다.

STEP Cube Lab-II 열설계안의 열적 타당성 검토를 위해 Fig. 14와 같이 열해석 모델을 구축하였다. 열해석 모델은 상용 소프트웨어인 SINDA/FLUINT를 활용하였으며, 모델링 구축 시 사용된 총 노드는 2,555개이다.

STEP Cube Lab-II의 구성품 간 볼트체결부의 열적 연결조건을 모사하기 위해 접촉 열저항을 수치적으로 산출하였다. 접촉 열저항은 경험식인 식 (1)을 통해 산출되며, 산출된 접촉 열저항은 Table 8에 나타내었다. 여기서, A는 접촉 면적, d는 볼트 직경, n은 볼트 개수, E는 정격 토크를 나타낸다[20].

$$R_{I/F} = \frac{50}{\left(\frac{5nE}{Ad}\right)^{2/3}} \quad (1)$$

Table 5 Thermal Load Case Definition for On-orbit Thermal Analysis

Case	Case 1	Case 2	Case 3
Parameter	Mission Mode (Imaging) in Hot Condition	Mission Mode (Imaging) in Cold Condition	Safe-hold Mode (Minimal Operation)
Orbit Type	Sun-synchronous Orbit		
Inclination Angle (°)	98.2		
Altitude (km)	700		
LTDN	17:00	16:00	16:00
Date (YY/MM/DD)	2022-09-10	2022-06-21	2022-06-21
Solar Flux (W/m ²)	1,346	1,287	1,287
Albedo (%)	0.35	0.3	0.3
IR Flux (W/m ²)	249	227	227
Season	September	June	June

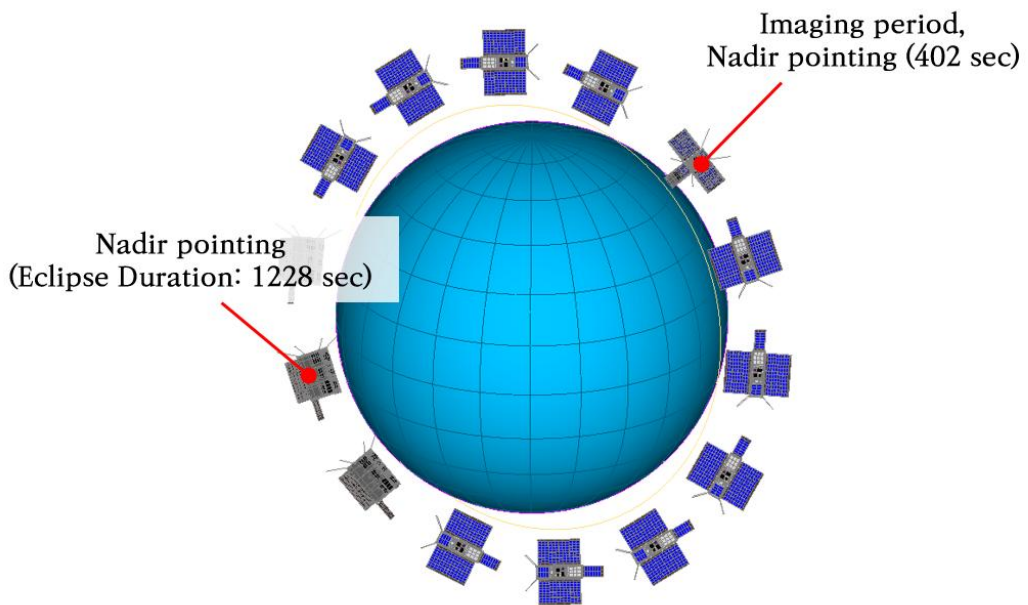


Fig. 12 On-Orbit Configuration of the Worst Cold Case (View from the Sun)

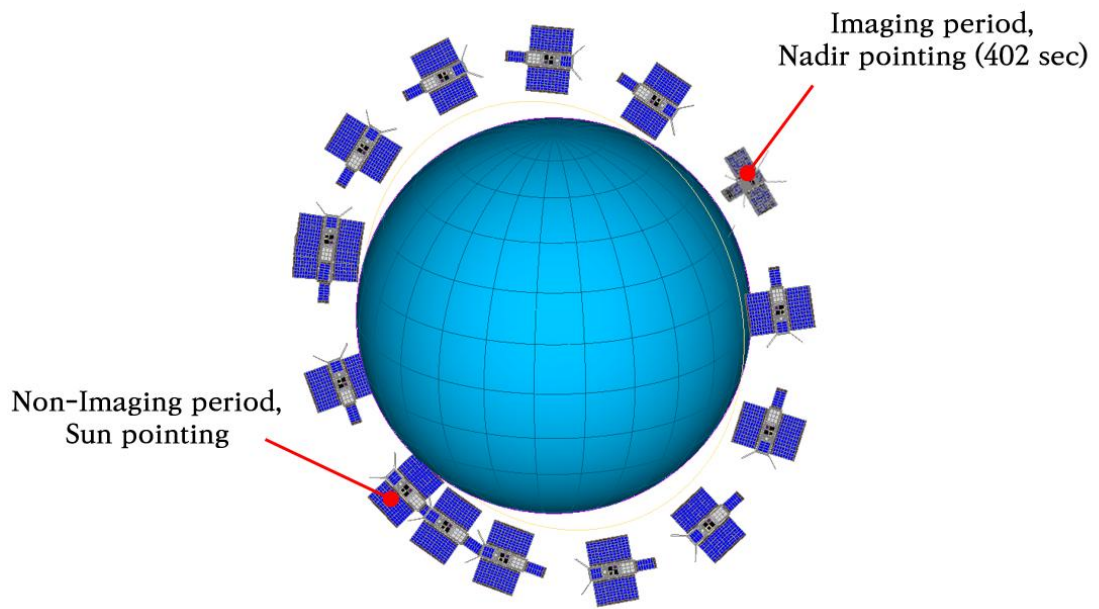


Fig. 13 On-Orbit Configuration of the Worst Hot Case (View from the Sun)

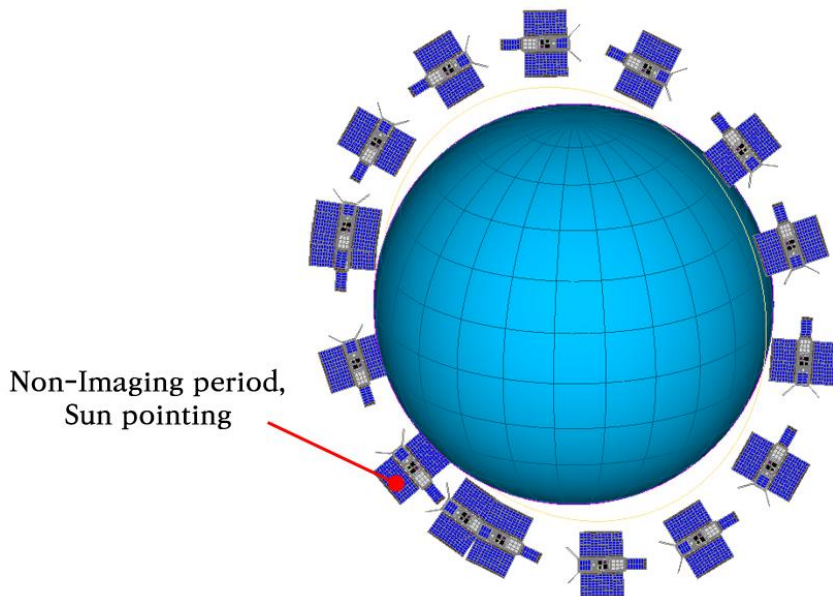
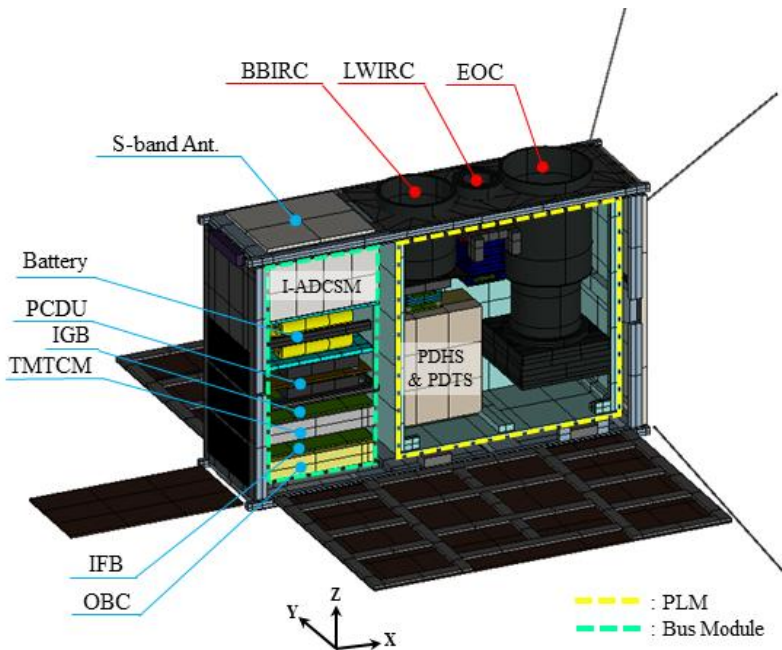
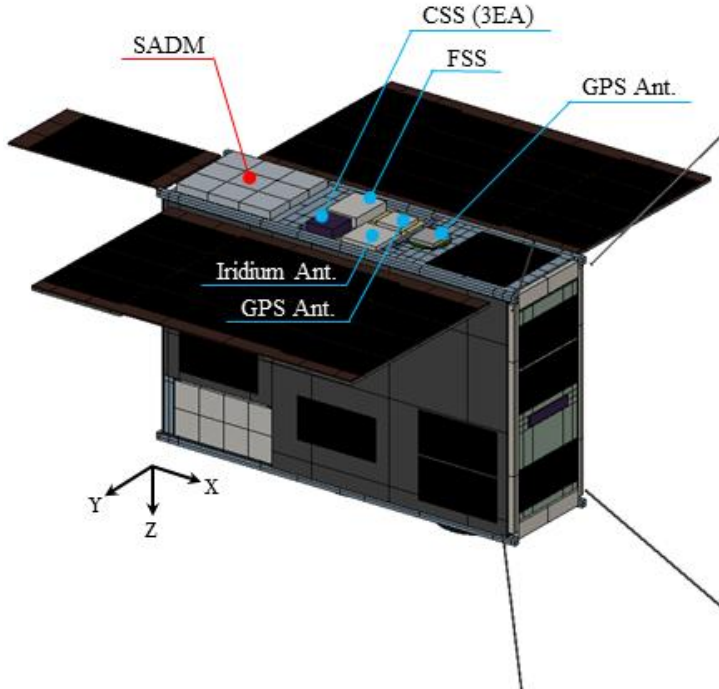


Fig. 14 On-Orbit Configuration of the Safe-hold Mode (View from the Sun)



(a)



(b)

Fig. 15 Thermal Model of STEP Cube Lab-II ((a) Internal View), (b) External View)

Table 6 Thermo-physical Properties used for Thermal Analysis

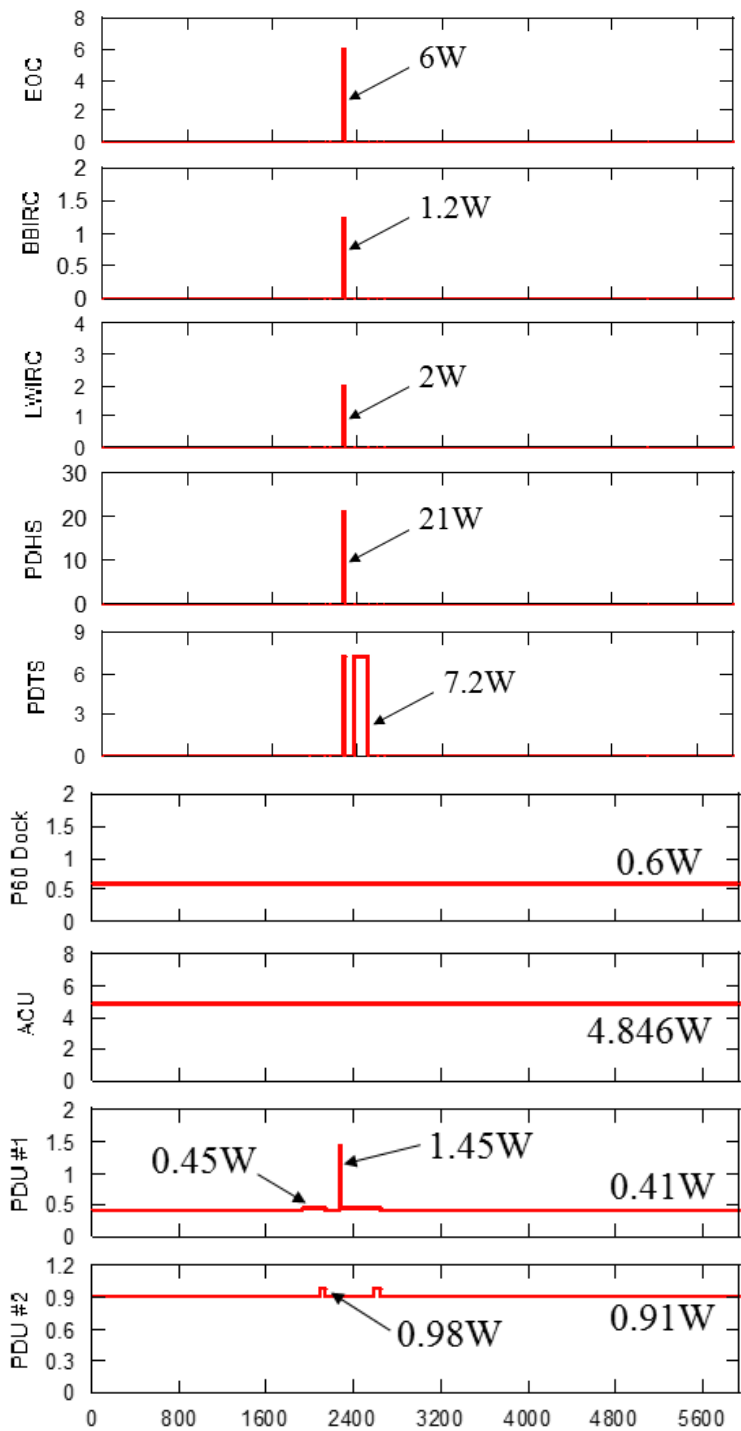
Material	Conductivity (W/m/K)	Density (kg/m³)	Specific Heat (J/kg/K)	Remarks
Al6061	167.9	2,700	961.2	Bus Structure
Al7075	130	2,810	714.8	Main Structure, PLM Structure
Lithium-Ion	36	2,118	1,207	Battery Cells
Polyimide	49.1 (In-plane)	1,060	1,700	P60 Dock, Side Panel ($\pm y$)
	0.68 (Through-plane)			
FR-4	43.6 (In-plane)	1,200	1,850	PCB, Solar Panel
	0.91 (Through-plane)			
Delrin	0.4	1,300	1,465.20	MGSE
Solar Cell	46.05	5,320	350	Solar Cell
Thermal Pad	1.79	2,701	539.08	Camera Bracket
Polyimide Film	0.12	1,090	1,410	Flexible Heater
MLI	0	300	1,200	Battery Upper Shield
Brass	115	8,730	0.38	PCDU Spacer
Solar Cell	46.05	5,320	350	Solar Cell
Rogers	0.69	1,860	850	S-Band Ant.

Table 7 Thermo-optical Properties used for Thermal Analysis

Material	Solar Absorptivity (α)	IR Emissivity (ϵ)	α/ϵ	Remarks
Black Anodizing	0.88	0.88	1.0	Cameras, PLM, Side Panel (-z) Main Structure, ADCSM, Bus Structure, CSS
Plain Anodizing	0.26	0.04	6.5	Side Panel (+z), Payload Structure, Main Structure, PDTs, P_GPS
White Paint	0.21	0.88	0.227	FSS, GPS Ant. S-band Ant.
Polyimide	0.80	0.80	1.0	Bus System, Side Panel (6U, 2U)
FR-4	0.75	0.89	0.843	PCB, Solar Panel
MLI	0.05	0.05	1.0	Battery Upper Shield
Alodine	0.15	0.068	2.206	OBC, TMTCM
Kapton foils	0.38	0.67	0.567	Battery Cells
VDA	0.08	0.017	4.706	PLM, SADM
Bear Aluminum	0.2	0.05	4.0	PCDU Spacer
Chromate	0.28	0.05	5.6	PDHS

Table 8 Thermal Coupling Resistance of STEP Cube Lab-II

Coupling Btw.		Conductance Value	Unit	Remarks
6U Solar Panel	6U Laminated Stiffener	59.18	W/K	3M966 Tape
Solar Cell	Solar Panel	2,000	W/m ² /K	-
Solar Panel	Hinge	0.3	W/K	Hinge
EOC Detector	Payload Structure	2,000	W/m ² /K	Bolting
BBIRC Detector	Payload Structure	2,000	W/m ² /K	Bolting
LWIR Detector	Payload Structure	2,000	W/m ² /K	Bolting
Delrin	EOC Baffle	0.39	W/K	Thermal Pad
Delrin	BBIRC Baffle	0.39	W/K	Thermal Pad



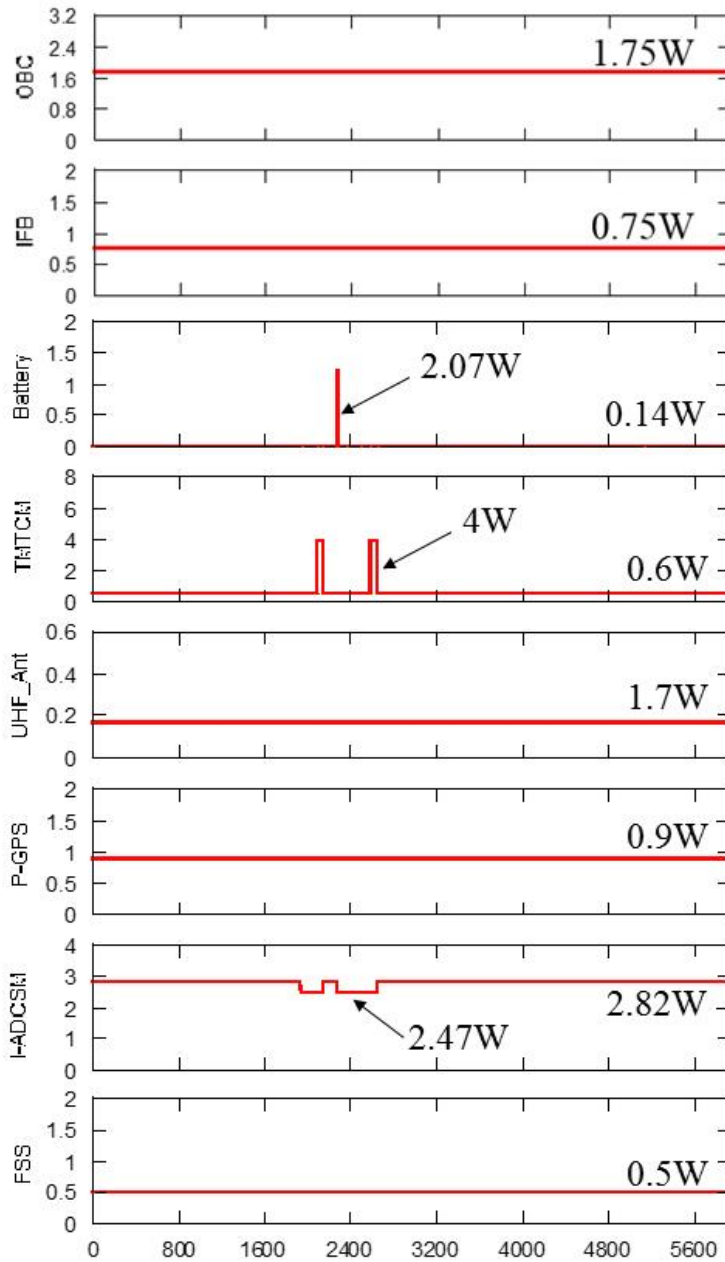


Fig. 16 Heat Dissipation Profile of Multi-band Still Imaging Mode

Table 9 Heat Dissipation Profile of Safe-hold Mode

Item		Heat Dissipation [W]
ADCS	I-ADCSM	2.82
	GPS-P	0
	CSS	0
	FSS	0
C&DH	OBC	1.75
	IFB	1.5
CS	UHF TMTCM	0
	UHF Ant.	0
	IGB (Iridium)	0.6
EPS	PCDM	식:0W, 일:4.85W
	ACU	0.45
	PDU #1	0.9
	PDU #2	0.3
	Battery	0
Primary PLD	EOC	0
	BBIRC	0
	PDHS	0
	PDTS	0
Secondary PLD	SADM	0
	VMLSA	0
	P-HRM	0

제 3 절 궤도 열해석 분석 결과

위성의 임무를 성공적으로 수행하기 위해서 위성부품에 요구되는 온도 범위를 Table 9에 정리하였다. 또한, Case 1 (Mission Mode (Imaging) in Hot Condition)의 궤도 열해석 결과를 Fig. 16, 17에 나타내었으며, Case 2 (Mission Mode (Imaging) in Cold Condition)는 Fig. 18, 19, 그리고 Case 3 (Safe-hold Mode (Minimal Operation))에 대한 열해석 결과는 Fig. 20, 21에 나타내었다. 궤도 열해석 수행 결과, 열환경에 기반한 모든 모드에 대해 불확실성 마진 5°C 이상이 확보됨을 확인하였다.

PLM 및 배터리에 장착된 히터 모두 설계된 작동 온도 범위를 초과하지 않았기 때문에 모든 궤도 열해석 Case에서 작동되지 않아 0%의 duty를 나타내었다. 따라서, PLM은 온도 요구조건인 5°C~8°C를 전 궤도에서 만족하며, 배터리 또한 최소 14.8°C, 최대 37.3°C로 안정적인 작동 온도범위를 유지하며, 허용온도 조건인 0°C 이상으로 만족하였음을 해석 결과를 통해 확인하였다. 이와 같은 열해석 결과를 기반할 경우 히터 설계가 필수 요소는 아니지만, 불확실성이 내재되어 있는 열해석 모델로서 발생 가능한 상황에 대비하기 위해 히터의 적용은 필요할 것으로 판단하였다.

추후 STEP Cube Lab-II의 열모델에 대한 신뢰도를 높이고, 열설계에 대한 안정성 보장을 위해 본 해석 데이터를 기반으로 열진공시험을 통해 열보정 작업을 수행할 예정이다.

Table 10 Allowable temperature range for STEP Cube Lab-II

Item			Operating Temp. (°C)		Storage Temp. (°C)	
			T _{min}	T _{max}	T _{min}	T _{max}
Primary Payload	Cameras	EOC Module	-5	55	-40	70
		EOC Optics	-10	50	-	-
		BBIRC Module	-40	71	-40	85
		BBIRC Optics	-20	60	-40	70
		LWIRC Module	-32	65	-	-
		LWIRC Optics	-40	80	-50	85
	PDHS		-32	50	-	-
	PDTS		-30	70	-40	80
Secondary Payload	SADA	SADM	-30	80	-	-
Bus System	C&DH	OBC	-30	60	-	-
		IFB	-40	85	-40	85
	EPS	Battery Pack	0	45	-20	45
		PCDM	-35	85	-	-
	CS	IGB	-35	75	-40	85
		IGB Ant.	-40	85	-40	85
		UHF TMTCM	-40	85	-40	85
		UHF Ant.	-40	85	-40	85
		S-band Ant.	-20	50	-	-
	ADCS	I-ADCSM	-20	60	-30	70
		GPS Ant.	-40	85	-40	85
		CSS	-20	70	-30	80

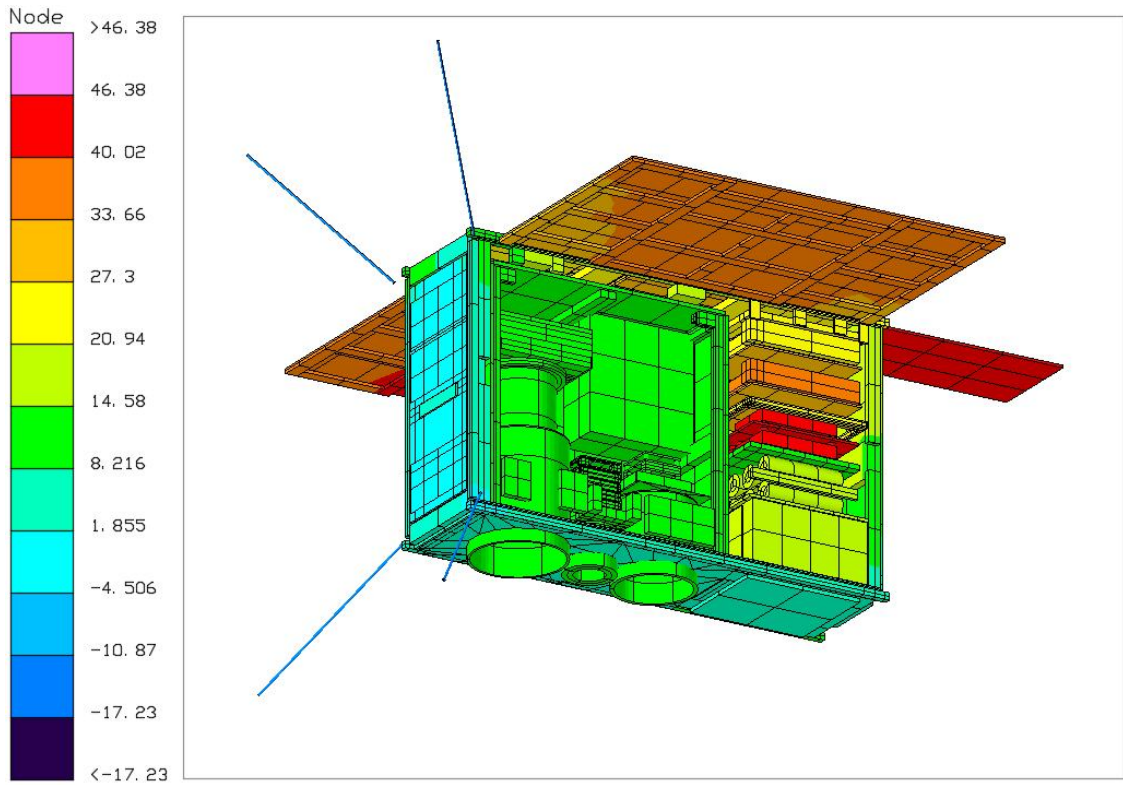


Fig. 17 Temperature Distribution on STEP Cube Lab-II in Worst Hot Case

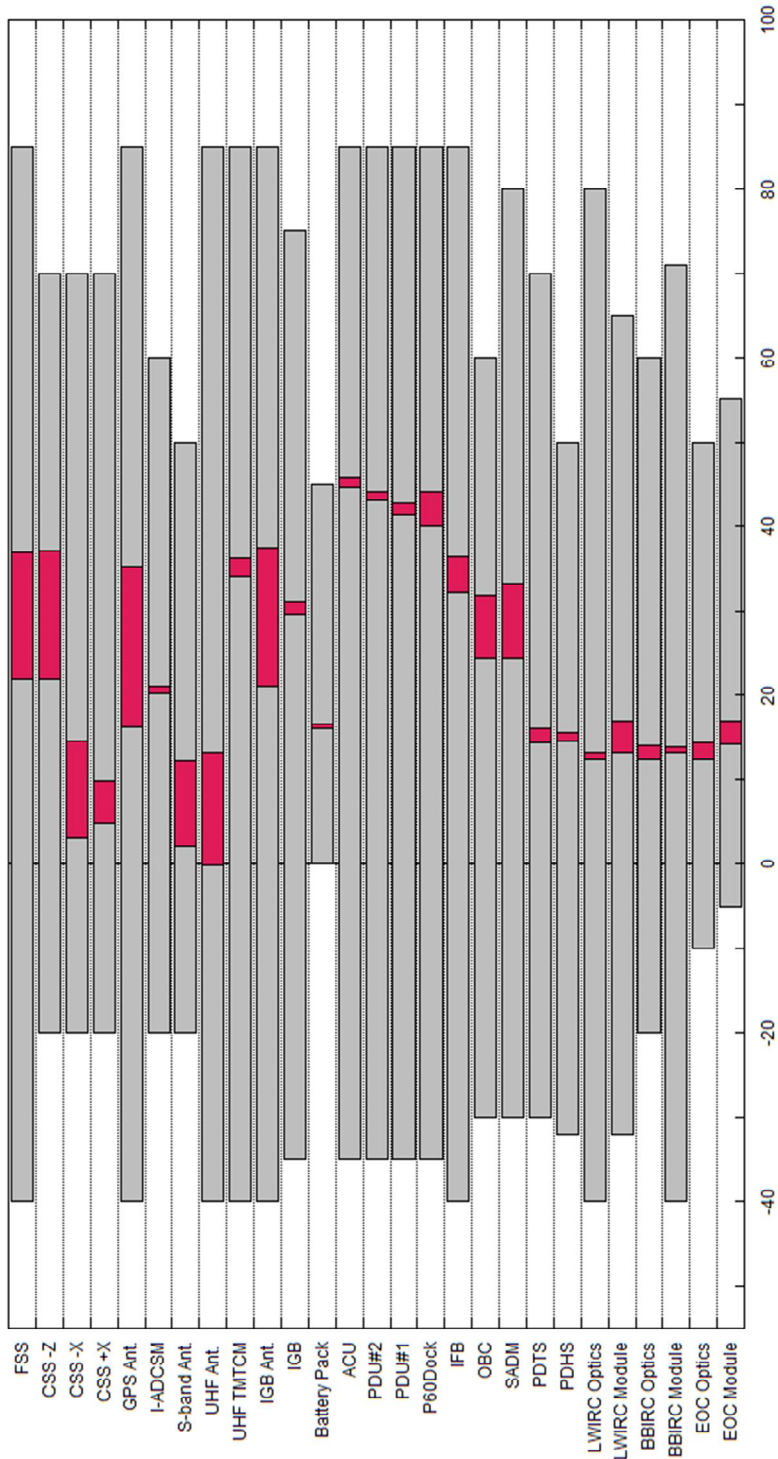


Fig. 18 Thermal Analysis Results for the Worst Hot Case

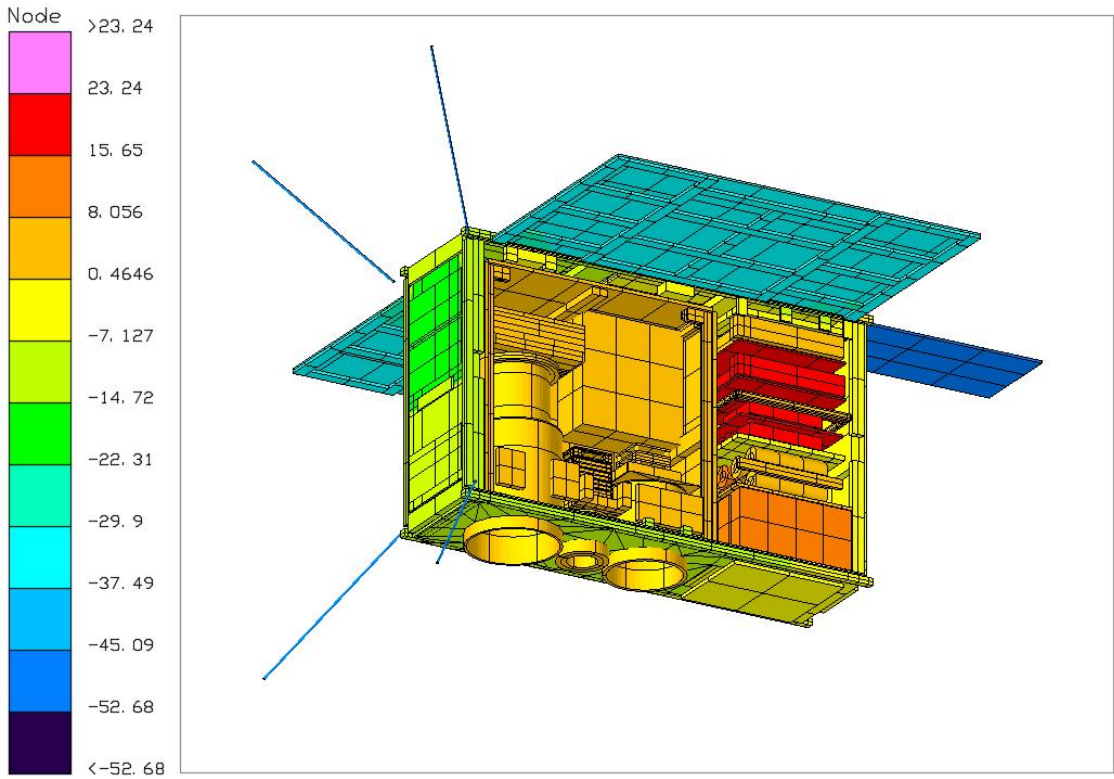


Fig. 19 Temperature Distribution on STEP Cube Lab-II in Worst Cold Case

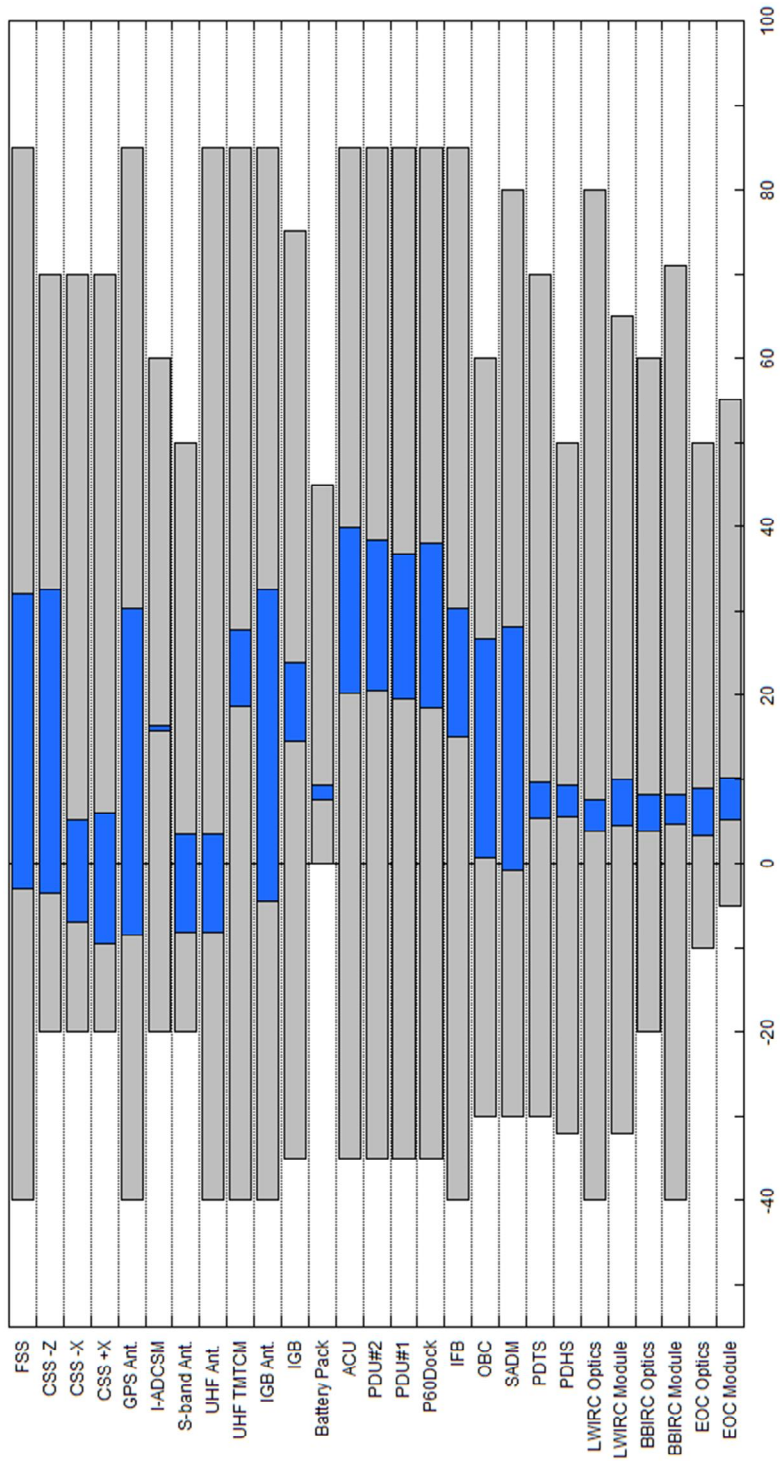


Fig. 20 Thermal Analysis Results for the Worst Cold Case

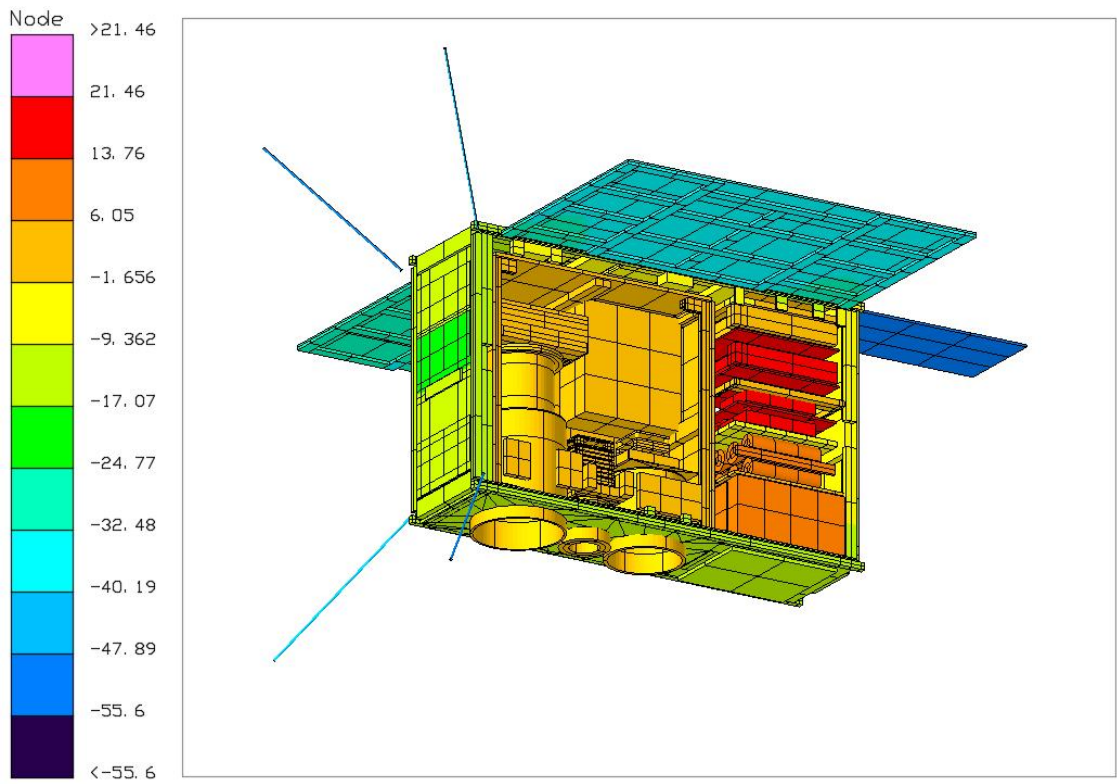


Fig. 21 Temperature Distribution on STEP Cube Lab-II in Safe-hold Mode

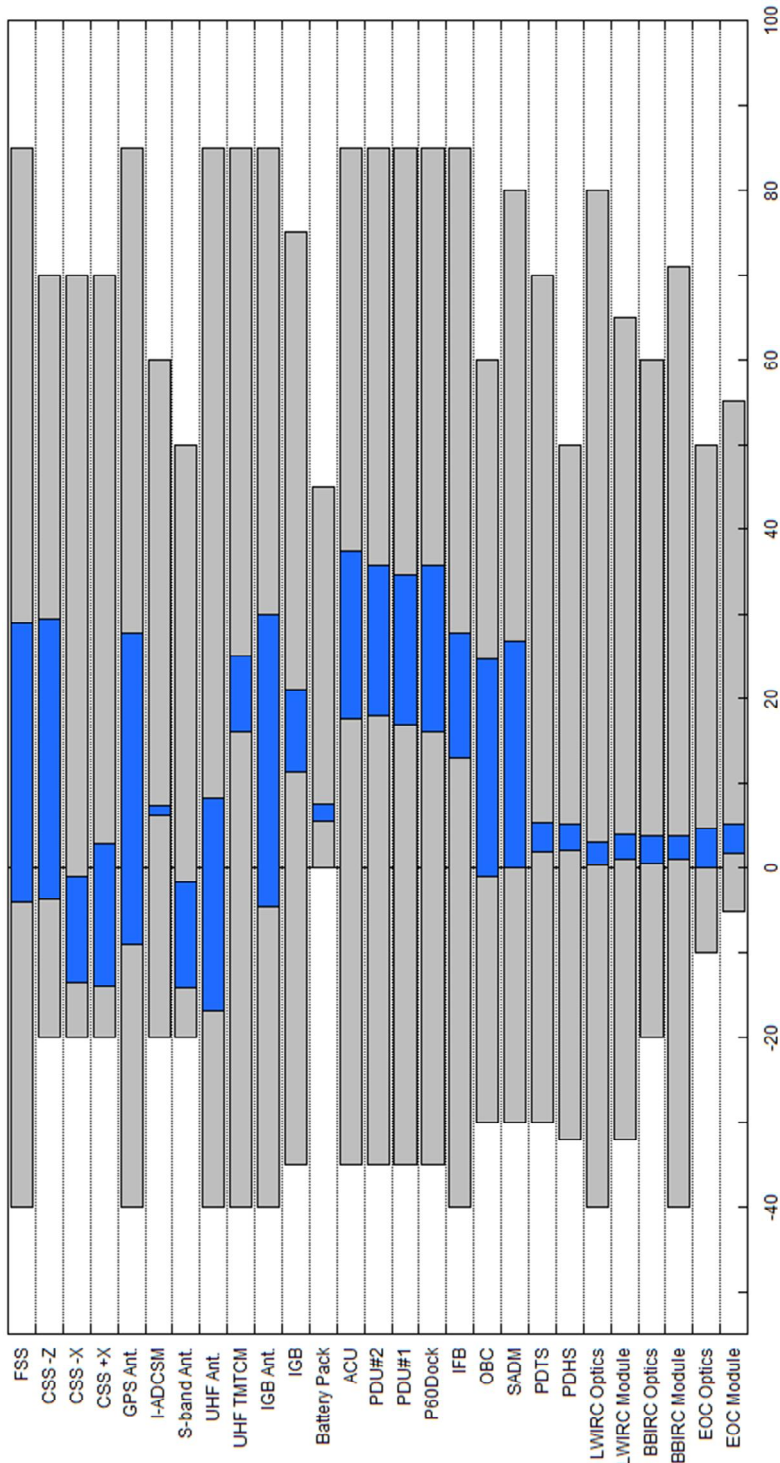


Fig. 22 Thermal Analysis Results for the Safe-hold Mode

제 5 장 결 론

본 논문에서 제안한 초소형위성 STEP Cube Lab-II 의 발사시간이 모호함에 따라 불확실한 열환경에 노출되더라도 모든 임무장비가 허용온도범위 내 안정적으로 작동될 수 있도록 적절한 열설계가 수행되어야 한다.

발사시간이 변경될 경우 LTDN이 변경되어 위성이 겪을 수 있는 궤도 열환경 조건이 달라진다. 따라서, 예측 가능한 발사시간에서의 열 유입량 분석을 통해 도출되는 최악의 궤도 열환경 조건을 기반으로 열설계를 수행할 시 향후 실제 발사시간이 변경되더라도 열 설계 관점에서 충분한 대응이 가능하게 된다. 본 논문에서는 예측 가능한 발사시간 이력을 토대로 LTDN 16:00 및 17:00에 대한 1년간의 베타각을 활용하여 위성에 입사 되는 열 유입량 분석을 수행하였다. 지정한 8개의 지점에 대해 각 6면의 판넬의 열에너지를 합산하여 얻은 열유입량 결과로부터 가장 낮게 입사된 지점은 LTDN 16:00 Summer이며, 가장 높게 입사된 지점은 LTDN 17:00 S point로 나타났다. 본 결과를 기반으로 열해석 조건을 정의하기 위해 기준이 되는 Worst Cold Case 는 LTDN 16:00 Summer로, Worst Hot Case는 LTDN 17:00에서의 S point로 지정하여 이후 수행되는 궤도 열해석의 궤도 조건으로 선정하였다.

STEP Cube Lab-II의 궤도 열 유입량 분석 결과를 토대로 각 임무장비의 배치설계 및 열적 코팅 등을 적용한 수동형 열제어 방식에 기반하여 열설계를 수행하였으며. 추가적으로 온도 보상이 필요한 PLM의 경우 히터를 적용하였다. 또한, 열설계 타당성을 입증하기 위해 극한의 궤도 열환경에 대한 궤도 열해석을 실시하였으며 해석 결과, Worst Hot/Cold Case, Safe Hold Mode에 해당하는 모든 조건에서 각 임무장비의 허용온도 범위 만족이 가능함을 확인하였다.

【참 고 문 헌】

- 1) K. J. Lee, K. Y. Oh and T. B. Chae, “Development and Application Status of Microsatellites,” Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, vol. 17, no. 2, pp. 113-124, Dec. 2019.
- 2) T. Villela, C. Costa, A. Brandao, F. Bueno and R. “Towards the thousandth CubeSat: A statistical overview” , Int. J. Aerosp Eng, 2019.
- 3) Leonardi, “Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview” International Journal of Aerospace Engineering, vol. 2019, pp. 1-13, Jan. 2019.
- 4) W. K. Cho, S. U. Ha and J. H. Kim, “System Design of Staged Combustion Cycle Liquid Rocket Engine for Low Cost Launch Vehicle,” The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 47, no. 7, pp. 517-524, Jul. 2019.
- 5) K. S. Choo, H. K. Mun, S. H. Nam, J. Y. Cha and S. H. Ko, “A Survey on Recovery Technology for Reusable Space Launch Vehicle,” Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, vol. 22, no.2, pp. 138-151, Apr. 2018.
- 6) J. H. Kim, Y. J. Lee, Y. C. Choi, J. W. Lee and Y. H. Byun, “The Preliminary Design of Air-Launching Rocket for Nanosat” , 2004 The Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference, pp. 184-188, 2004.
- 7) J. S. Choi, H. I. Huh and W. K. Ki, “Technology and Development Trends of Small Launch Vehicles,” Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, vol. 24, no. 5, pp. 91-102, Oct. 2020.
- 8) S. H. Han, Y. J. Choi, D. H. Cho, W. S. Choi, H. C. Gong, H. D. kim and G. H. Choi “Analysis of Cubesat Development Status in Korea,” Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, vol. 45, no. 11, pp. 975-988, Nov. 2017.
- 9) S. J. Kang, J. H. Yun, C. H. Jung and S. W. Park, “Analysis of On-orbit Thermal Environment of Earth Orbit Satellite during Mission Lifetime,” Journal of Aerospace System Engineering, vol. 14, no. 1, pp. 36-43, Feb. 2020.

- 10) H. V. Mishra, “Thermal Control Subsystem for CubeSat in Low Earth Orbit” , International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET) , vol. 5, no. 2, Fed. 2018.
- 11) F. Bourne, H. Nahafi, B. Webster and A. Pandit, “Thermal Management Design of a 6U CubeSat with a High-Power Additive Manufacturing Payload Using Analytical Modeling with Experimental Validation ” Bachelor of Science Mechanical Engineering Florida Institute of Technology College of Engineering 2018.
- 12) S. H. Hong, M. J. Jang, S. W. Jung and S. W. Park, “A Review on Monitoring Mt. Baekdu Volcano Using Space-based Remote Sensing Observations” , Special Issue on Earthquake and Volcano Research using Remote Sensing Data vol. 34, no.6, pp. 1503–1517, 2018.
- 13) S. J. Shin, S. H. Jeon, S. J. Kang, S. W. Park and H. U. Oh, “Characteristic Validation of High-damping Printed Circuit Board Using Viscoelastic Adhesive Tape,” Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, vol. 48, no. 5, pp. 383–390, May 2020.
- 14) S. Bhattarai, J. S. Go, H. R. Kim and H. U. Oh, “Development of a Novel Deployable Solar Panel and Mechanism for 6U CubeSat of STEP Cube Lab-II” ,Aerospace, vol. 8, pp. 1–24, Mar. 2021
- 15) S. H. Kim, Y. H. Jeon, H. R. Kim and H. U. Oh, “Functional Verification of the Solar Panel Separation Mechanism for Pico-Class Satellite Applications Using Spring-loaded Pogo-pin” Journal of Aerospace System Engineering, vol. 12, no. 5, pp. 69–75, Nov. 2018.
- 16) T. Y. Park, B. G. Chae, J. J. Lee, J. H. Kim and H. U. Oh, “Heat Flux Analysis of Lunar Lander for Potential Landing Candidate Area “, J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 46, no. 4, 324–331, 2018.
- 17) A. Nazari and H. Emami, “Thermal Control and Thermal Sensors of Observation Satellite” ,The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. Vol. XXXVII. Part B2. Beijing 2008
- 18) S. Kedar, “Heat Pipe for Aerospace Applications–An Overview” , Journal of

Electronics Cooling and Thermal Control · January 2015

- 19) I. Muraoka, F. L. d. Sousa, F. M. Ramos and W. R. Parisotto, “Numerical and experimental investigation of thermal louvers for space applications” , Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences , vol 23, no. 2, 2001
- 20) J. H. Kim et Al, “An Analysis and Experimental Study for Thermal Design Verification of Satellite Electronic Equipment” , Korean Society of Computational Fluids Engineering, 2005.4, pp. 88-92

【연구실적】

<국내논문>

1. 손민영, 오현웅, “초소형위성 STEP Cube Lab-II의 발사시간 변화에 따른 궤도 열환경 특성 분석”, 항공우주시스템공학회지 (게재중)
2. 고지성, 손민영, 오현웅, “나일론선 절단 방식에 기반한 Pin-puller형 큐브위성용 태양전지판 구속분리장치의 기능 검증”, 항공우주시스템공학회지 (게재중)

<국외학회발표>

1. H. I. Kim, M. Y. Son and H. U. Oh, “Thermal Design of Cryogenic Cooler by Using Graphite Sheet for Enhancement of Micro-vibration Isolation Performance”, 72nd International Astronautical Congress (IAC), United Arab Emirates, October 2021.

<국내학회발표>

1. 손민영, 오현웅, “강교점지방시에 따른 6U 큐브위성 STEP Cube Lab-II의 궤도 열 유입량 분석”, 항공우주시스템공학회 2020 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회
2. 손민영, 채봉건, 오현웅, “6U 큐브위성 STEP Cube Lab-II의 궤도 열해석을 통한 열적 안정성 검토”, 한국항공우주학회 2020 추계학술대회, 한국항공우주학회
3. 손민영, 오현웅, “6U 초소형위성 STEP Cube Lab-II 열제어계 상세설계 및 열해석”, 항공우주시스템공학회 2020 추계학술대회, 항공우주시스템공학회

<수상>

1. 고지성, 손민영, 2020 제8회 한국항공우주학회 학부생 논문경진대회 준우수상, 한국항공우주학회
2. 고지성, 김민석, 김준영, 김종민, 김성률, 손민영, 오현웅, 2019 제1회 항공우주시스템공학회 캡스톤 디자인 경진대회 한화에어로스페이스 아산 사업장장상, 항공우주시스템공학회
3. 채봉건, 장수은, 김정기, 이성문, 최재섭, 손민영, 오현웅, 2015년도 창의아이디어 구현 경진대회 은상, 조선대학교