

초소형위성 STEP Cube Lab-II의 발사시간 변화에 따른 궤도 열환경 특성 분석

손민영 · 오현웅[†]

조선대학교 스마트이동체융합시스템공학부

On-orbit Thermal Environment Characteristic according to Launch Time of CubeSat STEP Cube Lab-II

Min-Young Son and Hyun-Ung Oh[†]

Department of Smart Vehicle System Engineering, Chosun University

Abstract

STEP Cube Lab-II (Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project-II) is a 6U Cube satellite equipped with optical and infrared cameras 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, and 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 is launched through the KSLV-II, however, the operation orbit has not been determined due to the unknown launch time. In this study, we performed a thermal analysis of the satellite and investigated the heat flux according to launch time to analyze the worst orbital conditions that could occur.

초 록

현재 백두산의 분화 징후 및 지구관측을 목적으로 광학 및 중·장적외선 카메라를 탑재한 6U 규격의 초소형위성 STEP Cube Lab-II (Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project-II)가 개발되고 있다. 궤도상에서의 위성을 안정적으로 운용하기 위해서는 전 임무기간 동안 위성에 탑재된 장비가 허용온도범위 내 만족이 가능한 열설계가 필수적이며, 이에 앞서 위성이 겪을 수 있는 궤도 열환경에 대한 분석이 선행되어야 한다. STEP Cube Lab-II는 향후 한국형발사체 (KSLV-II)를 통해 발사될 예정이나, 현재 발사시간 미정으로 궤도가 정해지지 않은 상태이다. 따라서 본 논문에서는 큐브위성이 겪을 수 있는 최악의 궤도 조건 분석을 위해 예상되는 발사시간 이력을 토대로 위성의 열 유입량 분석을 수행하여 발사시간에 따른 열적 영향성 분석을 수행하였다.

Key Words : CubeSat(초소형위성), Heat Flux Analysis(열 유입량 분석), Thermal Analysis(열해석), Thermal Environment(열환경)

1. 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].

기존 중·대형위성의 로켓 발사 비용은 최소 수백억 원에서 최대 천억 원의 비용이 소요되며, 위성 및 발

사체 시장에서는 경쟁력을 확보하기 위해 지속해서 제작 및 발사에 대한 단가 절감을 목표로 연구를 진행하고 있다[3, 4]. 또한, 저비용과 개발 기간 축소에 특화된 소형 위성의 수요가 급증하며 소형 위성 발사에 특화된 발사체에 대한 연구개발이 진행되고 있다[5]. 하지만 소형 위성만을 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 이루어진다. 원하는 시점과 장소가 제한적인 Piggy-back 위성들은 임무궤도가 초기 설계단계에서 목표한 궤도와 일치하지 않더라도 해당 궤도에서 임무를 수행해야만 한다[6].

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[7]. 따라서, 목표궤도 결정 권한에 한계가 있는 초소형위성 특성상 궤도 파라미터가 설계 기준 궤도와 차이가 발생하더라도 모든 임무장비가 허용온도 범위 내에서 안정적으로 작동되도록 설계하는 것이 열설계 관점에서 적절한 솔루션 중 하나가 될 수 있다.

STEP Cube Lab-II (Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project-II)는 우주기반기술의 궤도검증을 위한 6U 초소형위성으로, 백두산 천지의 분화징후, 열후류 관측 등 관심 대상에 대한 스틸 영상 및 IR 동영상을 획득하는 것을 주 임무로 한다. 또한, 국내 기술확보 필요성에 따라 보유 및 기검증된 핵심기술들의 궤도검증을 목표로 한다. 본 위성은 KSLV-II 발사체로 발사될 예정이나, 전술한 바와 같이 발사시간이 미정인 관계로 본 연구에서는 STEP Cube Lab-II 열설계에 있어 LTDN에 기인하여 상이한 궤도 파라미터에 따른 궤도 열 유입량 분석을 통해 후보 발사시간에 따른 위성의 열적 영향성을 분석하여, 위성개발 초기단계에서 발사시간과 무관하게 위성

의 열적 안정화 설계가 보장 가능한 궤도 열환경 특성을 분석 및 도출하였다.

2. 본 론

2.1 STEP Cube Lab-II 개요

2.1.1 STEP Cube Lab-II 형상 및 자세

최근 백두산의 화산 징후 현상이 급증하며, 폭발 가능성이 커짐에 따라 위험성 평가 및 분화감시가 주목되어야 할 현안으로 자리 잡고 있다. 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.

Figure 1(a)는 위성의 전개 형상 및 내부배치를 나타낸다. 위성의 내부에는 관측 임무를 위한 카메라 탑재체 및 영상 데이터 처리 시스템 PDHS/PDTS (Payload Data Handling/Transmission System)이 위성의 4U 공간에 장착되며, 나머지 2U에는 위성 구동을 위한 버스 시스템이 탑재된다. 또한, 자체 개발된 초소형위성용 태양전지판 관련 핵심기술의 궤도검증을 위해 잔여진동 저감에 효과적인 점탄성 테일을 적용한 고댐핑 적층형 태양전지판 (Viscoelastic Multi-Layered Solar Array, VMLSA)[8]과 높은 체결력 및 다축 동시구속이 가능한 포고핀 기반 열선 절단 방식의 구속분리장치 (Pogo Pin-based Holding & Release Mechanism, P-HRM)[9]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. 1(b)와 같이 통신을 위한 각종 안테나와 센서 그리고 SADM가 장착된다.

Figure 2는 STEP Cube Lab-II의 기본 운용 자세를 나타

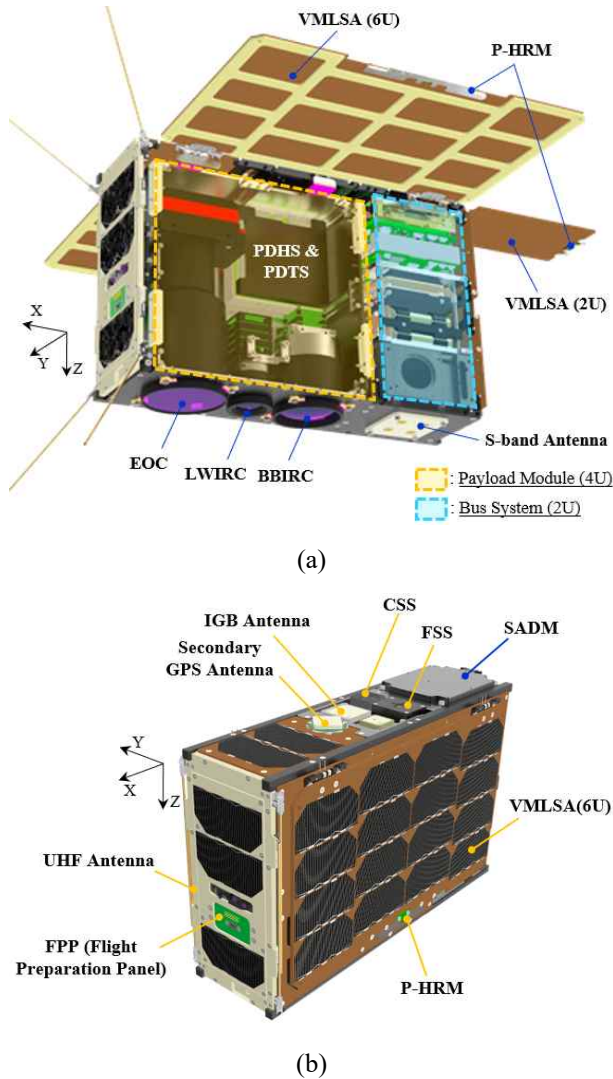


Fig. 1 Configuration of STEP Cube Lab-II ((a) Deployed View), (b) Stowed View)

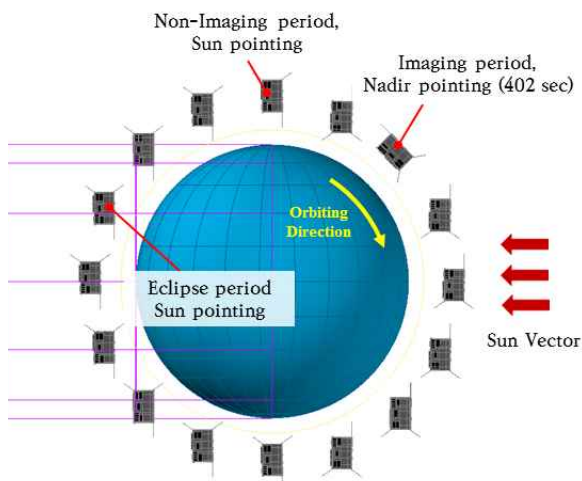


Fig. 2 Orbital Attitude Profile of STEP Cube Lab-II

낸다. 기본적으로 전력 생산을 위해 위성의 태양전지판이 태양을 지향하는 형태이며, 관측 임무 시 6.7분 동안 카메라 탑재체가 장착된 +Z축이 지구를 지향한다.

2.1.2 STEP Cube Lab-II 열설계

본 위성은 큐브위성 특성상 공간적 제약으로 인해 전반적으로 열적 코팅 및 테일을 이용한 수동형 열제어 방식을 기반하였다. 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. 수동형 열제어 방식 이외에 궤도 저온환경에 취약한 광학계의 해상도 향상 및 열진공시험 시 카메라 탑재체에 대한 온도 보상을 위해 PLM 외부에 부가적으로 히터를 적용하여 열설계를 수행하였다.

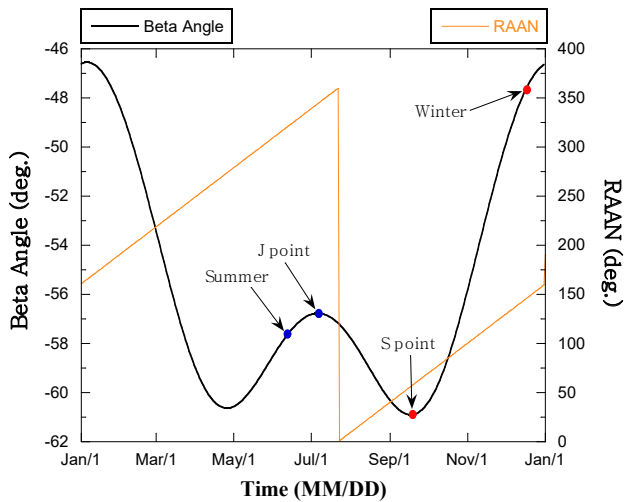
2.2 열 유입량 분석에 대한 궤도 조건 개요

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.

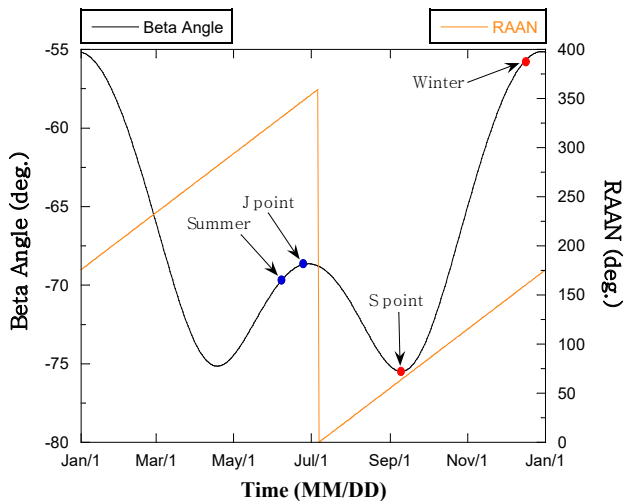
열해석 조건 정의 시 위성의 궤도면과 태양벡터가 이루는 베타각과 적도면 내 춘분점과 상승교점 사이의 각인 RAAN (Right Ascension of the Ascending Node)

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



(a)



(b)

Fig. 3 Beta Angle and RAAN according to LTDN
 ((a) LTDN 16:00), (b) LTDN 17:00)

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 영향성을 분석하기 위해 LTDN 16:00 및 17:00 조건에서 각각 1년 동안 변화하는 베타각 및 RAAN을 분석하여, 이를 각각 Fig. 3(a), (b)에 나타내었다. 일반적으로 태양과 지구 사이가 가장 가까운 Winter (동지)일 때 태양광으로부터 지구에 입사되는 열 유입량이 1,420 W/m²로 최대 입사량을 가지게 되어 이를 Hot Case 정의를 위한 지점으로 지정한다. 반대로 Summer (하지)는 태양과 지구의 거리가 가장 멀어 태양에너지를 받는 정도가 1,287 W/m²로 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,

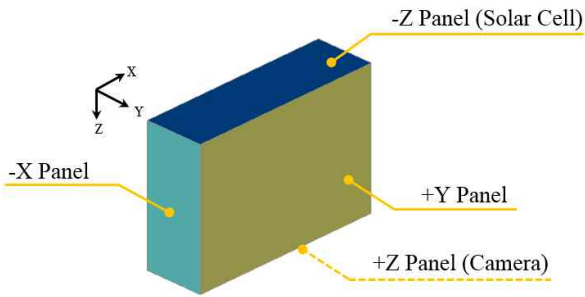


Fig. 4 Thermal Model for Heat Flux Analysis

Table 2 Thermal Properties Applied for Analysis

Thermo-Physical Property			
Material	Conductivity (W/m/K)	Density (kg/m ³)	C _p (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

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.

2.3 초소형위성 열모델 및 열 유입량 분석

Figure 4는 열 유입량 분석 모델로, 직사각형 구조체 판넬로 이루어진 육면체로 단순화시켜 구현하였다. 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 본

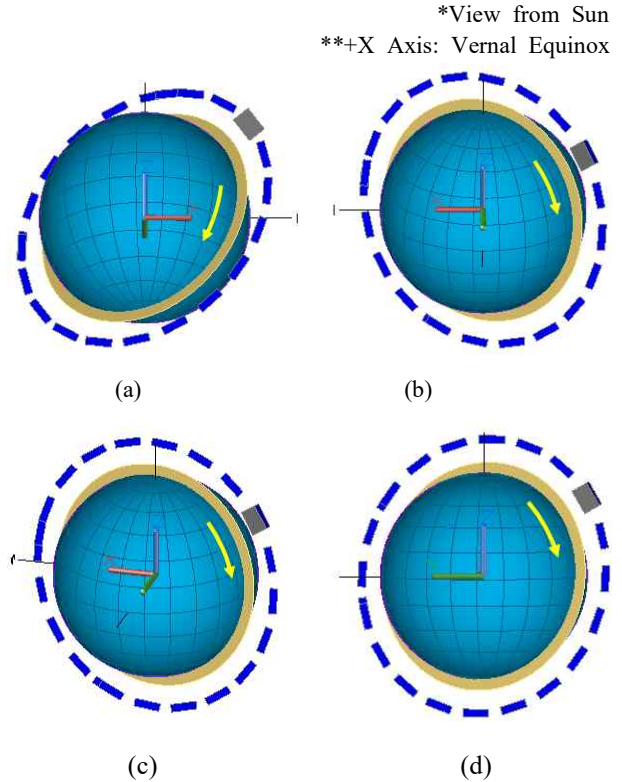


Fig. 5 Attitude of LTDN 16:00 ((a) Winter, (b) Summer, (c) J point, (d) S point)

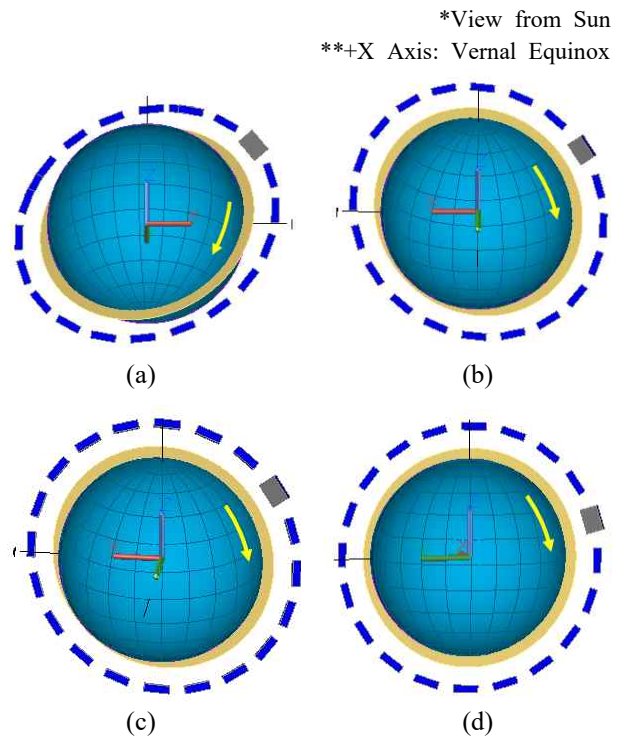


Fig. 6 Attitude of LTDN 17:00 ((a) Winter, (b) Summer, (c) J point, (d) S point)

래 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.

Figure 5, 6는 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 유입량도 발생할 것으로 예상된다.

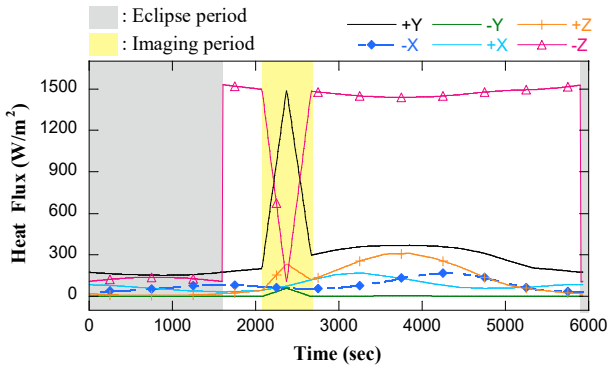
2.4 열 유입량 분석 결과

LTDN 16:00와 LTDN 17:00에서 각각 지정된 Summer, Winter, J point, S point에 대한 열 유입량 분석을 수행하여, 각 판넬별로 계산된 단위 면적 당 열 유입량 그래프를 각각 Fig. 7, 8에 나타내었다. Fig. 7(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 $1,035.1 \text{ W/m}^2$ 로 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 로 비교적 큰 값을 나타내었다. 반면 -Y 판넬의 경우 태양 입사각에 대한 배치 각도상 태양광을 거의 받지 않아 약 4.3 W/m^2 로 판넬 중 가장 작은 열 유입량을 나타내었다.

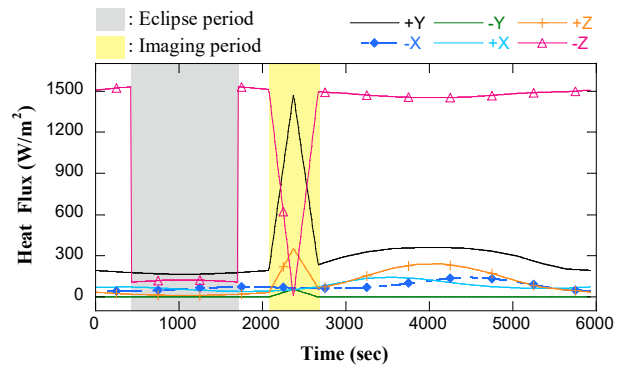
또한, Fig. 7(b), (c), (d)에서는 전반적으로 Winter와 유사한 양상을 보이나, Fig. 7 (b), (c)의 경우, Imaging 구간에서 -Z 및 +Y 판넬의 열 유입량 변화량은 Winter 대비 작은 변화를 나타내고 있다. 이는 판넬이 태양을 바라보는 각도에 따라 발생한 차이로 Fig. 7(a), (d)의 경우 +Y 판넬이 거의 정면으로 태양을 바라보는 것에 비해 Fig. 7(b), (c)는 -Z축의 각이 다소 기울어져, -Z 판넬과 +Y 판넬 모두 정면이 아닌 측면으로 태양에너지의 영향을 받게 된다. 따라서, 정면을 보는 판넬이 더 높은 입사량을 받게 되어 변화량의 차이에도 영향이 나타난 것으로 판단된다. Fig. 7(b)의 경우 위성에 입사되는 태양에너지가 LTDN 16:00 중 가장 낮아 판넬별 열 유입량에도 직접적인 영향을 주어 가장 낮게 도출되었다. 반대로 Fig. 7(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. 8(a)은 LTDN 16:00에서 동일한 조건으로 선정된 시점인 Fig. 7(a)와 도출되는 판넬별 열 유입량의 경향성이 대체로 유사하나, 열 유입량 총합의 경우 Fig. 7(a) 대비 약 3.97% 정도 더 높게 도출되었다. 이는 LTDN에 따른 베타각과 RAAN의 영향으로 Fig. 8(a)의 식 구간이 약 5.6분가량 짧게 나타나 자연적으로 입사되는 열 유입량이 많아졌기 때문이다. 또한, Fig. 8(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. 8(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.

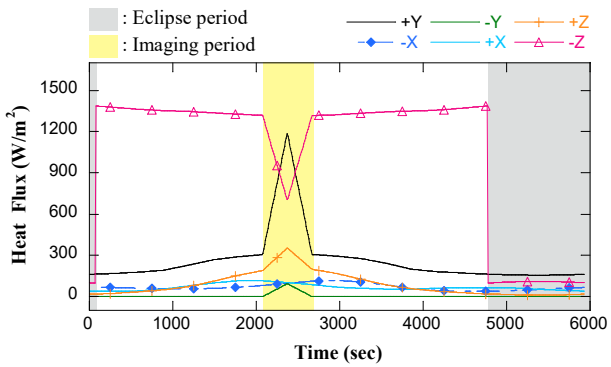
LTDN별 모든 Case에 대한 열 유입량 영향성 분석을 통해 도출된 판넬별 평균 열 유입량 결과를 Table 3



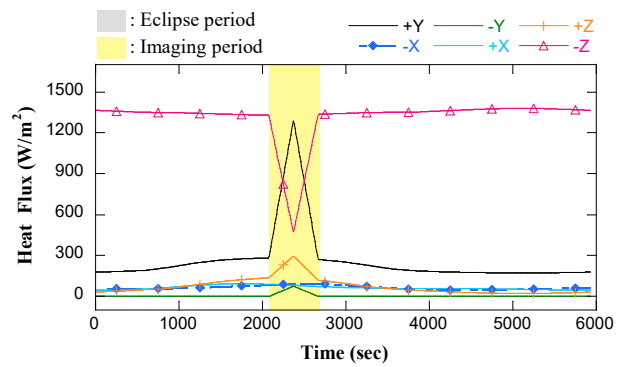
(a)



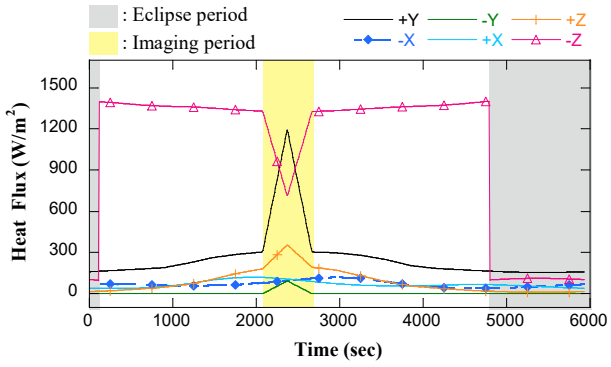
(a)



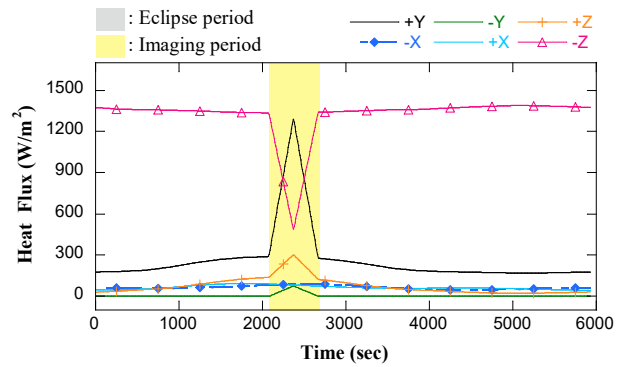
(b)



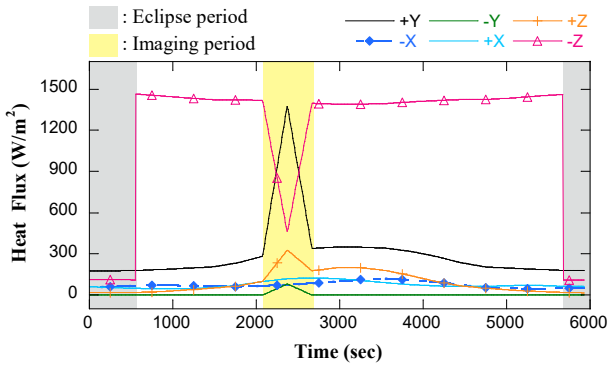
(b)



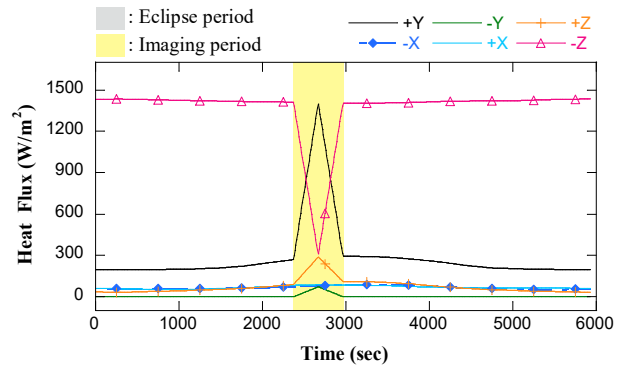
(c)



(c)



(d)



(d)

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

Fig. 8 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

에 나타났다. 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 W/m²로 가장 낮게 도출되었으며, Case 8에서 1,869.3 W/m²로 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.

3. 결 론

본 논문에서 제안한 초소형위성 STEP Cube Lab-II의 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 입사되는 열 유입량 분석을 수행하였다. 지정한 8개의 지점에 대해 각 6면의 판별의 열에너지를 합산하여 얻은 열 유입량 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 Case는 LTDN 16:00 Summer로, Worst Hot Case는 LTDN 17:00에서의 S point로 지정하여 이후 수행되는 궤도 열해석의 궤도 조건으로 선정하였다. 또한, 열 유

입량 분석 결과를 토대로 위성 내부 배치 및 열설계 구체화를 실시하고자 하며, 이에 따른 상세 열모델 구축 후 STEP Cube Lab-II에 대한 궤도 열해석을 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부 주최 한국항공우주연구원 주관 2019 큐브위성경연대회의 일환으로 수행되었으며, 이에 관계 기관의 지원에 감사를 드립니다.

References

- [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. Leonardi, "Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview" *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2019, pp. 1-13, Jan. 2019.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] 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.