

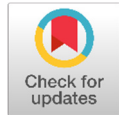
연구논문

# 6U급 초소형 위성 HiREV(High Resolution Video and Image)의 광학 카메라의 열 설계 및 궤도 열 해석

신한섭<sup>1,2</sup>, 김해동<sup>1†</sup>

<sup>1</sup>경상국립대학교 항공우주 및 소프트웨어공학부

<sup>2</sup>한국항공우주산업 위성기계팀



Received: July 1, 2023

Revised: July 24, 2023

Accepted: July 31, 2023

†Corresponding author :

Hae-Dong Kim

Tel : +82-55-772-1641

E-mail : haedkim@gnu.ac.kr

Copyright © 2023 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

## ORCID

Han-Seop Shin

<https://orcid.org/0009-0002-1235-6939>

Hae-Dong Kim

<https://orcid.org/0000-0001-9772-0562>

## Thermal Design and On-Orbit Thermal Analysis of 6U Nano-Satellite High Resolution Video and Image (HiREV)

Han-Seop Shin<sup>1,2</sup>, Hae-Dong Kim<sup>1†</sup>

<sup>1</sup>Department of Aerospace and Software Engineering, Gyeongsang National University, Jinju 52828, Korea

<sup>2</sup>Satellite Mechanical Team, Korea Aerospace Industries, Sacheon 52529, Korea

## 요약

한국항공우주연구원에서는 심우주 탐사를 위한 핵심 기술 개발을 위해 6U급 초소형 위성인 HiREV(high resolution video and image)를 개발하였다. 6U HiREV 초소형 위성의 임무는 지구 관측을 위한 고해상도 영상 및 동영상 촬영이며, 임무 수행 시 고온의 카메라 모듈로 인해 렌즈와 모듈 간의 열 지향 오차가 발생할 수 있다. 열 지향 오차는 해상도에 큰 영향을 미치므로, 이를 해결하기 위해 열 설계가 필요하다. 또한 HiREV 광학 카메라는 지상에서 쓰이는 상용제품(COTS, Commercial Off The Shelf)을 이용하여 개발한 것이므로 상온에서 가장 좋은 성능을 가지며, 고온/저온 환경인 우주에서 활용되기 위해 별도의 열 설계가 적용되어야 한다. 본 논문에서는 임무 카메라 탑재체를 위해 3가지의 수동 열 설계가 수행되었으며, 궤도 열 해석을 통하여 열 설계가 효과적임을 확인하였다.

## Abstract

Korea Aerospace Research Institute has developed 6U Nano-Satellite high resolution video and image (HiREV) for the purpose of developing core technology for deep space exploration. The 6U HiREV Nano-Satellite has a mission of high-resolution image and video for earth observation, and the thermal pointing error between the lens and the camera module can occur due to the high temperature in camera module on mission mode. The thermal pointing error has a large effect on the resolution, so thermal design should solve it because the HiREV optical camera is developed based on commercial products that are the industrial level. So, when it operates in space, the thermal design is needed, because it has the best performance at room temperature. In this paper, three passive thermal designs were performed for the camera mission payload, and the thermal design was proved to be effective by performing on-orbit thermal analysis.

**핵심어** : 수동 열 설계, 궤도 열 해석, 6U 초소형 위성, 고해상도 영상 및 이미지(HiREV) 초소형 위성

**Keywords** : passive thermal design, thermal analysis, 6U nano-satellite, high resolution video and image (HiREV) nano-satellite

## 1. 서론

초소형 위성은 1-50 kg 사이의 질량을 갖는 인공위성으로 분류되며, 초소형 위성의 범위에 포함되는 큐브위성은 큐브모양을 기반으로 개발된 위성이다. 큐브위성은  $10 \times 10 \times 10$  cm<sup>3</sup>(1U)를 단위 크기로 가지며 3U, 6U, 12U급 등의 다양한 크기를 가진다.

6U급 초소형 위성은 1U 및 3U급 초소형 위성에 비해서 넓어진 태양전지판을 가지고 있으므로 더 높은 전력을 공급할 수 있는 장점을 가지고 있다. 하지만 높은 전력을 쓰는 부품에 대해서 고온이 발생할 수 있어 부품의 온도가 허용온도범위 내에서 존재하는지를 확인해야 하며[1], 임무 탑재체가 광학 카메라인 경우 열 지향 오차(thermal pointing error) 또는 열적 소음 등을 고려해서 열 설계가 이루어져야 한다. 따라서, 본 논문에서 언급되는 6U급 초소형 위성은 열 해석을 통해 열적 안정성이 검증되어야 한다.

1U 및 3U급 초소형 위성의 경우, 열 설계를 위한 열 해석을 수행한 경우가 많다. 이탈리아에서는 저궤도의 1U급 초소형 위성에 대해 전반적인 열 해석 과정을 소개한 바 있으며[2], 조선대에서는 1U급 초소형 위성 STEP Cube Lab.의 궤도 열 해석을 통해 여러 가지 열 제어 설계를 검증하고자 하였다[3]. 경희대에서는 3U급 초소형 위성 TRIO-CINEMA에 대해 수동 열 제어 시스템을 활용하여 탑재체의 열 제어를 수행하였으며[4], 스웨덴의 왕립 공과 대학 KTH(Kungliga Tekniska Hogskolan)에서는 3U급 초소형 위성 MIST(the Miniature Student satellite)의 다양한 임무 탑재체에 대해 여러 열 제어 시스템을 설계하여 열 설계의 효과를 입증하였다[5].

열 제어를 위한 설계 방식은 전력을 필요로 하는 능동 열 제어 설계(active thermal control design)과 전력을 필요로 하지 않는 수동 열 제어 설계(passive thermal control design) 방식이 존재한다. 초소형 위성은 공급될 수 있는 전력량에 한계가 있으며, 수동 열 제어 설계 방식을 선호하는 편이다[1].

초소형 위성은 내부에 수납될 수 있는 공간에도 제약이 있기 때문에 위성 구조체의 겉 표면을 이용하여 수동 열 제어를 시도하려는 다양한 사례들이 존재한다.

조선대에서는 1U급 초소형 위성에 대해서 태양을 지향하는 구조체 패널에 총 4가지 재료인 anodizing A, black anodizing, MLI(multi layer insulation), white paint으로 열 코팅을 하여 열적 안정성을 비교하였으며[6], 터키의 Sakarya 대학에서는 1U급 초소형 위성에 대해서 겉 표면의 태양전지셀과 구조체 표면의 다양한 재료의 비율을 다르게 하여 분석을 한 사례가 있다[7]. 칠레 공군 및 칠레 대학(Chilean Airforce 및 University of Chile)에서는 유전자 알고리즘을 이용하여 3U급 위성의 겉 표면에 4가지의 다른 재료를 사용하여 면적 결정을 통한 최적 열 설계를 진행하였다[8].

NASA에서는 6U급 초소형 위성의 겉 표면에 새로 개발된 수동 열 제어 시스템 'Louver'를 적용하려는 시도가 있었으며[9], 미 공군(USA Air Force)에서는 6U급 초소형 위성에 대해서 겉 표면에 다양한 열 코팅 설계의 가능성을 입증하였다[10]. Fig. 1과 같이 JAXA에서 달 탐사를 위해 개발 중인 6U급 초소형 위성 EQUULEUS에는 위성의 겉 표면에 MLI를 적용하여 추진

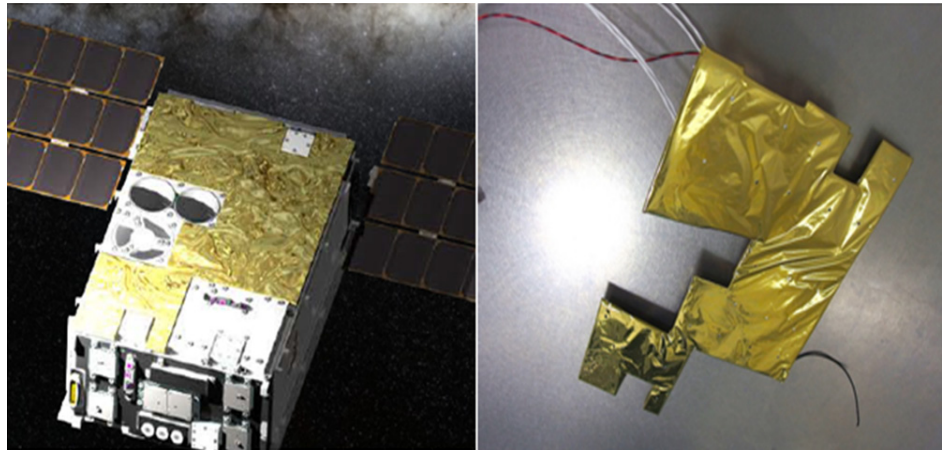


Fig. 1. MLI passive thermal control design on structure for 6U Nano-Spacecraft EQUULEUS [11]. MLI, multi layer insulation.

제 탱크를 열적으로 보호하려 했다[11]. 또한 최적화 알고리즘을 이용하여 MLI로 둘러싸인 위성에 대해 최적의 방열판 면적을 결정하려는 시도가 있었다[12,13].

본 논문에서는 고해상도 영상 및 동영상 촬영 임무를 가지는 6U급 초소형 위성 HiREV(high resolution video and image)의 임무 탑재체 광학 카메라의 성능 향상을 위한 열 설계가 검증되었다. 이를 위해 Thermal Desktop® v5.5(C&R Technologies, Colorado, USA) 및 SINDA/FLUINT® v5.5(C&R Technologies, Colorado, USA) 상용 프로그램을 사용하여 궤도 열 해석을 수행하였으며, 임무 카메라 탑재체의 열 설계 및 겉 표면 MLI 열 코팅 수동 열 설계를 적용하여 해석을 통해 타당성을 입증하였다.

현재까지 6U급 초소형 위성에 대한 열/구조 설계와 해석에 대한 논문은 국내외에서는 찾기 쉽지 않다. 따라서 본 논문은 6U급 초소형 위성을 개발할 때 유용한 참고 자료가 될 것으로 판단된다.

## 2. HiREV(High Resolution Video and Image) 열 설계

### 2.1 임무 탑재체 열 설계

HiREV 임무 탑재체인 광학 카메라는 Fig. 2와 같이 직경 90 mm를 갖는 망원렌즈와 카메라 모듈의 결합형태로 이루어져 있으며, 망원렌즈에서부터 빛을 흡수하여 카메라 모듈의 앞면에 마지막으로 상이 맺혀 관측 데이터를 얻게 된다.

Fig. 3 및 Table 1과 같이 임무 탑재체 카메라의 해상도 테스트 결과, 상온에 가까운 범위인 20°C-30°C에서 가장 높은 해상도인 4 m를 얻었으며, 망원렌즈와 상이 마지막으로 맺히는 카메라 모듈 부분 간의 온도 구배 차이가 낮을수록 높은 해상도를 가짐을 확인하였다.

이를 바탕으로 망원렌즈의 낮은 온도를 극복하기 위해 Fig. 2와 같이 렌즈 구조체의 겉표면에 방사율(emissivity)이 낮은 알루미늄 테이프(aluminum tape)를 감싸 단열 및 온도상승 효과를 얻고자 하였으며, 상이 마지막으로 맺히는 카메라 모듈 부분과 렌즈 구조체부분을 열전도율이 높은 구리로 이루어진 copper bridge를 총 4군데에 적용하여 온도 구배를 감소시켜 카메라의 열 지향 오차를 줄이고자 하였다.

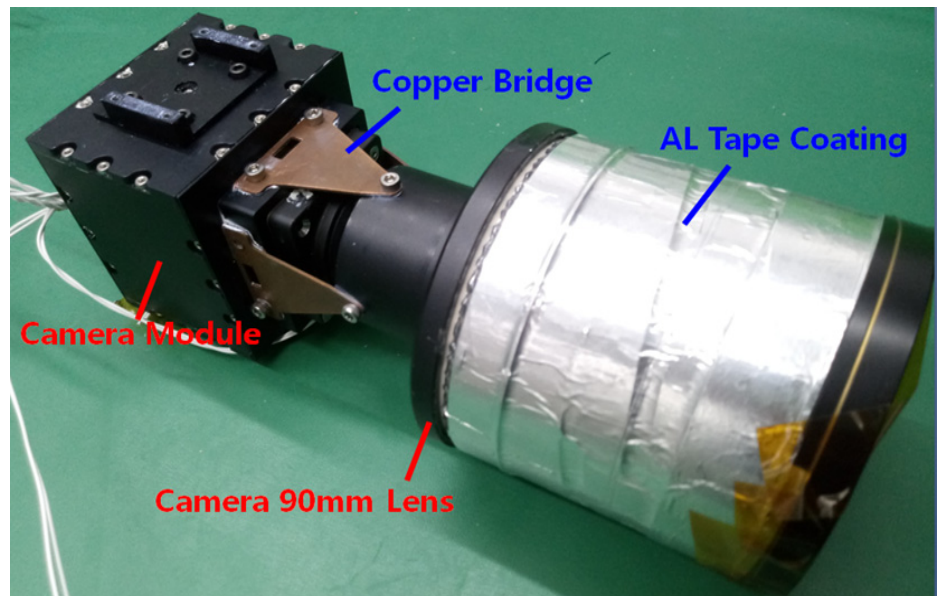


Fig. 2. Thermal design of HiREV optical camera payload. HiREV, high resolution video and image.

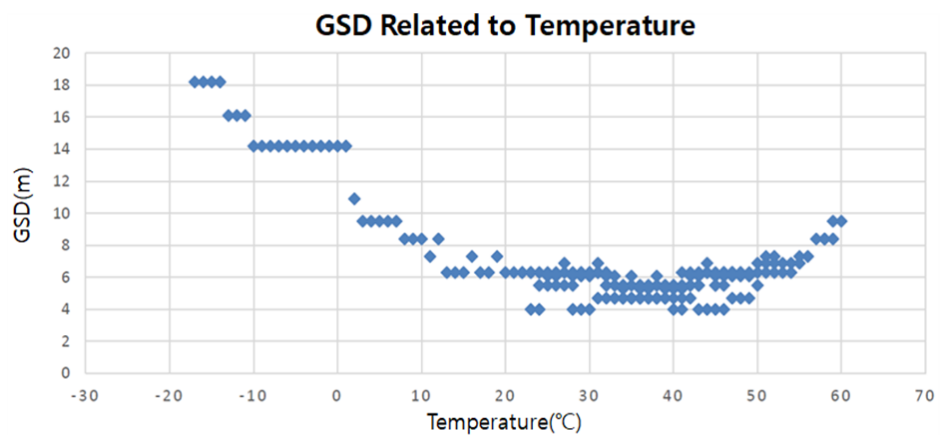


Fig. 3. Temperature vs. ground sample distance (GSD) graph.

Table 1. Temperature vs. ground sample distance (GSD) and resolution table

| Temperature range (°C) | Resolution (m) | GSD (m) |
|------------------------|----------------|---------|
| -40-0                  | 8.1-           | -       |
| 0-9                    | 4.1-8.1        | 8-16    |
| 10-19                  | 2.5-4.1        | 4-8     |
| 20-30                  | -2.5           | 4       |
| 31-60                  | 2.5-4.1        | 4-8     |

또한, 카메라 모듈의 내부 공간은 상대적 고전력 5.1 W가 소비되는 4개의 PCB 부품이 탑재되어 있으며, 이로부터 방출되는 열을 흡수하고 외부로 전도 열 전달 및 방출하기 위하여 열충진재를 채워 방열이 잘될 수 있도록 하였다.

## 2.2 HiREV(High Resolution Video and Image) 열 설계

임무 탑재체를 위한 2가지 설계 외에 수동 열 제어 방식인 겉표면의 열 코팅 방식을 이용하여 열 제어를 시도하였다. HiREV 임무 탑재체 광학 카메라는 지상용 상용제품(COTS, Commercial Off The Shelf)이므로 임무 시에 상온에 가까운 온도 범위에서 가장 높은 해상도를 가지며, 온도 상승 효과를 위해 단열재 역할을 하는 MLI를 HiREV 구조체의 외부에 적용하였다.

6U급 초소형 위성은 1U급 및 3U급 초소형 위성과 달리 일반적으로 전개형 태양전지판을 갖는다. 따라서, 위성의 구조체 겉 표면은 수동 열 제어 시스템을 적용하여 열 제어를 하기에 좋은 조건을 갖추고 있다.

6U급 HiREV 초소형 위성의 경우 태양전지판이 전개된 후에는 구조체의 겉 표면에 아무것도 부착이 되지 있지 않은 상황이며, Fig. 4와 같이 블랙 아노다이징(black anodizing) 처리를 하여 위성 내부 부품들의 내부 열원이 열적으로 전달 및 방출이 잘 이루어져 열평형을 이룰 수 있도록 하였다. HiREV 초소형 위성의 경우, 전체 부피에 비해 발열량이 높으므로 구조체를 통해 방열이 잘될 수 있게 black anodizing으로 처리되었다.

Black anodizing으로 처리할 시 버스 시스템 부품들은 허용온도 범위 조건 안에 포함되지만, 임무 탑재체 카메라의 경우 카메라 내부의 열이 심우주 공간으로 쉽게 전달되어 낮은 온도를 가질 수 있다. 따라서, Fig. 5와 같이 임무 탑재체 주변의 구조체 겉 표면의 일부분에 MLI를 적용하여 단열 열 설계 처리하였다.

## 3. 열 수치 해석 기법

위성의 실제 모델은 연속적이고 매우 복잡한 기하학적 형상을 가지고 있으므로 해석을 위해 이산화된(discretized) 유한 요소 모델로 변환할 필요가 있다.

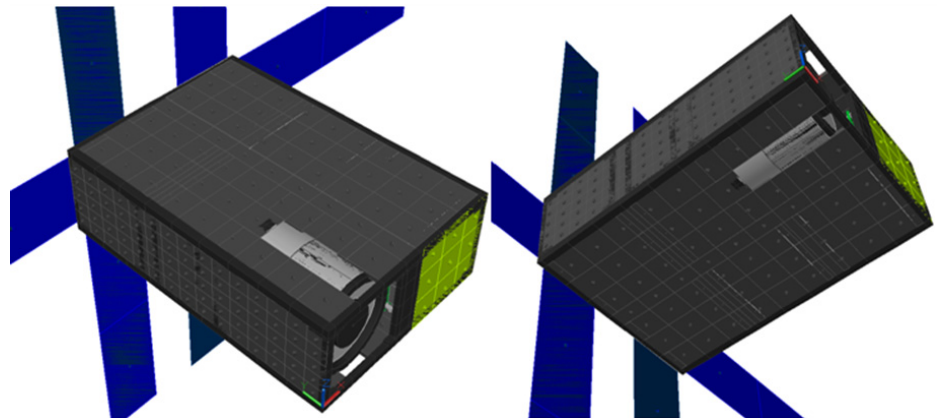


Fig. 4. Black anodizing thermal design of 6U HiREV nano-satellite. HiREV, high resolution video and image.

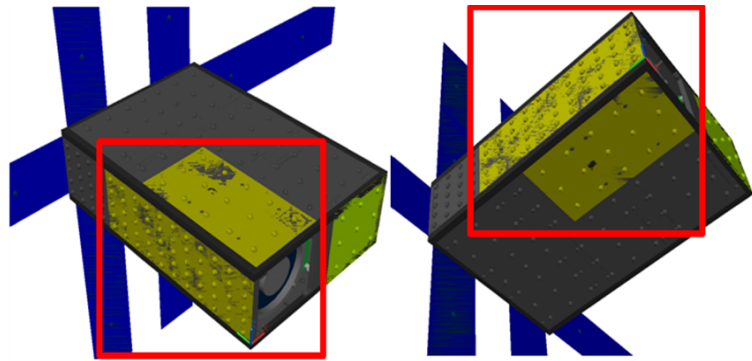


Fig. 5. MLI thermal control design of HiREV 6U nano-satellite. MLI, multi layer insulation; HiREV, high resolution video and image.

연속적인 편미분 방정식을 이산화된 열 모델의 각 노드에 적용하기 위해 이산화된 유한 차분 방정식으로 변환할 수 있으며, 공간에 대해 1차 정확도를 가지고, 시간에 대해 2차 정확도를 갖는 forward-backward 형태의 유한 차분 방정식을 식 (1)과 같이 얻을 수 있다[14,15].

\* Forward – Backward Method :

$$\begin{aligned} \frac{m_i C_{p,i}}{\Delta T} (T_i^{n+1} - T_i^n) &= \sum_{j=1}^N \frac{G_{cond,ij}}{2} [(T_i^{n+1} - T_j^{n+1}) + (T_i^n - T_j^n)] \\ &+ \sum_{j=1}^N \frac{G_{rad,ij}}{2} [(T_i^{n+1})^4 - (T_j^{n+1})^4] + [(T_i^n)^4 - (T_j^n)^4] \\ &+ (Q_{int} + Q_{ext}) \end{aligned} \tag{1}$$

$T_i^n$ : 현재 시간 n에서 노드 i의 온도

$T_{ji}^n$ : 현재 시간 n에서 노드 j의 온도

$T_i^{n+1}$ : 다음 시간 n+1에서 노드 i의 온도

$T_j^{n+1}$ : 다음 시간 n+1에서 노드 j의 온도

$G_{cond,ij}$ : 노드 i와 노드 j 간의 선형 전도 열 컨덕터(e.g.,  $k_i A_i / L_i$ )

$G_{rad,ij}$ : 노드 i와 노드 j 간의 복사열 컨덕터(e.g.,  $\epsilon_i \sigma A_i F_{ij}$ )

$m_i C_{p,i}$ : 노드 i에서의 열용량(e.g.,  $V_i \rho_i C_{p,i}$ )

$Q_{int}, Q_{ext}$ : 노드 i에서의 유입되는 열원(heat source) 또는 유출되는 열원(heat sink)

## 4. HiREV(High Resolution Video and Image) 궤도 열 해석

### 4.1 해석 조건

#### 4.1.1 HiREV(high resolution video and image) 열 모델 구축

우주 비행체의 열 해석을 위한 프로그램인 Thermal Desktop® v5.5을 이용하여 기하학적인 모델을 Fig. 6과 같이 구축하였다. 열 모델을 구축하기 위해 사용된 node의 수는 정확한 온도 분포의 확인을 위해 비교적 많은 개수인 총 3,127개가 사용되었으며, quad 모양의 3차

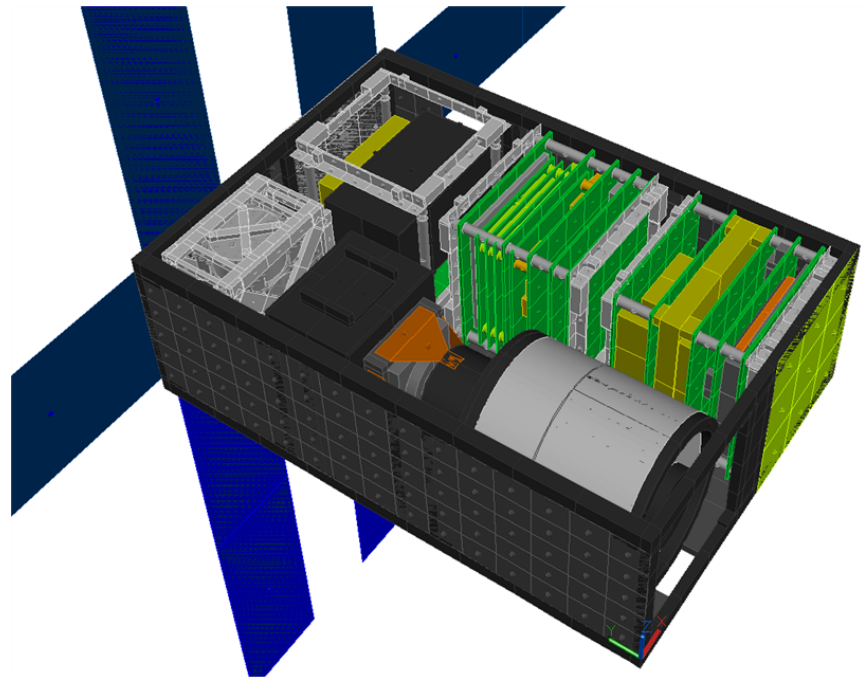


Fig. 6. HiREV nano-satellite thermal model. HiREV, high resolution video and image.

원 고체요소(solid element)는 587개, 2차원 면 요소(surface element)는 583개, 하나의 형상에서의 열전도를 나타내기 위한 conductor는 258개, 다른 형상 간의 열전도를 나타내기 위한 contactor는 184개, 부품의 발열량(heat load)은 17개가 사용되었다.

HiREV 열 모델에서 각 부품의 배치는 Fig. 7과 같이 배치되었으며, 1U 공간에 해당하는 하나의 Stack 안에 부품들이 일정하게 배치가 되었다. Stack A에는 주로 통신계 부품들이 배치

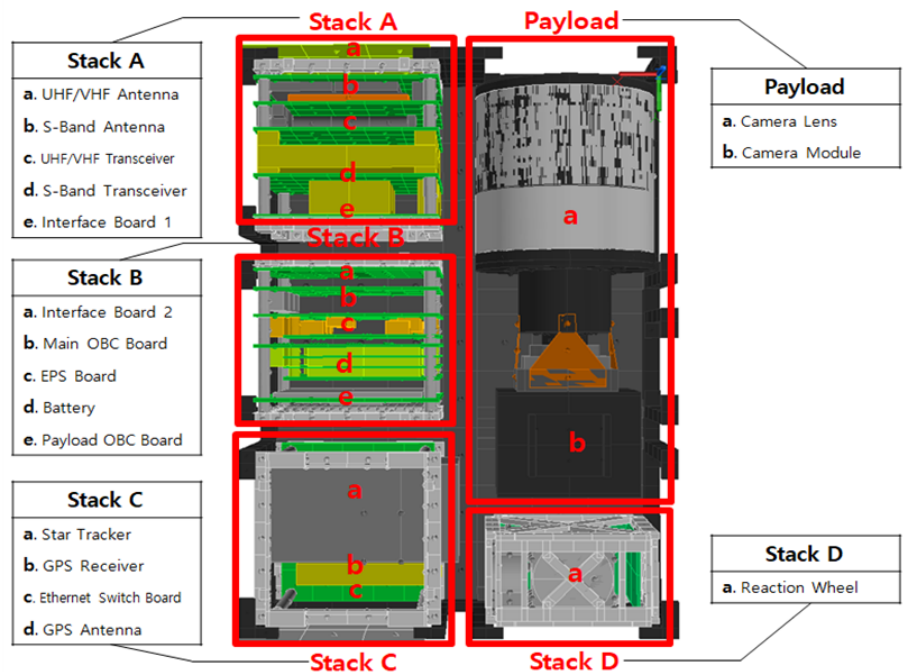


Fig. 7. Components configuration of 6U Hirez thermal model. HiREV, high resolution video and image.

가 되었으며, 열 소음으로부터 통신장애를 피하기 위해 태양전지판으로부터 가장 먼 곳으로 배치하였다. Stack B에는 발열량이 비교적 많은 부품들이 위성의 중앙에 배치가 되었으며, 이를 통해 중앙으로부터 위성의 모든 곳에 열이 전달될 수 있도록 하였다. 또한 배터리(battery)가 최소 허용온도보다 낮게 내려가는 것을 방지하기 위하여 Stack B에서 발열량이 많은 OBC(On Board Computer) 부품들 사이에 배터리 구성품을 배치하였다. Stack C에서는 GPS 부품들과 기타 버스 시스템 부품들이 배치가 되었다. Payload에는 2.5U의 공간을 차지하는 임무 탑재체 카메라가 배치가 되었으며 지구 관측을 하기 위한 방향으로 배치가 되었다.

마지막으로 Stack A, B, C와 payload를 탑재하고 남은 공간인 0.5U의 공간인 Stack D에는 자세 제어를 위한 reaction wheel 부품이 탑재되었다.

#### 4.1.2 물성치 및 열용량 설정

열 모델에 필요한 물성치는 크게 2가지인 '열물리적 물성치(thermophysical property)'와 '광학 물성치(optical property)'로 나누어지며, 열평형 방정식 계산 시 필요한 값들이 포함되어 있다.

열물리적 물성치는 열전도(thermal conductivity) 및 열용량(thermal capacitance)을 위한 값들로서 열 전도율(conductivity), 밀도(density) 및 단위질량당 비열(specific heat,  $C_p$ )로 구성된다. Table 2에 열물리적 물성치 값들을 나타내었다.

또한 FR-4는 PCB 기판의 재료가 되는 물질로서 전기적인 신호가 전달되기 위해 구리층(copper layer)이 얇게 삽입되어 PCB 보드를 구성한다. PCB를 구성하는 FR-4와 copper layer의 두께는 각각 1.5 mm, 0.07 mm으로 가정되었으며, 열전도율은 각각 0.2 W/mK, 398 W/mK이다[16]. 이를 바탕으로 FR-4와 copper layer가 겹쳐진 PCB 기판의 열물리적 물성치를 구하는 과정은 식 (2)와 같다.

$$\begin{aligned}
 K_{Al} \frac{A_{Al}}{L} + K_{Cu} \frac{Cu}{L} &= K_{Al} \frac{at_{Al}}{L} + K_{Cu} \frac{at_{Cu}}{L} = (K_{Al}t_{Al} + K_{Cu}t_{Cu}) \frac{a}{L} \\
 \rightarrow K_{Al+Cu} (t_{Al} + t_{Cu}) \frac{a}{L} &= K_{Al} \frac{A_{Al}}{L} + K_{Cu} \frac{A_{Cu}}{L} = (K_{Al}t_{Al} + K_{Cu}t_{Cu}) \frac{a}{L} \\
 \rightarrow K_{Al+Cu} (t_{Al} + t_{Cu}) \frac{a}{L} &= (K_{Al}t_{Al} + K_{Cu}t_{Cu}) \frac{a}{L} \\
 \therefore K_{Al+Cu} &= \frac{K_{Al}t_{Al} + K_{Cu}t_{Cu}}{t_{Al} + t_{Cu}} = \frac{0.2 \times 1,500 + 398 \times 70}{1,500 + 70} = 18 \text{ W/m}
 \end{aligned} \tag{2}$$

광학 물성치는 복사열전달(thermal radiation)을 계산하기 위한 값들로서 흡수율(absorptivity) 및 방사율(emissivity)로 구성된다. Table 3에 광학 물성치 값들을 나타내었다.

열용량(capacitance)은 단위 질량당 단위 온도를 상승시키는데 필요한 열량으로 정의되며, 열용량이 클수록 온도의 변화가 적으며, 작을수록 온도의 변화가 크다. 따라서 온도 분포 결과를 얻을 때에 실제 위성 모델과 열 모델 간의 열용량의 차이가 작을수록 온도 해석 결과 값의 차이가 적게 발생하므로 두 모델 간의 열용량을 맞춰줘야 할 필요가 있다. 본 연구에서는 Table 4와 같이 실제 모델과 열 모델 간 열용량 차이를 5J/K 이하로 맞추어 해석을 진행하였다.



**Table 2.** Thermophysical properties [17]

| Materials                    | Conductivity (W/m·K) | Density (kg/m <sup>3</sup> ) | C <sub>p</sub> (J/kg·K) |
|------------------------------|----------------------|------------------------------|-------------------------|
| Al 6061 T6                   | 167.9                | 2,700                        | 896                     |
| Al 7075 T6                   | 130                  | 2,810                        | 960                     |
| Copper                       | 398                  | 8,960                        | 385                     |
| CFRP                         | 38                   | 1,800                        | 800                     |
| PCB<br>(FR-4 + copper layer) | 18                   | 1,900                        | 1,200                   |
| Material in camera module    | 1                    | 1,100                        | 1,100                   |

CFRP, carbon fiber reinforced plastics.

**Table 3.** Optical properties [14]

| Materials                  | Absorptivity ( $\alpha$ ) | Emissivity ( $\epsilon$ ) | $\alpha/\epsilon$ |
|----------------------------|---------------------------|---------------------------|-------------------|
| Al 6061 T6                 | 0.15                      | 0.05                      | 3                 |
| Al 7075 T6                 | 0.15                      | 0.05                      | 3                 |
| Copper                     | 0.3                       | 0.03                      | 10                |
| CFRP                       | 0.86                      | 0.8                       | 1.075             |
| FR-4                       | 0.6                       | 0.6                       | 1                 |
| Black anodizing            | 0.95                      | 0.89                      | 1.067             |
| MLI                        | 0.1                       | 0.04                      | 2.5               |
| Tape, aluminum, 2 mil, BOL | 0.1                       | 0.04                      | 2.5               |

CFRP, carbon fiber reinforced plastics; MLI, multi layer insulation; BOL, Begin of Life.

**Table 4.** Capacitance setting

| Components              | Capacitance in 3D<br>model (J/K) | Capacitance in<br>thermal model<br>(J/K) | Difference of<br>capacitance<br>(J/K) |
|-------------------------|----------------------------------|--|---------------------------------------|
| Side frame              | 354.75                           | 353.25                                   | 1.5                                   |
| Bridge                  | 12.57                            | 12.57                                    | 0                                     |
| Edge                    | 13.72                            | 13.72                                    | 0                                     |
| Stack frame             | 20.87                            | 21.03                                    | 0.16                                  |
| Reaction wheel box      | 111.2                            | 110.31                                   | 0.89                                  |
| Camera lens structure   | 637.6                            | 633.63                                   | 3.97                                  |
| Camera module structure | 284.67                           | 284.9                                    | 0.23                                  |

### 4.1.3 허용온도범위

임무 탑재체와 버스 시스템 부품들의 허용온도 범위를 Table 5로 나타내었다. 극한의 온도 조건을 가지는 심우주 공간에서 위성이 안정적으로 운용되기 위해서는 모든 부품들이 허용온도 범위 내에서 운용되어야 한다.

대부분의 부품들이  $-40^{\circ}\text{C}$ 에서  $85^{\circ}\text{C}$ 의 조건을 가지며, 배터리의 경우 온도에 가장 민감하기 때문에  $-10^{\circ}\text{C}$ 에서  $50^{\circ}\text{C}$ 인 가장 좁은 범위의 조건을 가진다.

임무 탑재체의 경우 알루미늄 구조체로 구성되어 있어 구조체의 허용온도범위 조건과 동일하지만 임무 수행 시에는 높은 해상도를 가지기 위해 상온인  $20^{\circ}\text{C}$ – $30^{\circ}\text{C}$ 에서 운용되는 것이 좋다.

**Table 5.** Operating temperature range

| Subsystems                                      | Components            | MIN. operating T<br>( $^{\circ}\text{C}$ ) | MAX. operating T<br>( $^{\circ}\text{C}$ ) |
|---|-----------------------|--|--|
| CDHS<br>(Command Data<br>Handling<br>System)    | OBC                   | -40  | 85   |
|   | Battery               | -10  | 50   |
| EPS<br>(Electrical<br>Power System)             | EPS board             | -40  | 85   |
|   | Solar panel           | -100                                       | 125  |
|   | GPS antenna           | -40  | 85   |
| AOCS<br>(Attitude Orbit<br>Control System)      | GPS receiver          | -40  | 85   |
|   | Star tracker          | -25  | 50   |
|   | Reaction wheel        | -40  | 85   |
|   | Magnetorquer          | -40  | 70   |
| TT & C<br>(Telemetry,<br>Tracking &<br>Command) | S-band antenna        | -40  | 120  |
|   | S-band transceiver    | -40  | 50   |
|   | UHF/VHF antenna       | -40  | 70   |
|   | UHF/VHF transceiver   | -40  | 85   |
| Payload   | Camera lens           | -40<br>(mission: $20^{\circ}\text{C}$ )    | 80<br>(mission: $30^{\circ}\text{C}$ )     |
|   | Camera module         | -40<br>(mission: $20^{\circ}\text{C}$ )    | 80<br>(mission: $30^{\circ}\text{C}$ )     |
|   | Payload OBC           | -40  | 85   |
|   | Ethernet switch board | -40  | 85   |
|   | Structure             | -40  | 80   |

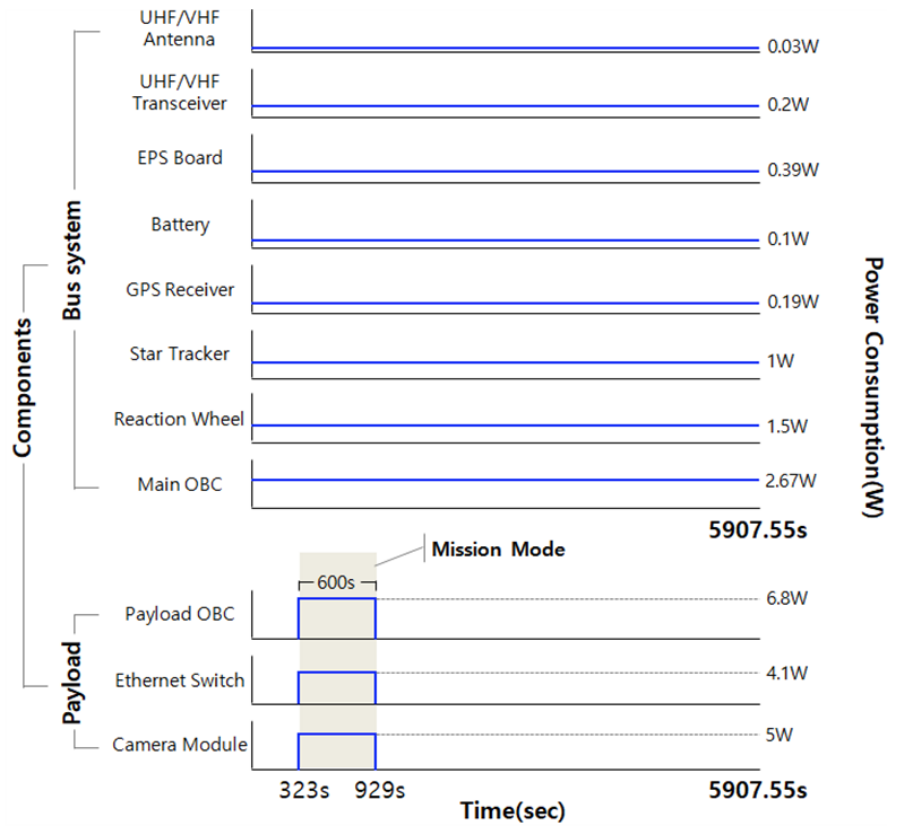


Fig. 8. Power consumption in mission mode.

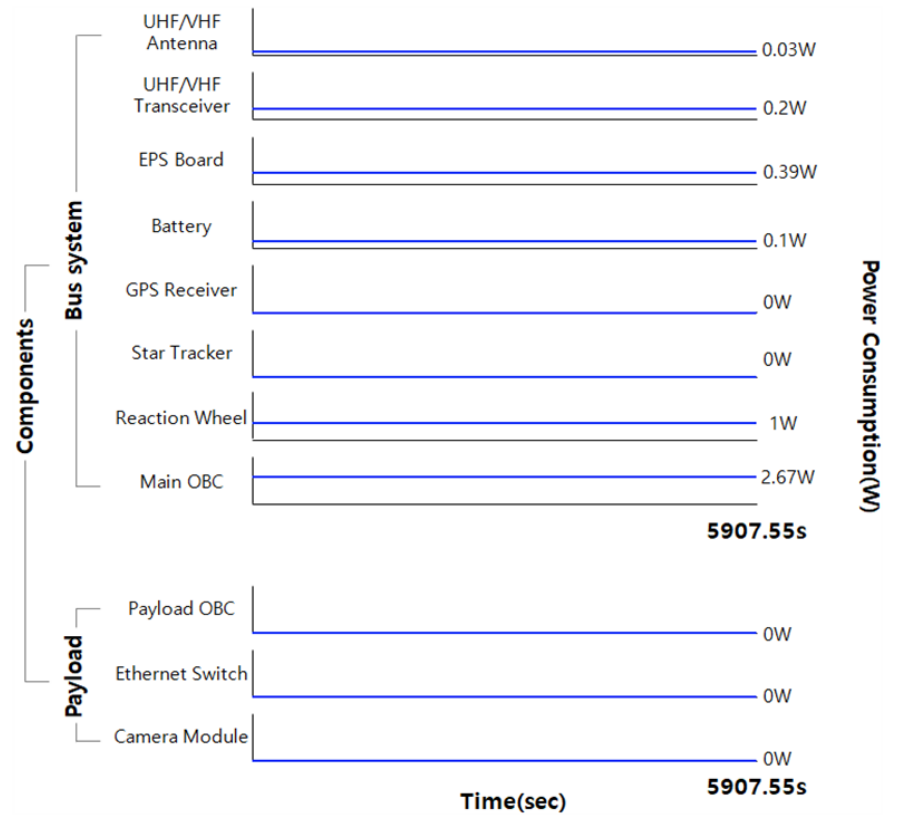


Fig. 9. Power consumption in safe hold mode.

#### 4.1.4 구성품 내부 발열량

각 서브 시스템별 부품들의 발열 조건은 임무를 수행하여 임무 탑재체 부품들이 발열하는 임무 모드(mission mode)에서의 발열량과 임무를 수행하지 않아 임무 탑재체의 발열량이 없는 안전 모드(safe hold mode)로 나누어지며, 각각 Fig. 8 및 Fig. 9와 같이 나타내어진다. 버스 시스템 부품들은 5,907.55초 동안의 한 궤도상에서 모두 일정한 값을 가지며, 임무 탑재체 관련 부품들은 전력량을 고려하였을 시, 대전 지역을 기준으로 평균 교신 시간(10분) 동안인 약 323-929초 사이에 작동한다.

#### 4.1.5 궤도 조건

HiREV가 겪게 되는 궤도 조건은 크게 3가지 궤도로 나누어질 수 있다. 가장 외부 열원이 많고 내부 발열량이 최대 조건인 worst hot orbit(mission mode)의 경우와 외부 열원이 적고 내부 발열량이 최대인 worst cold orbit(mission mode)의 경우, 그리고 외부 열원이 적고 내부 발열량이 최소가 되는 worst cold orbit(safe hold mode)의 경우로 나누어진다.

동지인 경우 태양과 지구 간의 거리가 가장 짧으므로 외부 열원이 최대가 되며, 이때의 RA of SUN 각도는 270°가 된다. 또한 하지의 경우 태양과 지구 간의 거리가 가장 길어지므로 태양 적경(right ascension of SUN) 각도는 90°가 된다. RAAN(right ascension of ascending node) 각도는 춘분점을 가리키는 선과 ascending node를 가리키는 선의 사잇각으로 정의되며, LTAN(local time of ascending node)의 시간을 11:00AM으로 맞추기 위해 30°만큼 각도 차이를 두어 동지일 때는 240°, 하지일 때는 60°로 정의하였다.

HiREV 위성은 태양동기궤도를 가지므로 고도 685 km에 맞는 궤도 경사각인 98.13°로 설정하였으며, 외부 열원인 solar flux, albedo, earth IR을 동지 및 하지 조건에 맞추어 Table 6과 같이 적용하였다.

또한, HiREV 위성은 궤도상에서 상태에 따라 다른 자세를 갖는다. Fig. 10, 11에서와 같이 임무를 수행하는 경우에는 지구 지향(earth pointing) 자세를 가지며, 그렇지 않을 때에는 태양 지향(SUN pointing) 자세를 기준으로 한다. Eclipse 구간에서는 최대 외부 열원 조건을 위해

**Table 6.** Orbit condition

| Orbit properties  | Worst hot case         | Worst cold case        |
|-------------------|------------------------|------------------------|
| Inclination angle |                        | 98.13°                 |
| RAAN              | 240°                   | 60°                    |
| RA of SUN         | 270°                   | 90°                    |
| LTAN              |                        | AM 11:00               |
| Altitude          |                        | 685 km                 |
| Eccentricity      |                        | 0                      |
| Period            |                        | 5,907.55 sec           |
| Solar flux        | 1,420 W/m <sup>2</sup> | 1,287 W/m <sup>2</sup> |
| Albedo            | 0.35                   | 0.3                    |
| Earth IR          | 248 W/m <sup>2</sup>   | 227 W/m <sup>2</sup>   |
| Season            | Winter                 | Summer                 |

RAAN, right ascension of ascending node; LTAN, local time of ascending node.

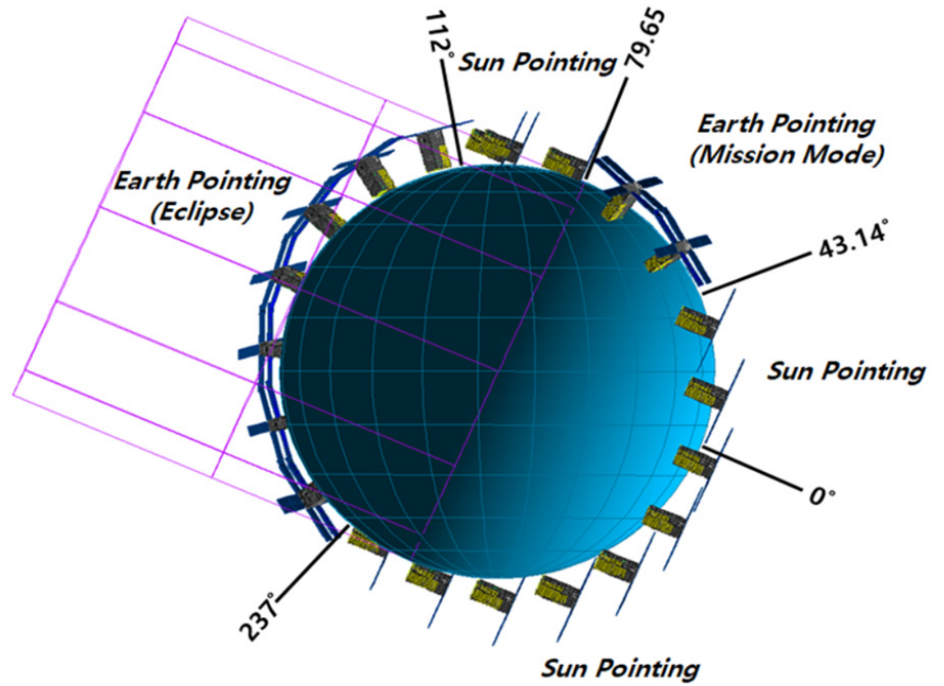


Fig. 10. Worst hot orbit (mission mode).

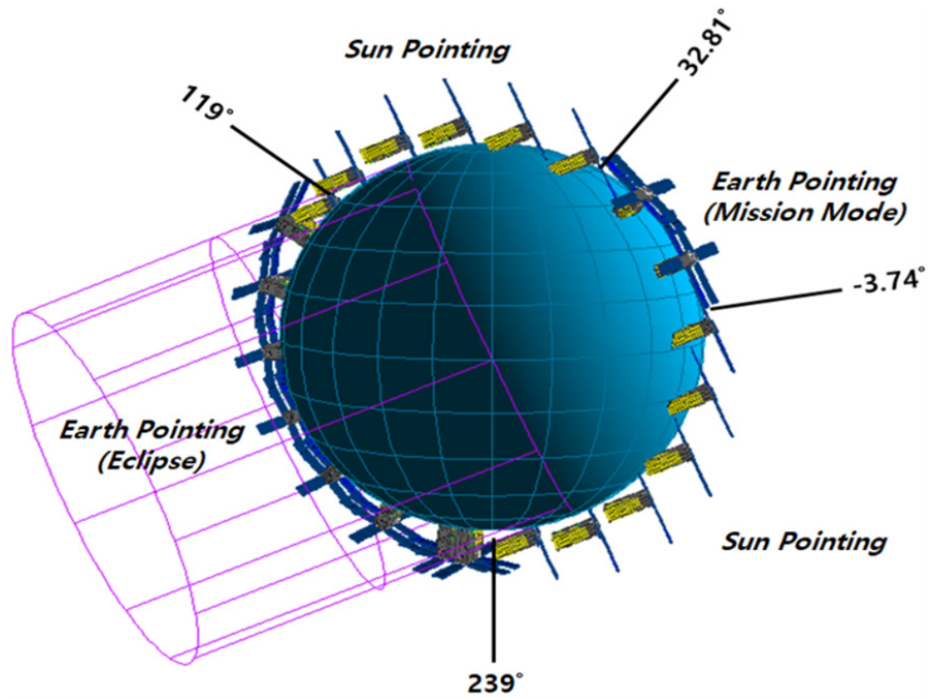


Fig. 11. Worst cold orbit (mission mode).

지구 지향 자세를 취하여 구조체에 지구 복사 에너지가 많이 적용될 수 있도록 하였다. Fig. 12와 같이 안전 모드인 경우는 모든 궤도 상에서 태양 지향 자세를 갖도록 설정하였다.

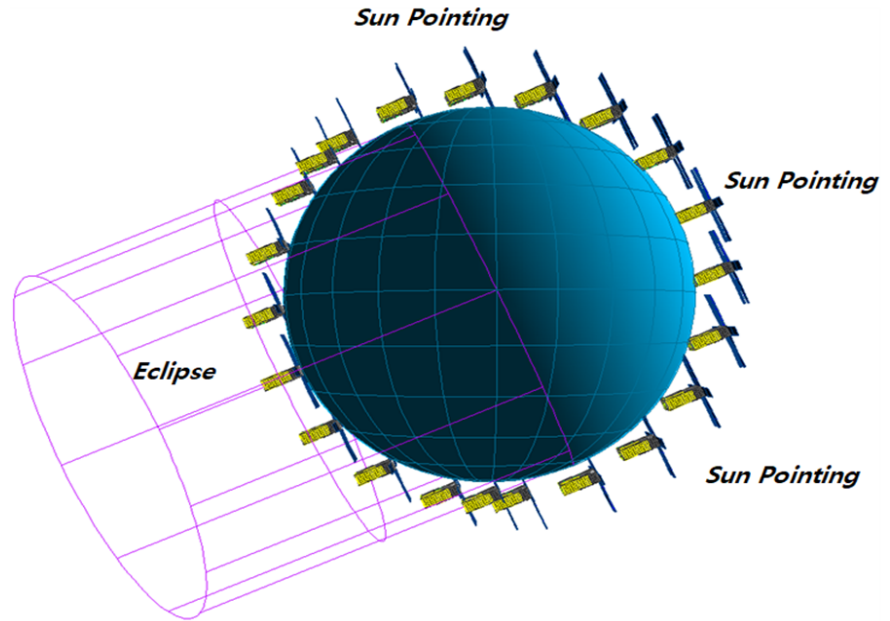


Fig. 12. Worst cold orbit (safe hold mode).

#### 4.2 임무 탑재체 카메라 열 해석 결과

위에서 언급한 것과 같이 임무 탑재체의 2가지 열 설계인 4개의 copper bridge 부착 및 렌즈 구조체 겉 표면의 aluminum tape 적용과 구조체 겉표면의 MLI 열 설계에 대해 case별로 나누어 해석을 통해 그 효과를 검증하였다. 임무 탑재체의 2가지 열 설계는 렌즈와 모듈 간의 온도 차이를 감소시켜 열 지향 오차를 줄이기 위함이며, MLI 열 설계는 임무 탑재체 카메라 자체의 온도를 높여 최대한 상온에 가까운 상태에서 임무를 수행하도록 하는 것에 목적이 있다.

Fig. 13과 같이 Case 1은 대조군 역할을 하기 위해 아무런 열 설계도 포함되지 않은 경우이며, Case 2는 4개의 copper bridge만 적용된 경우이고, Case 3은 렌즈의 구조체에 Al tape만 적용된 경우, Case 4는 2가지의 모든 열 설계가 적용된 경우이다. Case 5는 Case 4에 추가적으로 MLI 열 설계를 적용한 경우이다.

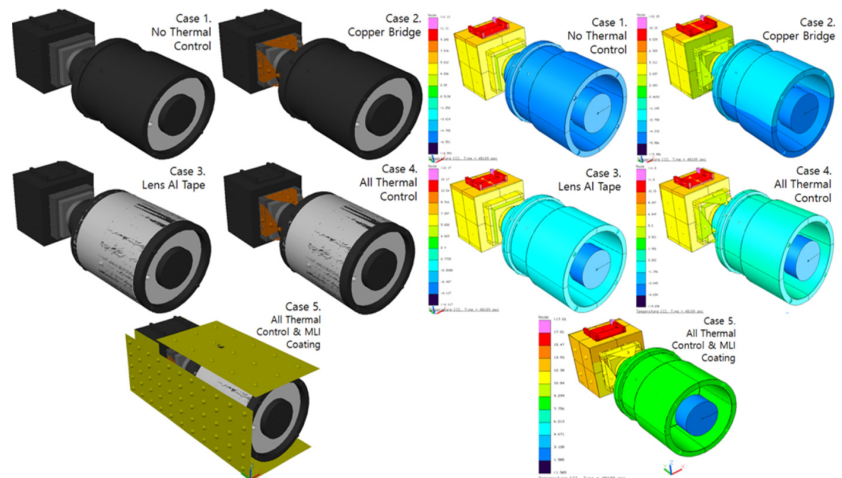


Fig. 13. Thermal design (L) & analysis (R) result of HiREV optical camera payload. HiREV, high resolution video and image.

**Table 7.** Thermal analysis results of HiREV optical camera payload

|        | Temp (°C) | Lens  | Module | $\Delta T$ |
|--------|-----------|-------|--------|------------|
| Case 1 | Temp Min. | -9.3  | -5.3   | 4          |
|        | Temp Max. | -1.75 | 13     | 14.75      |
| Case 2 | Temp Min. | -7.8  | -6     | 1.8        |
|        | Temp Max. | 0.65  | 11.35  | 10.7       |
| Case 3 | Temp Min. | -1.68 | -4.5   | 2.82       |
|        | Temp Max. | 1.26  | 14     | 12.74      |
| Case 4 | Temp Min. | -0.5  | -4     | 3.5        |
|        | Temp Max. | 4     | 13.5   | 9.5        |
| Case 5 | Temp Min. | 7.3   | 4.65   | 2.65       |
|        | Temp Max. | 10.85 | 17.5   | 6.65       |

HiREV, high resolution video and image.

해석 결과, Fig. 13와 같이 온도 분포가 결정되었으며, Case 1는 다른 경우들보다 렌즈 및 모듈의 온도가 전체적으로 낮고, Case 5의 경우 온도가 높음을 시각적으로도 확인할 수 있다.

Table 7에 이러한 온도 분포 해석 결과에 대한 수치적 결과 값들을 나타내었다. Case 1은 렌즈와 모듈 간에 가장 큰 온도 차이로 14.75°C만큼 차이가 있었으며, Case 2는 10.7°C, Case 3은 12.74°C, Case 4는 9.5°C, 그리고 모든 열 제어가 실시된 Case 5는 가장 작은 온도 차이 값인 6.65°C의 값 차이를 보여주었다. 또한 Case 5의 경우는 단열재 역할을 하는 MLI의 영향으로 인해 렌즈와 모듈의 두 온도가 다른 경우들보다 증가한 것을 확인할 수 있으며, 이는 상온에 가까운 온도이므로 더 좋은 해상도를 얻을 수 있음을 나타낸다.

결론적으로 임무 탑재체에 적용된 2가지의 열 설계와 MLI를 이용한 단열 설계가 임무 탑재체에 대하여 임무를 수행하기 위해 더 나은 열적 환경을 제공함을 해석을 통하여 검증하였다.

### 4.3 HiREV(High Resolution Video and Image) 궤도 열 해석 결과

현재, 6U HiREV 초소형 위성은 부착형 태양전지판이 아닌 전개형 태양전지판을 가짐으로써 위성의 구조체 겉 표면에 별도로 부착된 부품이 별도로 존재하지 않으며, 모두 black Anodizing으로 열 코팅 처리가 되어 있다. 따라서, 구조체 겉 표면에 MLI 적용이 가능한 조건을 가지고 있으며, 본 내용에서는 MLI를 이용하여 임무 수행 시에 임무 카메라 탑재체의 온도 범위를 최대한 상온에 가까운 온도범위로 만들 수 있도록 하는 수동 열 설계를 진행하였다.

해석 결과들은 크게 black anodizing 처리만 이루어진 경우와 MLI 열 설계가 이루어진 경우로 나뉘어지며, 각각의 경우는 위에서 언급되었듯 총 3가지의 궤도 조건에 대해서 해석이 수행되었다.

결론적으로, MLI 열 설계를 실시한 결과, 대부분의 버스 시스템 부품들의 온도가 소폭 증가하였지만 허용온도범위 내에 존재하였으며, 임무 탑재체의 온도는 black anodizing으로만 처리한 경우보다 온도가 상승하여 상온에 가까워진 온도 분포를 가지게 되어 효과적인 열 설계임을 확인하였다.

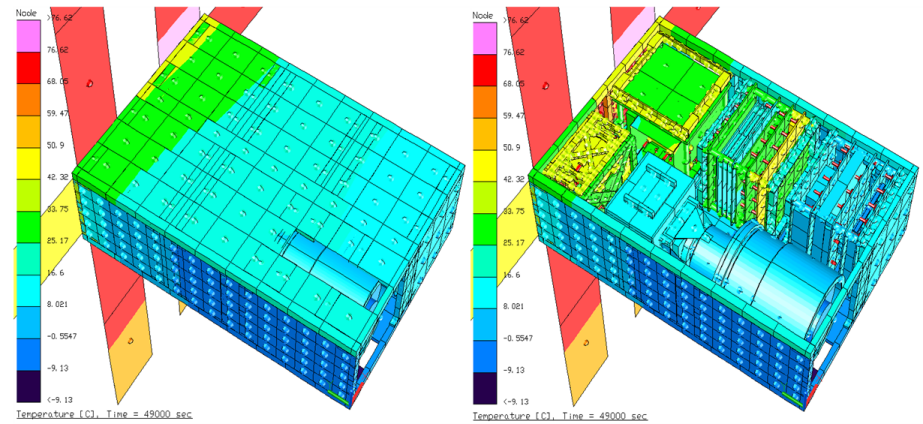


Fig. 14. Thermal analysis result of 6U HiREV designed by black anodizing on worst hot orbit (mission mode). HiREV, high resolution video and image.

### 4.3.1 Worst hot orbit (mission mode)

Fig. 14는 가장 뜨거운 조건인 worst hot orbit(mission mode)의 경우에 대한 온도 분포 해석 결과이며, 위성의 전체적인 온도가 제일 높은 시간 때의 온도 분포이다. 온도 그래프의 수렴성을 위해 8바퀴를 돌고 난 후 1,740초 후인 49,000초에서 결과를 도출하였다. 태양으로부터 직접적으로 열을 받으므로 태양전지판이 위성의 구조체보다 상대적으로 가장 뜨거운 온도를 가지며 시각적으로도 확인할 수 있다.

Table 8은 black anodizing 처리된 경우의 해석 결과이며, 모든 부품들의 해석 결과 온도가 허용 온도 범위를 만족하였다. 또한, 허용온도와 해석 온도와의 차이를 margin  $\Delta T$ 로 표현하였으며, 모든 부품들이 0°C 이상의 margin  $\Delta T$ 값을 보이므로 열적으로 안정함을 확인하였다. Table 9는 MLI 열 설계가 적용된 경우이며, black anodizing 처리의 경우보다 모든 부품들이 소폭 상승하였으나 모두 허용온도범위를 만족하였으며, 임무 탑재체의 온도도 상온에 더 가까운 10°C 이상의 온도를 가지므로 더 좋은 해상도를 가짐을 확인하였다.

Table 8. Analysis result of HiREV designed by black anodizing on hot case (mission mode)

| Components     | Worst hot case – mission mode (black anodizing) |                 |        |                    |                    |        |                 |
|----------------|---|-----------------|--------|--------------------|--------------------|--------|-----------------|
|                | Results (°C)                                    | Limit $T_{min}$ | Margin | Analysis $T_{min}$ | Analysis $T_{max}$ | Margin | Limit $T_{max}$ |
| OBC            |   | -40             | 71.5   | 31.5               | 51.5               | 33.5   | 85              |
| Solar panel    |   | -100            | 36.5   | -63.5              | 97                 | 28     | 125             |
| EPS board      |   | -40             | 57     | 17                 | 33                 | 52     | 85              |
| Battery        |   | -10             | 25     | 15                 | 25                 | 25     | 50              |
| Reaction wheel |   | -40             | 56     | 16                 | 37.5               | 47.5   | 85              |
| Star tracker   |   | -25             | 36.5   | 11.5               | 41                 | 9      | 50              |
| GPS R          |   | -40             | 56     | 16                 | 33                 | 52     | 85              |
| GPS A          |   | -40             | 15     | -25                | 45                 | 40     | 85              |
| Magnetorquer   |   | -40             | 36     | -4                 | 9                  | 61     | 70              |



**Table 8.** (Continued)

| Results (°C)       |                 | Worst hot case – mission mode (black anodizing) |                    |                    |        |                 |
|--------------------|-----------------|---|--------------------|--------------------|--------|-----------------|
| Components         | Limit $T_{min}$ | Margin  | Analysis $T_{min}$ | Analysis $T_{max}$ | Margin | Limit $T_{max}$ |
| UV transceiver     | -40             | 35  | -5                 | 5                  | 80     | 85              |
| UV antenna         | -40             | 15  | -25                | 30                 | 40     | 70              |
| S-band transceiver | -40             | 35.5  | -4.5               | 2.5                | 47.5   | 50              |
| S-band antenna     | -40             | 15  | -25                | 30                 | 90     | 120             |
| Camera lens        | -40             | 39.5  | -0.5               | 4                  | 76     | 80              |
| Camera module      | -40             | 36  | -4                 | 13.5               | 66.5   | 80              |
| Payload OBC        | -40             | 52  | 12                 | 40                 | 45     | 85              |
| Ethernet switch    | -40             | 34  | -6                 | 56                 | 29     | 85              |

HiREV, high resolution video and image.

**Table 9.** Analysis result of HiREV designed by MLI coating on hot case (mission mode)

| Results (°C)       |                 | Worst hot case – mission mode (MLI coating) |                    |                    |        |                 |
|--------------------|-----------------|---|--------------------|--------------------|--------|-----------------|
| Components         | Limit $T_{min}$ | Margin                                      | Analysis $T_{min}$ | Analysis $T_{max}$ | Margin | Limit $T_{max}$ |
| OBC                | -40             | 77  | 37                 | 55                 | 30     | 85              |
| Solar panel        | -100            | 37  | -63                | 97.5               | 27.5   | 125             |
| EPS board          | -40             | 62  | 22                 | 37                 | 48     | 85              |
| Battery            | -10             | 30.5  | 20.5               | 29.5               | 20.5   | 50              |
| Reaction wheel     | -40             | 62  | 22                 | 41.5               | 43.5   | 85              |
| Star tracker       | -25             | 42  | 17                 | 44                 | 6      | 50              |
| GPS R              | -40             | 61  | 21                 | 36                 | 49     | 85              |
| GPS A              | -40             | 21.5  | -18.5              | 46                 | 39     | 85              |
| Magnetorquer       | -40             | 42.5  | 2.5                | 14.5               | 55.5   | 70              |
| UV transceiver     | -40             | 42  | 2                  | 10                 | 75     | 85              |
| UV antenna         | -40             | 24.5  | -15.5              | 28                 | 42     | 70              |
| S-band transceiver | -40             | 42.5  | 2.5                | 8                  | 42     | 50              |
| S-band antenna     | -40             | 24.5  | -15.5              | 28                 | 92     | 120             |
| Camera lens        | -40             | 47.3  | 7.3                | 10.85              | 69.15  | 80              |
| Camera module      | -40             | 44.65                                       | 4.65               | 17.5               | 62.5   | 80              |
| Payload OBC        | -40             | 58  | 18                 | 45                 | 40     | 85              |
| Ethernet switch    | -40             | 50  | 10                 | 59                 | 26     | 85              |

HiREV, high resolution video and image.

#### 4.3.2 Worst cold orbit (mission mode)

Table 10과 Table 11의 경우 각각 black anodizing 처리 및 MLI 열 설계 처리가 된 경우이며, 두 경우 모두 모든 부품들의 온도가 허용온도범위를 만족함을 확인하였다.

#### 4.3.3 Worst cold orbit (safe hold mode)

Table 12의 경우 black anodizing 처리가 되어 있으며, worst cold orbit(safe hold mode)의 경우 심우주 공간에 직접적으로 노출되어 있는 UV antenna와 S-band antenna가 허용온도범위보다 낮은 온도를 가짐을 확인하였다.

Table 13에서 MLI 열 설계를 수행한 경우, UV antenna와 S-band antenna의 온도가 높아짐에 따라 허용온도범위를 만족하여 모든 부품이 허용온도범위를 만족함을 확인하였다.

**Table 10.** Analysis result of HiREV designed by black anodizing on cold case (mission mode)

| Results (°C)       | Worst cold case – mission mode (black anodizing) |                 |        |                    |                    |        |
|--------------------|--|-----------------|--------|--------------------|--------------------|--------|
|                    | Components                                       | Limit $T_{min}$ | Margin | Analysis $T_{min}$ | Analysis $T_{max}$ | Margin |
| OBC                | -40  | 62.7            | 22.7   | 37.5               | 47.5               | 85     |
| Solar panel        | -100   | 33.5            | -66.5  | 84.5               | 40.5               | 125    |
| EPS Board          | -40  | 47              | 7      | 20                 | 65                 | 85     |
| Battery            | -10  | 15.7            | 5.7    | 11                 | 39                 | 50     |
| Reaction wheel     | -40  | 50              | 10     | 32                 | 53                 | 85     |
| Star tracker       | -25  | 32              | 7      | 29                 | 21                 | 50     |
| GPS R              | -40  | 48              | 8      | 20                 | 65                 | 85     |
| GPS A              | -40  | 7.5             | -32.5  | 28                 | 57                 | 85     |
| Magnetorquer       | -40  | 23.5            | -16.5  | -6                 | 76                 | 70     |
| UV transceiver     | -40  | 23.5            | -16.5  | -9.5               | 94.5               | 85     |
| UV antenna         | -40  | 6.5             | -33.5  | -1                 | 71                 | 70     |
| S-band transceiver | -40  | 23              | -17    | -12.5              | 62.5               | 50     |
| S-band antenna     | -40  | 6.5             | -33.5  | -1                 | 121                | 120    |
| Camera lens        | -40  | 28              | -12    | -8.8               | 88.8               | 80     |
| Camera module      | -40  | 25.5            | -14.5  | -1.7               | 81.7               | 80     |
| Payload OBC        | -40  | 42.8            | 2.8    | 30                 | 55                 | 85     |
| Ethernet switch    | -40  | 35.4            | -4.6   | 54.6               | 30.4               | 85     |

HiREV, high resolution video and image.

**Table 11.** Analysis result of HiREV designed by mli coating on cold case (mission mode)

| Components         | Worst cold case – mission mode (MLI coating) |        |                    |                    |        |                 |
|--------------------|--|--------|--------------------|--------------------|--------|-----------------|
|                    | Limit $T_{min}$                              | Margin | Analysis $T_{min}$ | Analysis $T_{max}$ | Margin | Limit $T_{max}$ |
| OBC                | -40  | 68.5   | 28.5               | 42.3               | 42.7   | 85              |
| Solar panel        | -100   | 34     | -66                | 82                 | 43     | 125             |
| EPS board          | -40  | 53     | 13                 | 25.4               | 59.6   | 85              |
| Battery            | -10  | 21.45  | 11.45              | 18.2               | 31.8   | 50              |
| Reaction wheel     | -40  | 56     | 16                 | 36.5               | 48.5   | 85              |
| Star tracker       | -25  | 35     | 10                 | 34                 | 16     | 50              |
| GPS R              | -40  | 53     | 13                 | 25                 | 60     | 85              |
| GPS A              | -40  | 15     | -25                | 31                 | 54     | 85              |
| Magnetorquer       | -40  | 31.5   | -8.5               | 1                  | 69     | 70              |
| UV transceiver     | -40  | 31     | -9                 | -2.75              | 87.75  | 85              |
| UV antenna         | -40  | 16     | -24                | 3.5                | 66.5   | 70              |
| S-band transceiver | -40  | 31     | -9                 | -5.1               | 55.1   | 50              |
| S-band antenna     | -40  | 16     | -24                | 3.5                | 116.5  | 120             |
| Camera lens        | -40  | 36.6   | -3.4               | -0.7               | 80.7   | 80              |
| Camera module      | -40  | 34.5   | -5.5               | 4.3                | 75.7   | 80              |
| Payload OBC        | -40  | 48.8   | 8.8                | 35.5               | 49.5   | 85              |
| Ethernet switch    | -40  | 42.8   | 2.8                | 49                 | 36     | 85              |

HiREV, high resolution video and image.

**Table 12.** Analysis result of HiREV designed by black anodizing on cold case (safe hold mode)

| Components         | Worst cold case – safe hold mode (black anodizing) |        |                    |                    |        |                 |
|--------------------|--|--------|--------------------|--------------------|--------|-----------------|
|                    | Limit $T_{min}$                                    | Margin | Analysis $T_{min}$ | Analysis $T_{max}$ | Margin | Limit $T_{max}$ |
| OBC                | -40  | 56     | 16                 | 30.5               | 54.5   | 85              |
| Solar panel        | -100   | 28     | -72                | 84                 | 41     | 125             |
| EPS board          | -40  | 39.5   | -0.5               | 11.3               | 73.7   | 85              |
| Battery            | -10  | 8.5    | -1.5               | 3.1                | 46.9   | 50              |
| Reaction wheel     | -40  | 42     | 2                  | 21                 | 64     | 85              |
| Star tracker       | -25  | 12.8   | -12.2              | 0.7                | 49.3   | 50              |
| GPS R              | -40  | 30     | -10                | 0.6                | 84.4   | 85              |
| GPS A              | -40  | 2      | -38                | 22                 | 63     | 85              |
| Magnetorquer       | -40  | 15     | -25                | -14                | 84     | 70              |
| UV transceiver     | -40  | 15.5   | -24.5              | -18.5              | 103.5  | 85              |
| UV antenna         | -40  | -5     | -45                | -13.1              | 83.1   | 70              |
| S-band transceiver | -40  | 15     | -25                | -21                | 71     | 50              |

**Table 12.** (Continued)

| Results (°C)    | Worst cold case – safe hold mode (black anodizing) |                 |        |                    |                    |        |
|-----------------|--|-----------------|--------|--------------------|--------------------|--------|
|                 | Components   | Limit $T_{min}$ | Margin | Analysis $T_{min}$ | Analysis $T_{max}$ | Margin |
| S-band antenna  | -40  | -5              | -45    | -13.4              | 133.4              | 120    |
| Camera lens     | -40  | 20              | -20    | -17.3              | 97.3               | 80     |
| Camera module   | -40  | 17.5            | -22.5  | -11.5              | 91.5               | 80     |
| Payload OBC     | -40  | 33              | -7     | 0.5                | 84.5               | 85     |
| Ethernet switch | -40  | 25.5            | -14.5  | 7                  | 78                 | 85     |

HiREV, high resolution video and image.

**Table 13.** Analysis result of HiREV designed by mli coating on cold case (safe hold mode)

| Results (°C)       | Worst cold case – safe hold mode (mli coating) |                 |        |                    |                    |        |
|--------------------|--|-----------------|--------|--------------------|--------------------|--------|
|                    | Components                                     | Limit $T_{min}$ | Margin | Analysis $T_{min}$ | Analysis $T_{max}$ | Margin |
| OBC                | -40  | 61              | 21     | 35                 | 50                 | 85     |
| Solar panel        | -100   | 27              | -73    | 85                 | 40                 | 125    |
| EPS board          | -40  | 45              | 5      | 15.5               | 69.5               | 85     |
| Battery            | -10  | 12.3            | 2      | 6.9                | 43.1               | 50     |
| Reaction wheel     | -40  | 48              | 8      | 26                 | 59                 | 85     |
| Star tracker       | -25  | 18              | -7     | 7                  | 43                 | 50     |
| GPS R              | -40  | 36              | -4     | 6.5                | 78.5               | 85     |
| GPS A              | -40  | 10              | -30    | 25                 | 60                 | 85     |
| Magnetorquer       | -40  | 23.5            | -16.5  | -6.9               | 76.9               | 70     |
| UV transceiver     | -40  | 23.5            | -16.5  | -11.5              | 96.5               | 85     |
| UV antenna         | -40  | 5               | -35    | -8                 | 78                 | 70     |
| S-band transceiver | -40  | 23              | -17    | -13.6              | 63.6               | 50     |
| S-band antenna     | -40  | 5               | -35    | -8                 | 128                | 120    |
| Camera lens        | -40  | 28.5            | -11.5  | -9.3               | 89.3               | 80     |
| Camera module      | -40  | 26.5            | -13.5  | -5.1               | 85.1               | 80     |
| Payload OBC        | -40  | 38.8            | -1.2   | 5                  | 80                 | 85     |
| Ethernet switch    | -40  | 31              | -9     | 12.5               | 72.5               | 85     |

HiREV, high resolution video and image.

## 5. 결론

본 논문에서는 6U급 HiREV 초소형 위성은 고해상도 이미지 및 동영상 촬영이라는 임무를 위해 직경 90 mm 망원렌즈가 결합된 2.5U 크기의 광학 카메라가 탑재되며 임무의 성능을 보장하기 위해 열 제어 시스템 설계가 이루어졌다.

열 제어 시스템의 설계 사항에 따른 결과는 다음과 같다.

1. 임무 탑재체 카메라 렌즈 구조체에 aluminum tape를 적용하여 카메라 렌즈의 온도가 상승하였고, 카메라 렌즈 - 카메라 모듈 간 온도차가 감소하였다.
2. 상이 마지막으로 맺히는 카메라 모듈과 카메라 렌즈 사이에 열전도율이 높은 구리재질로 된 형상인 copper bridge 4개를 부착함으로써 모듈과 렌즈 간의 온도차가 감소하였다.
3. HiREV 초소형 위성 구조체의 겉 표면에 MLI를 적용함으로써 임무 탑재체의 온도가 전체적으로 상온에 가까운 온도까지 상승하였으며, UHF/VHF(Ultra High Frequency /very High Frequency) antenna 및 S-band antenna의 허용온도범위가 만족되었다.

해석을 수행한 결과, 임무 탑재체에 적용된 aluminum tape 및 copper bridge의 2가지 열 설계를 통해 카메라 모듈과 렌즈 간의 온도차 감소 효과를 확인하였다. MLI 열 설계는 임무 탑재체 카메라의 렌즈의 온도를 상승시켜 상온에 가깝게 하였으며, UHF/VHF antenna 및 S-band antenna의 허용온도범위를 만족시켰다.

본 논문에서는 국내에서 최초로 개발된 6U급 초소형 위성 HiREV에 대해서 다양한 열 해석을 수행함으로써 임무 탑재체를 위한 열 제어 시스템 설계가 잘 이루어졌음을 확인하였다.

6U급 초소형 위성은 1U 및 3U급 초소형 위성에 비하여 부피가 크고 고전력을 사용할 수 있어 미래의 우주 개발 및 탐사를 위한 복잡하고 다양한 임무를 수행할 수 있는 가능성을 내재하고 있다. 따라서 앞으로 6U급 초소형 위성의 개발이 더욱 많이 이루어질 것으로 판단된다.

본 논문의 내용은 향후에 국내 및 해외에서 더 다양하고 복잡한 임무 탑재체를 탑재한 6U급 초소형 위성을 개발할 때에 유용한 자료로 활용될 것으로 기대된다.

## 감사의 글

본 연구는 경상국립대학교 2022년 과학기술통신부의 재원으로 한국연구재단 미래우주교육센터(2022M1A3C2074536)의 지원을 받았으며 이에 감사드립니다.

## References

1. Shin HS, Shin HS, Kim MK, Kim HK, Kim HD, On-orbit thermal analysis and design of 6U HiREV Nano-Satellite, Proceedings of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2018 Spring Conference, Apr 2018.
2. Corpino S, Caldera M, Nichele F, Masoero M, Viola N, Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit, Acta Astronaut. 115, 247-261 (2015). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.05.012>
3. Kang SJ, Ha HW, Oh HU, On-orbit thermal analysis of pico-class satellite STEP Cube Lab for verification of fundamental space technology, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 42, 795-801 (2014). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.9.795>

4. Yoo JG, Jin H, Seon JH, Jeong YH, Glaser D, Lee DH, et al., Thermal analysis of TRIO-CINEMA mission, *J. Astron. Space Sci.* 29, 23-31 (2012). <https://doi.org/10.5140/JASS.2012.29.1.023>
5. Chandrashekar S, Thermal analysis and control of MIST CubeSat, Master Thesis, KTH Royal Institute of Technology School of Electrical Engineering (2016).
6. Oh HU, Park TY, Numerical investigation of on-orbit thermal characteristics for cube satellite with passive attitude stabilization method, *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 42, 423-429 (2014). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.5.423>
7. Bulut M, Sozbir N, Analytical investigation of a nanosatellite panel surface temperatures for different altitudes and panel combinations, *Appl. Therm. Eng.* 75, 1076-1083 (2015). <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2014.10.059>
8. Escobar E, Diaz M, Cristóbal Zagal J, Evolutionary design of a satellite thermal control system: real experiments for a CubeSat mission, *Appl. Therm. Eng.* 105, 490-500 (2016). <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2016.03.024>
9. NASA, NASA repurposes passive thermal-control technology for CubeSats (2016) [Internet], viewed 2023 Jun 20, Available from: <http://www.nasa.gov/feature/goddard/2016/nasa-repurposes-passive-thermal-control-technology-for-cubesats>
10. Eken M, Modular heat dissipation technique for a CubeSats, No. AFIT-ENY-15-S-73, Theses and Dissertations, Air Force Institute of Technology Wright-Patterson AFB OH Graduate School of Engineering and Management (2015).
11. Funase R, Ikari S, Miyoshi K, Kawabata Y, Nakajima S, et al., Mission to earth-moon lagrange point by a 6U cubeSat: EQUULEUS, *IEEE Aerospa. Electron. Syst. Mag.* 35, 30-44 (2020). <https://doi.org/10.1109/MAES.2019.2955577>
12. Kim HK, Jo Y, Choi S, Multi-objective optimization of node-based spacecraft radiator design, *J. Spacecr. Rockets.* 51, 1695-1708 (2014). <https://doi.org/10.2514/1.A32763>
13. Kim HK, Choi S, Park SO, Lee KH, Node-based spacecraft radiator design optimization, *Adv. Space Res.* 55, 1445-1469 (2015). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2014.09.007>
14. Gilmore DG, *Spacecraft Thermal Control Handbook*, 2nd ed. (Aerospace Press, El Segundo, CA, 2002).
15. C&R Technologies, Sinda/Fluint Manual (1993) [Internet], viewed 2023 Jun 20, available from: <https://usermanual.wiki/Document/SINDAFLUINTUSERSMANUAL.1284231692>
16. Lee SI, Lee SM, Park DH, Analysis of thermal properties in LED package by via hole of FR4 PCB, *J. Korean Inst. Illum. Electr. Install. Eng.* 24, 57-63 (2010). <https://doi.org/10.5207/JIEIE.2010.24.12.057>
17. MatWeb, Your Source for Materials Information (nd) [Internet], viewed 2023 Jun 20, available from: <http://www.matweb.com>

## Author Information

**신 한 섭** h0611s@naver.com



과학기술연합대학원에서 2018년 석사학위를 취득하였다. 2018년부터 한국항공우주산업(주)에서 선임연구원으로 재직하고 있으며, 현재는 425SAR 군정찰 위성, L4 태양권 미션 위성 등의 열 제어 시스템 업무를 수행하고 있다. 경상국립대학교에서 박사과정 중에 있으며, 궤도상 서비싱, 로봇 위성의 열/구조 시스템 등의 연구를 수행하고 있다.

**김 해 동** haedkim@gnu.ac.kr



2009년 KAIST에서 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주항공에서 아리랑위성 관제시스템 개발을 시작하였으며, 2000년에 한국항공우주연구원으로 이직하여 2022년 8월까지 22년 동안 아리랑 위성 1, 2, 3, 3A, 5호 및 천리안 관제시스템 개발, 아리랑 1, 2호 실무운영 책임자, 이외 초소형위성 개발, 우주쓰레기 충돌위험 분석 및 제거 기술 개발, 궤도상 서비싱 기술 개발을 위한 연구책임자를 역임하였다. 2022년 9월부터 경상국립대학교 정교수로 부임하여 군집위성 임무/궤도 설계와 해석, 초소형위성 임무 개발, 궤도상 서비싱 및 지구 재진입, 위성폐기 기술들을 연구하고 있다.