



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](#)

2020년 2월

석사학위 논문

결함안전기능이 고려된 위성용
흑체시스템에 관한 연구

조선대학교 대학원

항공우주공학과

김혜인

결함안전기능이 고려된 위성용 흑체시스템에 관한 연구

A Study on the Spaceborne On-board Blackbody System
with Fail-safe Function on Heat Pipe

2021년 2월 25일

조선대학교 대학원

항공우주공학과

김혜인

결함안전기능이 고려된 위성용
흑체시스템에 관한 연구

지도교수 오 현 웅

이 논문을 공학 석사학위 신청 논문으로 제출함.

2020년 10월

조선대학교 대학원

항 공 우주 공 학 과

김 혜 인

김혜인의 석사학위논문을 인준함

위원장 조선대학교 겸임교수 유 영 준 (인)

위 원 조선대학교 교수 오 현 웅 (인)

위 원 조선대학교 교수 안 규 백 (인)

2020년 11월

조선대학교 대학원

목 차

| | |
|-----------------------------------|-----|
| LIST OF FIGURES | vii |
| LIST OF TABLES | ix |
| ABSTRACT | x |
| | |
| 제 1 장 서 론 | 1 |
| | |
| 제 2 장 흑체복사 이론 | 10 |
| | |
| 제 3 장 종래 비균일출력특성 교정용 흑체 시스템 | 13 |
| | |
| 제 4 장 제안된 흑체의 열설계 | 18 |
| | |
| 제 5 장 흑체시스템의 해석적 유효성 검토 | 23 |
| 제 1 절 궤도 열해석 조건 및 해석모델 | 23 |
| 제 2 절 궤도 열해석 결과 | 30 |
| 1. 흑체 온도상승 및 표면온도구배 | 30 |
| 2. 대표표면온도 추정 | 31 |

| | |
|---------------------------|--------|
| 제 6 장 흑체시스템 성능검증 시험 | 40 |
| 제 1 절 성능검증시험 개요 | 40 |
| 제 2 절 성능검증시험 결과 | 43 |
| 제 7 장 결 론 | 50 |
| 【참고문헌】 | 51 |
| 【연구실적】 | 54 |

LIST OF FIGURES

| | | |
|----------------|---|----|
| Fig. 1 | Spectrum of Electromagnetic Radiation [1] | 4 |
| Fig. 2 | Transmittance of Atmosphere [2] | 5 |
| Fig. 3 | Comparison of the NUC Results ((a) Before Correction, (b) Result of NUC) [21] | 6 |
| Fig. 4 | OLI On-board Calibration System [12] | 7 |
| Fig. 5 | Operation Concept for IR Detector Calibration ((a) Calibration Mode (b) Imaging Mode) [13-15] | 8 |
| Fig. 6 | MODIS On-board Calibration System [16-18] | 9 |
| Fig. 7 | Spectral Blackbody Emissive Power [26] | 12 |
| Fig. 8 | Operation Concept for IR Detector Calibration ((a) Calibration Mode (b) Imaging Mode)[19] | 15 |
| Fig. 9 | Configuration of Conventional On-board Blackbody System [20] | 16 |
| Fig. 10 | Heater, Heat pipe and Temperature Sensor Position of Conventional On-board Blackbody System ((a) Heater and Heat pipe Position, (b) Temperature Sensor Position) [19] | 17 |
| Fig. 11 | Configuration of Proposed On-board Blackbody System ((a) Overall View, (b) Detail View of Heat Pipe, (c) Detail View of Heater) 21 | |
| Fig. 12 | Thermal Mathematical Model of Blackbody | 24 |
| Fig. 13 | On-orbit Profile used for Thermal Analysis ((a) Worst Hot Case, (b) Worst Cold Case) | 29 |
| Fig. 14 | Temperature Profile on Blackbody Surface and Radiator | 32 |
| Fig. 15 | Temperature Profile on Blackbody Surface and Radiator in Heat Pipe Failure Case | 33 |
| Fig. 16 | Temperature Distribution on Blackbody Surface in Heating Range ((a) Worst Hot Case (b) Worst Cold Case) | 34 |
| Fig. 17 | Temperature Distribution on Blackbody Surface in Cooling Range ((a) Worst Hot Case (b) Worst Cold Case) | 36 |

Fig. 18 Temperature Distribution on Blackbody Surface in One Heat Pipe Failure Case ((a) Heating Range (b) Cooling Range)38
Fig. 19 Estimation Accuracy of Blackbody in Cooling Range39
Fig. 20 Block Diagram of Test Set-up41
Fig. 21 Temperature Profile of Heat-up Test at Hot Case44
Fig. 22 Temperature Contour Maps on the BB Surface Measured by IR Camera at Hot Case ((a) AT = 40° C, (b) AT = 20° C)45
Fig. 23 Temperature Profile of Heat-up Test at Cold Case46
Fig. 24 Temperature Contour Maps on the BB Surface Measured by IR Camera at Cold Case ((a) AT = 40° C, (b) AT = 30° C, (c) AT = 20° C, (d) AT = 10° C, (e) AT = 0° C)49

LIST OF TABLES

| | |
|---|----|
| Table 1 Power and On/Off Set-point of Heaters | 22 |
| Table 2 Thermo-physical Properties used for Thermal Analysis | 25 |
| Table 3 Optical Properties used for Thermal Analysis | 26 |
| Table 4 Thermo Coupling Condition for Thermal Analysis | 27 |
| Table 5 Orbit Parameter of Blackbody used for Thermal Analysis | 28 |
| Table 6 Test Cases of Blackbody Heat-up Test | 42 |

ABSTRACT

A Study on the Spaceborne On-board Blackbody System with Fail-safe Function on Heat Pipe

by Kim, Hye-In

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

Department of Aerospace Engineering

Graduate School of Chosun University

The infrared (IR) Sensor has been applied to the observation satellite for military purpose, surveillance, and environmental sciences. IR Sensor has non-uniformity caused by the time elapses and repetitive on/off operation in-orbit in a wide range of reference temperature and it causes degradation of the IR image quality. In order to acquire a high quality IR image, the non-uniformity characteristic of the IR sensor should be calibrated using blackbody system to provide radiance temperature at various temperature ranges. For example, Olschewski et al. [1-2] proposed blackbody system mounted on Gimballed Limb Observer for Radiance Imaging of the Atmosphere (GLORIA). This blackbody system is composed multiple number of blackbody to provide various temperature. Each blackbody is controlled by thermoelectric cooling element, thereby increasing the volume and the weight of the overall system. To overcome the drawbacks of the conventional systems, Oh et al. [3-4] proposed a blackbody system, which can provide the reference temperature ranging from low to high temperature using a single blackbody and can calibrate the non-uniformity characteristics of the IR sensor. In this blackbody system, however, a temperature sensor for estimating the surface temperature of the blackbody

is embedded inside of the blackbody, thereby it increases the thickness of blackbody, and difficult to insert the sensor. A heat pipe for transporting the residual heat to the outside after heat up the blackbody is mounted perpendicular to the blackbody to minimize temperature gradient on blackbody surface. However, thermal conductance value of the heat pipe could be seriously declined due to the deflection of the heat pipe under serious launch vibration and on-orbit thermal environments. This leads to the performance degradation of the blackbody system due to the loss of heat rejection performance from the blackbody to the radiator.

In this study, we proposed an on-board blackbody system to provide representative surface temperature for radiometric non-uniformity calibration of spaceborne IR sensor at various temperatures. The thermal design for blackbody includes a heater to heat-up the blackbody and a radiator with heat-pipe to reject residual heat of the blackbody after calibration. The main advantage of the proposed blackbody is the application of dual heat pipes for implementing a fail-safe function when one heat pipe is failed in on-orbit. In addition, the thermal interface design for heat pipes installation does not affect the temperature uniformity of the blackbody, which is important factor to precisely estimate representative surface temperature. The effectiveness of the proposed design was investigated by on-orbit thermal analysis. The representative surface temperature of blackbody was also estimated based on the analysis results. In addition, blackbody heat-up test was performed under ambient condition to investigate the surface temperature uniformity of the blackbody.

Key Word : Spaceborne IR Detector, Blackbody, Non-uniformity Characteristic, Non-uniformity Correction

제 1 장 서 론

모든 물체는 절대온도 0 K (-273.15° C) 이상의 조건에서 온도에 따른 에너지를 빛의 형태로 방출한다. 이러한 복사 에너지는 분자의 진동 및 회전에 의한 에너지 준위 사이에서 발생하며, 온도가 상승함에 따라 분자 운동이 활발해 짐으로써 에너지가 커지게 된다. Figure 1의 전자기파 스펙트럼에서 나타낸 것과 같이 적외선 파장 대역은 0.76 ~ 1,000 μm 파장대역에 존재한다 [1]. 일반적으로 0.8 ~ 3 μm 대역을 근적외선 (NWIR, Near-wavelength Infrared), 3 ~ 5 μm 를 중적외선 (MWIR, Middle-wavelength Infrared), 8 ~ 14 μm 대역을 원적외선 (LWIR, Long-wavelength Infrared)로 분류한다. Fig. 2는 대기 중 입사되는 적외선의 파장에 따른 투과특성을 나타낸다. 적외선은 대기 중에 존재하는 산소, 오존, 이산화탄소, 수증기 등에 의해 일부 파장의 빛은 흡수되며, 3~5 μm 및 8~14 μm 의 영역만 투과된다 [2]. 그러나 지구에서 반사되는 열원을 감지하여 영상촬영을 수행하기에 야간에도 촬영이 가능한 장점이 있어 지구관측 위성에 널리 적용된다. 그러나 적외선 검출기는 검출기의 재료, 제조 과정, 센서의 작동 온도, 전기적 노이즈 등으로 인해 시간 경과에 따라 동일한 광원에 대한 gain과 offset이 변하게 된다 [3]. 이를 센서의 비균일 출력특성(Non-uniformity Characteristic)이라 하며, 이는 IR 센서의 이미지 품질을 저하시키는 주요 원인으로 작용한다. 따라서 Fig. 3과 같이 궤도상에서 우주용 적외선 탑재체의 영상품질 향상을 위해서는 탑재 교정용 흑체와 같이 On-board Calibration Source 제공이 가능한 교정장치를 탑재하여 주기적으로 센서의 비균일 출력특성 보정(Non-uniformity Correction, NUC)을 수행하여야 한다 [4-5]. 일반적으로, 일점 교정, 이점 교정, 다점 교정 등의 Calibration 기반의 교정 방법으로 IR 센서의 비균일 출력특성 보정을 수행한다. 이 중, 더욱 높은 정확도로 영상 센서를 교정하기 위해 두 지점 이상의 다양한 기준온도에서 교정임무를 수행하는 이점 교정 또는 다점 교정법을 주로 적용하게 된다. 이점 교정법은 두 개의 다른 기준온도에서의 적외선 복사에너지를 이용하여 검출기의 gain과 offset을 선형적으로 보상한다. 다점 교정법은 이점 교정법에서 확장된 교정법으로, 3개 이상의 기준온도를 사용하여 검출기의 응답 곡선을 여러 조각으로 분할하여 교정을 수행함에 따라 비선형적인 검출기 응답을 좀 더 정확하게 추정할 수 있다 [6-11].

이러한 교정임무 수행을 위해서는 흑체 표면에서 높은 온도 균일도를 제공하여야 하며, 흑체에 적용된 한정적인 온도센서를 활용하여 흑체의 표면온도를 정확하게 추정

할 수 있어야 한다. 지금까지 우주용 영상센서의 비균일 출력특성 보정을 위해 다양한 선행연구에서 다양한 종류의 탑재 교정장치가 개발되었다. Roy et al. [12]은 Fig. 4와 같이 교정 소스 제공을 위한 Solar Diffuser와 Blackbody로 구성된 OLI (Operational Land Imager)와 TIRS (Thermal Infrared Remote Sensor)를 제안하였다. Olschewski et al. [13-15]이 개발한 GLORIA (Gimballed Limb Observer for Radiance Imaging of the Atmosphere)는 Fig. 5와 같이 복수개의 흑체를 탑재하여 고온 및 저온의 교정온도를 제공하였으며, 흑체의 방사율을 향상시키기 위해 삼각뿔 형태의 흑체를 제안하였다. Xiong et al. [16-18]은 NASA에서 개발된 Terra 위성의 기상탐재체인 MODIS (Moderate Resolution Imaging Spectro-radiometer)에 탑재된 흑체 시스템을 개발하였다. 이는 Fig. 6에 나타난 바와 같이 저온 및 고온의 온도정보 제공이 가능한 복수의 흑체 시스템을 탑재한다. 또한, 이 외에도 다양한 종류의 흑체 시스템이 개발되었으나, 다양한 교정온도 범위 제공을 위해 복수의 흑체를 탑재하고, 온도 제어를 위해 TEC를 적용함에 따라 시스템 복잡화를 야기할 수 있는 단점이 존재한다.

전술한 흑체 시스템의 한계점 극복을 위해 Oh et al. [19-20]은 단일 흑체로 고온에서 저온에 이르는 다양한 범위의 교정온도 제공이 가능한 흑체 시스템을 제안하였다. 제안된 흑체는 기본적으로 히터, 히트파이프, 방열판, 온도센서로 구성된다. 이 연구에서는 흑체 대표표면온도 추정 시 원형 대칭의 온도구배 획득을 위해 방열판과 연결된 히트파이프의 기화부를 흑체 중앙부에 삽입하는 방식이 가장 효과적임을 보고하였다. 그러나 이러한 방식은 하나의 히트파이프만을 적용할 수 있어 히트파이프 손상 시 전체 흑체 시스템의 실패로 이어질 수 있다. 현재 설계에서 히트파이프 파손을 대비하여 복수의 히트파이프를 장착하게 될 경우, 어쩔 수 없이 흑체 표면에서 비대칭적인 온도구배가 획득된다. 이로 인해 제한된 수의 온도센서를 사용하여 흑체의 표면온도를 정확하게 추정하는 데 있어 어려움이 존재할 수 있다. 또한, 히트파이프의 안정적인 열수송 능력을 보장하기 위해서는 히트파이프 결합부를 견고하게 고정해야 한다. 이를 위해 Bonding을 적용할 경우, 궤도상 반복적인 열응력 또는 발사 진동에 의해 Bonding에 균열이 발생할 수 있다. 대안책으로 Thermal Paste를 적용할 수 있으나, 히트파이프의 열변형으로 인해 Thermal Paste가 균일하게 도포되지 못할 경우, 흑체와 히트파이프 간의 균일한 열전도율 보장이 어려울 수 있다. 따라서 흑체의 잔열을 원활하게 방출함과 동시에 흑체 표면 온도균일도를 유지하기 위해서는 히트파이프를 간단하면서도 견고하게 고정할 수 있는 대안책이 요구된다. 또한, 이 연구에서 3개의 온도센서는 높은 정확도로 흑체의 표면온도 추정을 위해 내부에 삽입되는 내장형

온도센서를 적용하였다. 그러나 온도센서 부착 시 공간이 협소하여 흑체 내부에 제대로 부착되지 않을 수 있으며, 이로 인해 흑체 표면온도 측정 시 오차가 발생할 수 있다. 따라서 기존 흑체 시스템의 성능을 보장하기 위해서는 단순하면서도 안정적인 열수송부를 가짐과 동시에 히트파이프의 Fail-safe 기능이 고려된 흑체 설계가 요구된다.

본 연구에서는 Oh et al.이 제안한 탑재 교정용 흑체 시스템에 주목하였다. 본 연구에서는 IR 센서의 비균일 출력특성 보정을 위한 다양한 기준온도 제공이 가능함과 동시에 발사 및 궤도 열환경에서도 안정적인 히트파이프 접속부를 가지는 탑재 교정용 흑체 시스템을 제안하였다. 제안된 흑체 시스템의 가장 큰 특징은 흑체와 일체형으로 구성된 플랜지에 히트파이프를 결합하는 구조로 복수의 히트파이프를 적용함에 따라 Fail-Safe 기능 구현이 가능한 것이다. 또한, 복수의 히트파이프 장착에도 대표표면온도 추정 시 중요한 요소 중 하나인 흑체 표면온도 균일도에 영향을 미치지 않도록 설계되었다. 본 연구에서는 제안된 흑체 시스템의 설계 타당성을 해석적으로 입증하기 위해 궤도 열해석을 수행하였다. 또한, 진공환경에서의 기능 검증 전, 흑체시스템의 성능 분석을 위해 Ambient 조건에서 Heat-up 시험 및 대표표면온도 추정을 실시하였다. 이를 통해 제안된 설계가 고온에서 저온에 이르는 교정온도 정보 제공 및 흑체 표면온도 추정이 가능함을 입증하였다.

본 논문의 구성으로 1장에서는 결합안전기능이 적용된 흑체시스템의 연구 제안 배경을 설명하였다.

제 2장에서는 대표적인 예시로 선정된 종래 연구에서 개발된 흑체 시스템의 한계 및 단점을 제시하였다.

제 3장에서는 결합안전기능이 적용된 흑체시스템의 설계 및 해석적 유효성 분석결과를 제시하였다.

제 4장에서는 제안된 흑체의 성능 유효성 검토를 위해 상온 조건에 대한 시험 결과를 제시하였다.

제 5장에서는 결론, 참고문헌 및 연구실적을 정리하였다.

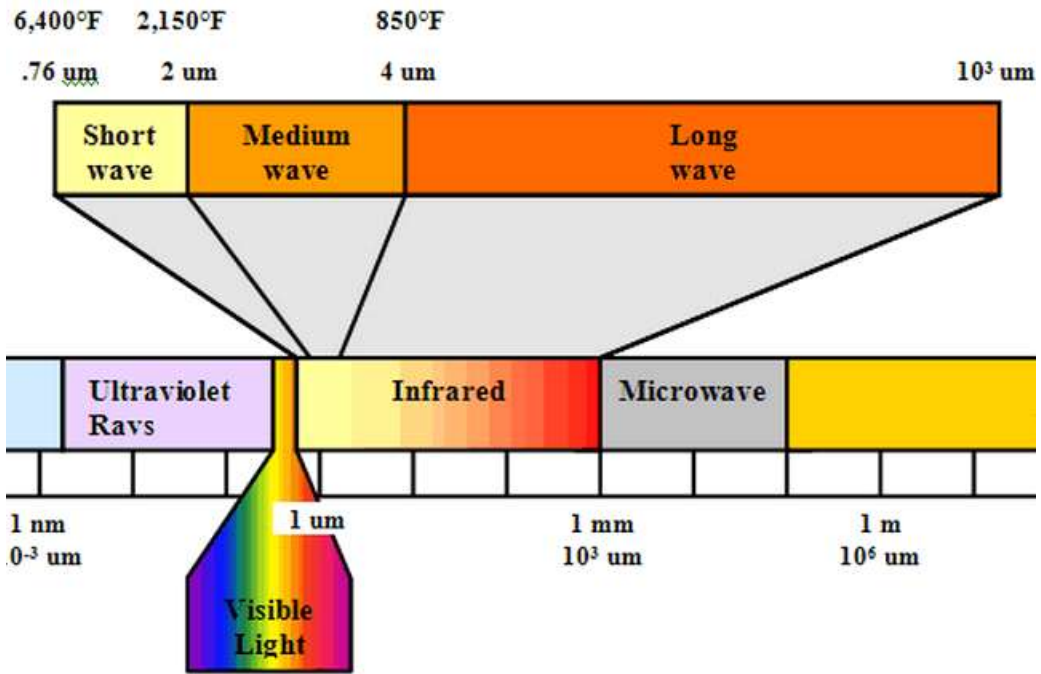


Fig. 1 Spectrum of Electromagnetic Radiation [1]

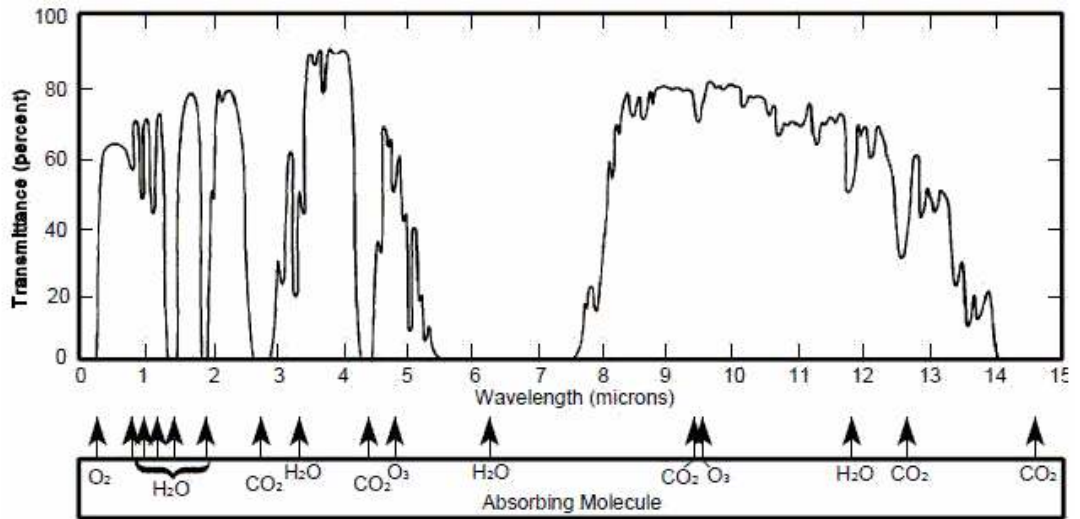
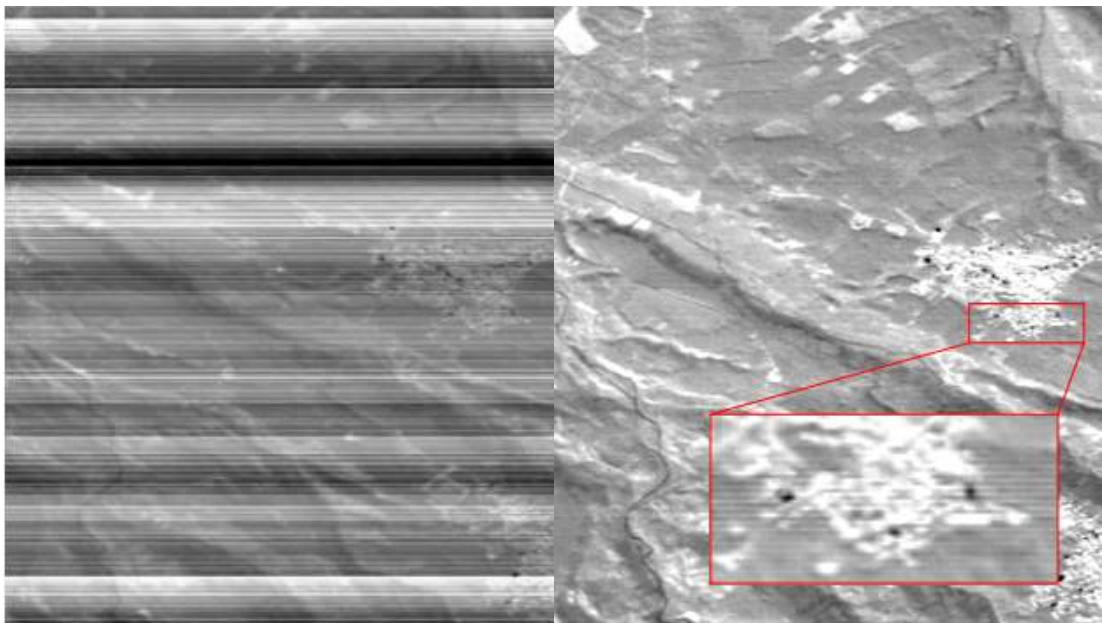


Fig. 2 Transmittance of Atmosphere [2]



(a)

(b)

Fig. 3 Comparison of the NUC Results ((a) Before Correction, (b) Result of NUC)
[21]

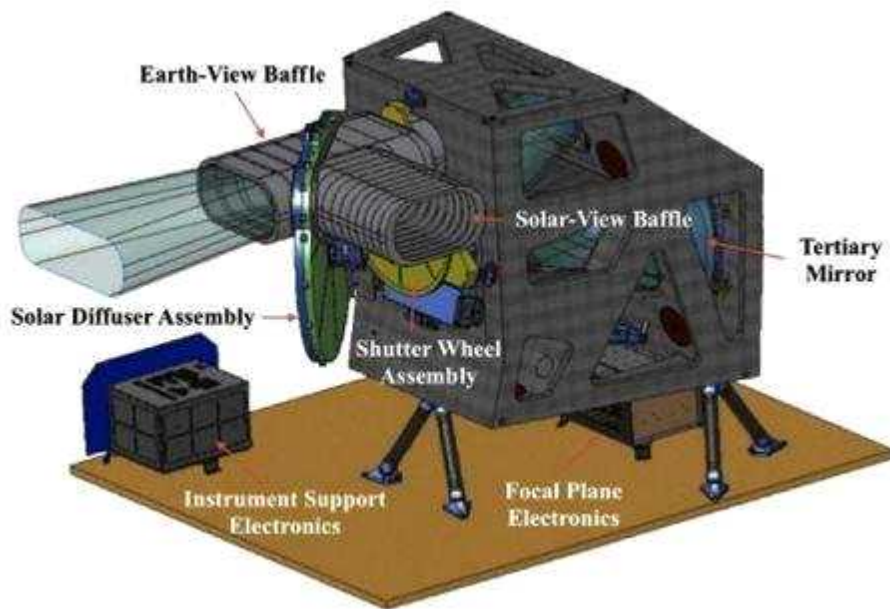


Fig. 4 OLI On-board Calibration System [12]

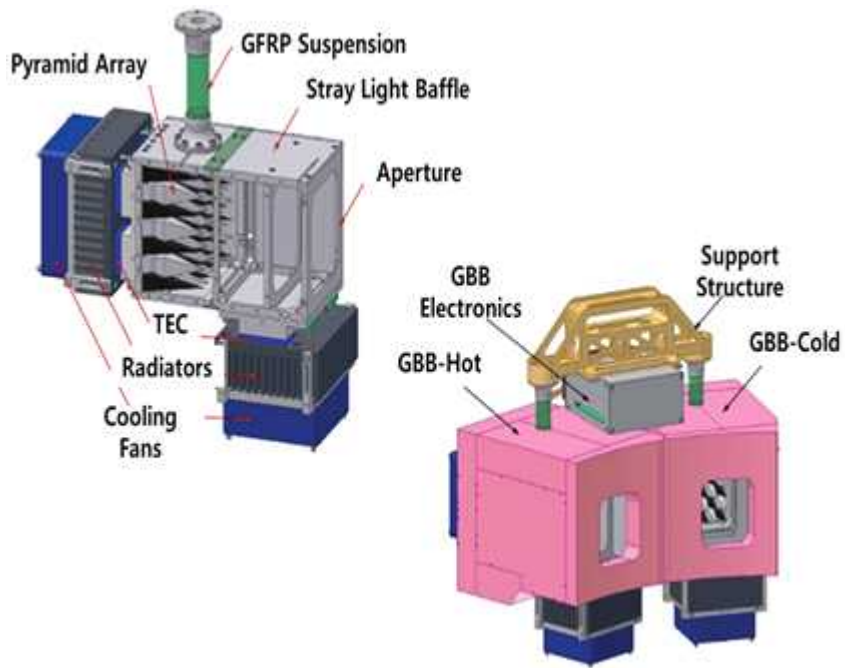


Fig. 5 Operation Concept for IR Detector Calibration ((a) Calibration Mode (b) Imaging Mode) [13-15]

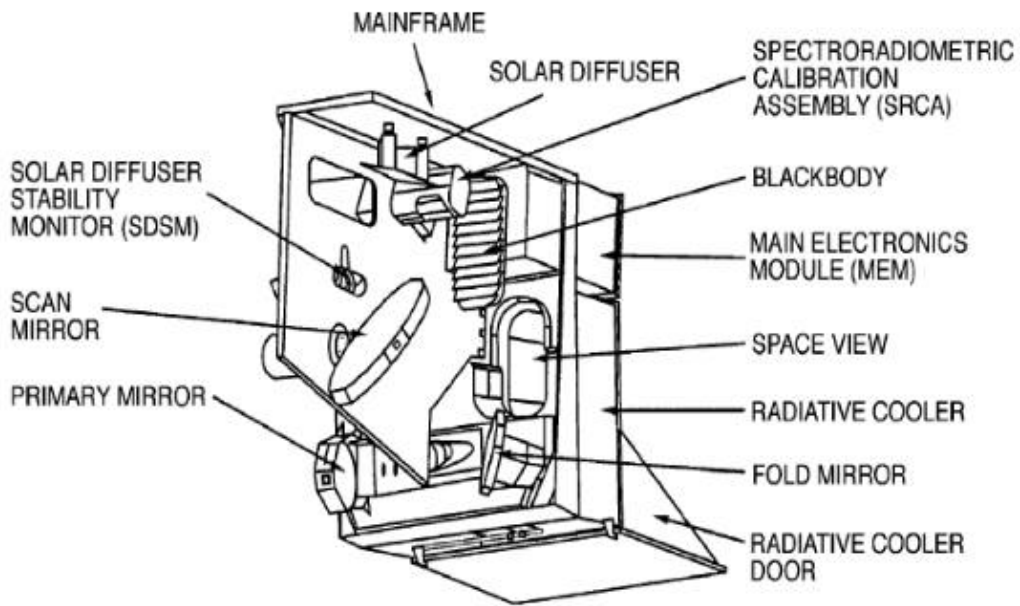


Fig. 6 MODIS On-board Calibration System [16-18]

제 2 장 흑체복사 이론

본 절에서는 흑체 시스템의 가장 기본적인 원리인 흑체 복사 이론에 대해 서술하였다. 모든 물체는 절대온도 0K (-273.15° C) 이상의 조건에서 복사에너지를 방출하며, 열적 평형상태에 도달 시 특정 파장 분포의 빛을 방출하게 된다. 이때, 물체에서 방사되는 복사 에너지의 강도는 물체의 모양이나 물질에는 무관하며, 온도와 빛의 파장에 따라 결정된다 [22-23]. 또한, 열역학적 열평형상태인 일정 온도에서 같은 파장의 복사 에너지에 대한 물체의 흡수율과 반사율의 비는 물체의 성질에 관계없이 일정한 값을 가지며, 이러한 관계를 식 (1)의 키르히호프 법칙 (Kirchhoff' s Law)로 나타낼 수 있다.

$$1 = \alpha + \rho + t \quad (1)$$

여기서 α 는 물체의 에너지 흡수율, ρ 는 반사율, t 는 투과율을 의미한다. 각 변수들은 각 물체가 흡수, 반사, 투과하는 정도에 따라 0에서 1 사이의 값을 갖는다. 여기서 흡수율이 1인 물체를 완전 흑체라 지칭할 수 있으며, 방사 에너지의 100%를 흡수한다. 완전 흑체는 완전한 흡수체임과 동시에 완전한 방사체이며, 완전 흑체의 복사 특성은 식 (2)의 플랑크 법칙 (Planck' s Law)으로 나타낼 수 있다.

$$E_b(\lambda, T) = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5 (e^{\frac{hc}{\lambda kT}} - 1)} \quad (2)$$

여기서 h 는 플랑크 상수 (Planck Constant, 6.625×10^{-34} J·s), k 는 볼츠만상수 (Boltzmann Constant, 1.38×10^{-23} J/K), c 는 빛의 속도 (3×10^5 km/s), T 는 절대온도를 나타낸다. 상기 수식을 통해 Fig. 7과 같이 온도에 따른 흑체의 스펙트럼 분포를 도출할 수 있다. 여기서 물체의 온도가 높을수록 방사되는 에너지양은 증가하며, 파장이 짧아지는 것을 알 수 있다. 또한, 각 온도 대역의 파장에서 흑체 복사의 세기가 극대화되는 지점의 파장은 빈의 법칙 (Wien' s Law)로 산출할 수 있다.

$$\lambda_{max} = \frac{2.898 \times 10^{-3}}{T} \quad (3)$$

여기서 λ_{max} 는 최대 복사 강도, T 는 흑체의 절대온도를 의미한다. 예를 들어, 태양의 경우는 표면온도가 6,000 K 정도이며, 최대 파장은 0.5 μm 정도로 가시광선 영역

의 파장이 우세함을 알 수 있다.

또한, 흑체에서 단위 면적당 방출되는 총 에너지량은 식 (4)의 스테판-볼츠만 법칙 (Stefan-Boltzmann's Law)로 산출할 수 있으며, 이는 단위 면적당 복사 에너지가 절대 온도의 4제곱에 비례함을 나타낸다.

$$E = \sigma T^4 \quad (4)$$

여기서 E 는 에너지 밀도, σ 는 슈테판-볼츠만상수($5.6704 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2/\text{K}^4$), T 는 흑체의 절대온도를 의미한다. 상기의 법칙을 통해, 표면온도가 2배 상승할 경우 최대 파장은 2배 짧아지며, 단위 면적당 방출되는 총 에너지는 16배 증가함을 알 수 있다. 이를 통해, 물체 온도에 따른 파장 및 복사량 산출이 가능하다.

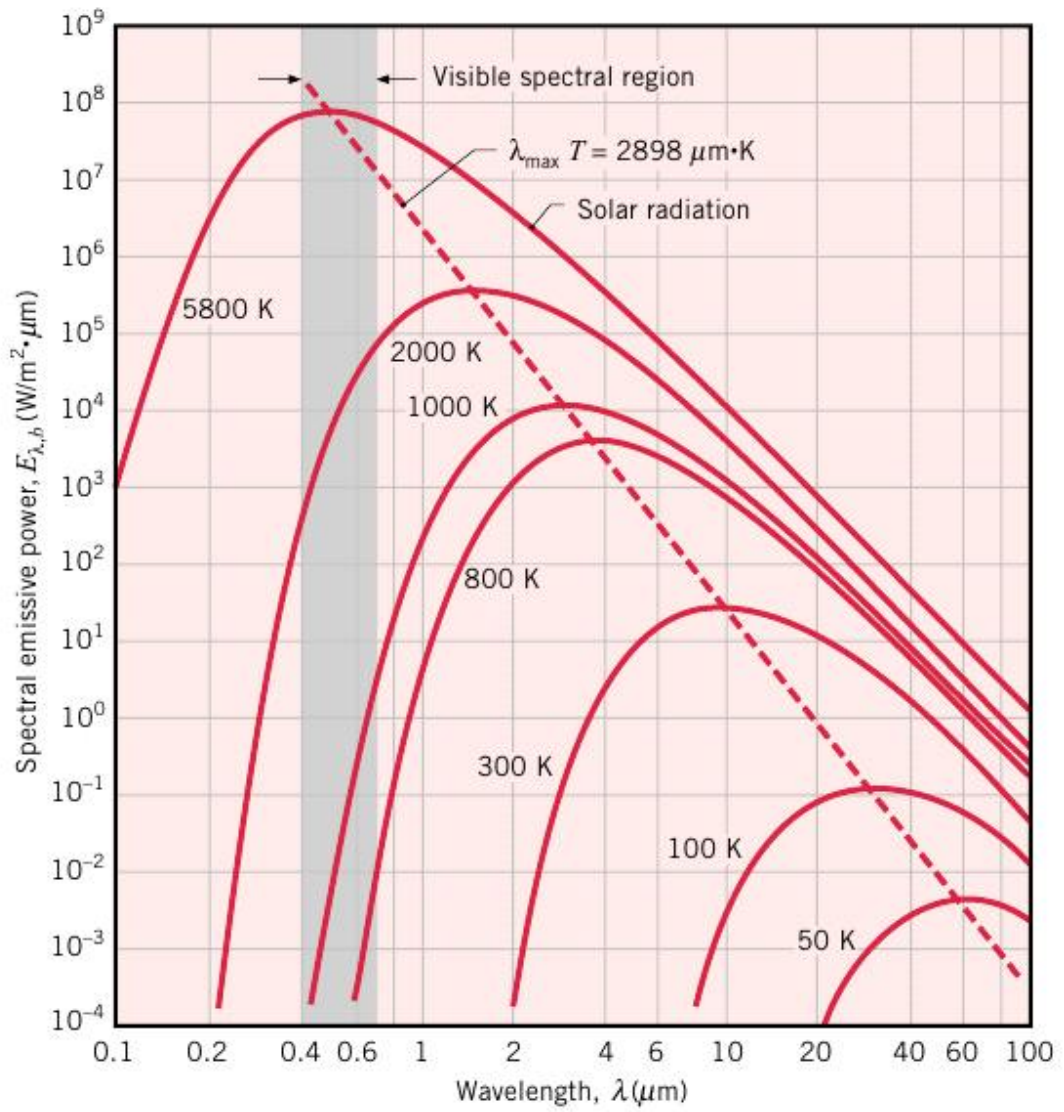


Fig. 7 Spectral Blackbody Emissive Power [26]

제 3 장 종래 비균일출력특성 교정용 흑체 시스템

종래의 흑체 시스템은 교정반사경 구동장치를 이용하여 주기적으로 IR 센서의 교정 임무를 수행한다. 교정임무 수행 시 Fig. 8 (a)와 같이 교정 반사경 구동장치를 전개시켜 흑체를 지향하게 되며, 교정미러를 통해 방사 교정온도를 제공받는다. 적외선 검출기의 교정이 완료된 후 주요 임무 수행을 위해 Fig. 8 (b)와 같이 교정반사경 구동장치를 수납하여 주 광학 경로를 확보한다.

종래의 흑체의 주된 설계 요구조건은 적외선 검출기의 비균일 출력특성 보정을 위해 영상촬영 범위인 0° C에서 40° C에 이르는 온도정보 제공이 가능해야하며, 교정임무 수행 시 적외선 검출기를 균일하게 보정하기 위해 교정구간에서 1° C 이하의 흑체 표면온도구배가 획득되어야 한다. 또한, 고품질의 적외선 영상 획득을 위해서는 주기적으로 영상촬영 수행 전 한 번의 교정임무 수행이 가능해야 한다. 이를 충족시키기 위해 Oh et al. [19]은 Fig. 9와 같이 히트파이프, 히터, 방열판으로 구성된 단일 흑체 시스템을 제안하였다. 상기 흑체 시스템은 고온의 기준온도 제공을 위해 흑체 뒷면에 2개의 히터를 적용하였으며, 흑체 표면온도 상승 후 잔열을 수송을 위해 히트파이프와 방열판을 적용하였다.

종래의 연구에서는 온도센서를 활용한 흑체의 대표표면온도 추정을 위해 흑체 표면에서의 온도구배 최소화 및 원형대칭 형태의 온도구배 획득을 위해서 Fig. 10 (a)와 같이 히트파이프 기화부를 흑체 중앙부에 삽입하는 방식이 가장 적합한 것을 확인하였다 [19]. 그러나 흑체의 표면온도 상승 후 잔열 수송을 위한 히트파이프가 단일로 구성되어 있어 히트파이프에 손상이 발생할 경우 전체 흑체 시스템의 실패로 이어질 수 있다. 그러나 현 설계안에서, Fail-safe 기능 구현을 위해 흑체 중앙에 복수개의 히트파이프를 장착하게 될 경우, 흑체 표면에서 비대칭적인 온도구배가 획득됨에 따라 온도센서를 활용한 대표표면온도 추정이 복잡해지고 어려워질 수 있다. 또한, 흑체의 잔열을 원활하게 수송하기 위해서는 흑체 후면에 삽입된 히트파이프 기화부와 흑체 간의 열전도도가 중요한 인자로 작용한다. 히트파이프를 견고하게 고정하기 위해 Thermal Bonding을 적용 시 방사 진동 및 궤도 열환경에서의 열응력에 의해 본딩부에 균열이 발생할 수 있다. 대안책으로 Thermal Paste를 적용할 수 있으나, 히트파이프에 열변형이 발생하게 되면 Thermal Paste의 접촉조건이 달라져 흑체와 히트파이프 간의 열전도도가 변화할 수 있다. 또한, 흑체의 표면온도를 정밀하게 추정하기 위해 Fig. 10 (b)

와 같이 흑체 내부에 삽입되는 온도센서를 적용하였다. 그러나 흑체 내부에 온도센서 부착 시 공간이 협소하여 부착작업이 어려우며, 부착 시 흑체에 제대로 밀착되지 않아 온도 추정 시 오차가 발생할 수 있다. 따라서 시스템 신뢰성 관점에서 잠재적인 위험을 감소시키기 위해서는 안정적인 히트파이프 접속부를 가짐과 동시에 흑체 외부에 온도센서를 부착하더라도 높은 신뢰도로 표면온도 추정이 가능한 흑체 시스템 개발이 요구된다.

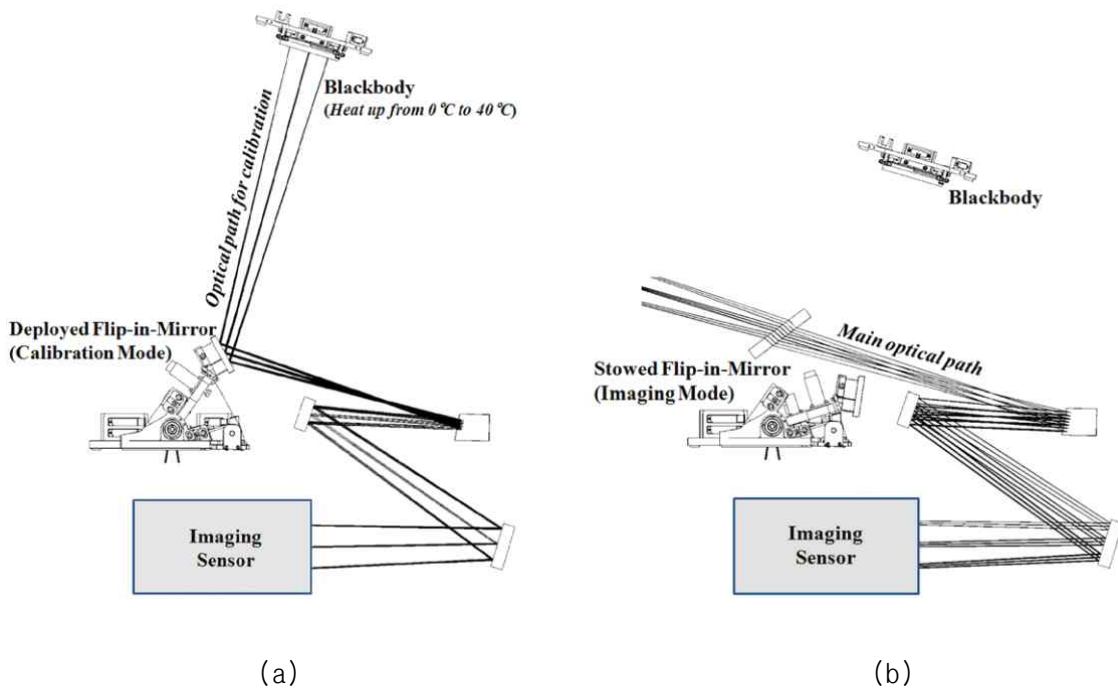


Fig. 8 Operation Concept for IR Detector Calibration ((a) Calibration Mode (b) Imaging Mode) [19]

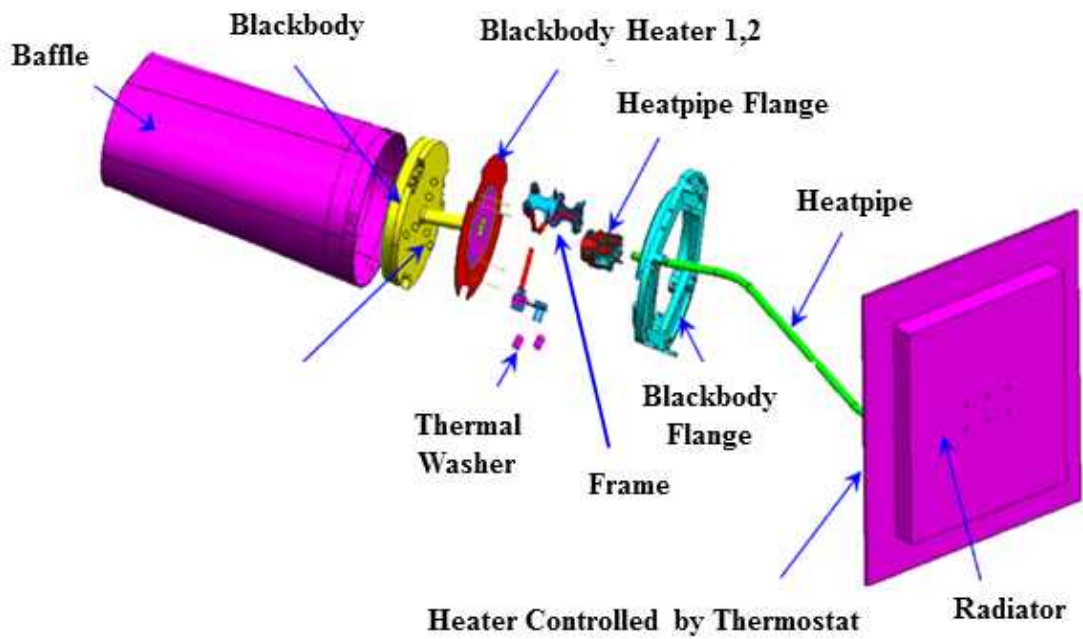


Fig. 9 Configuration of Conventional On-board Blackbody System [20]

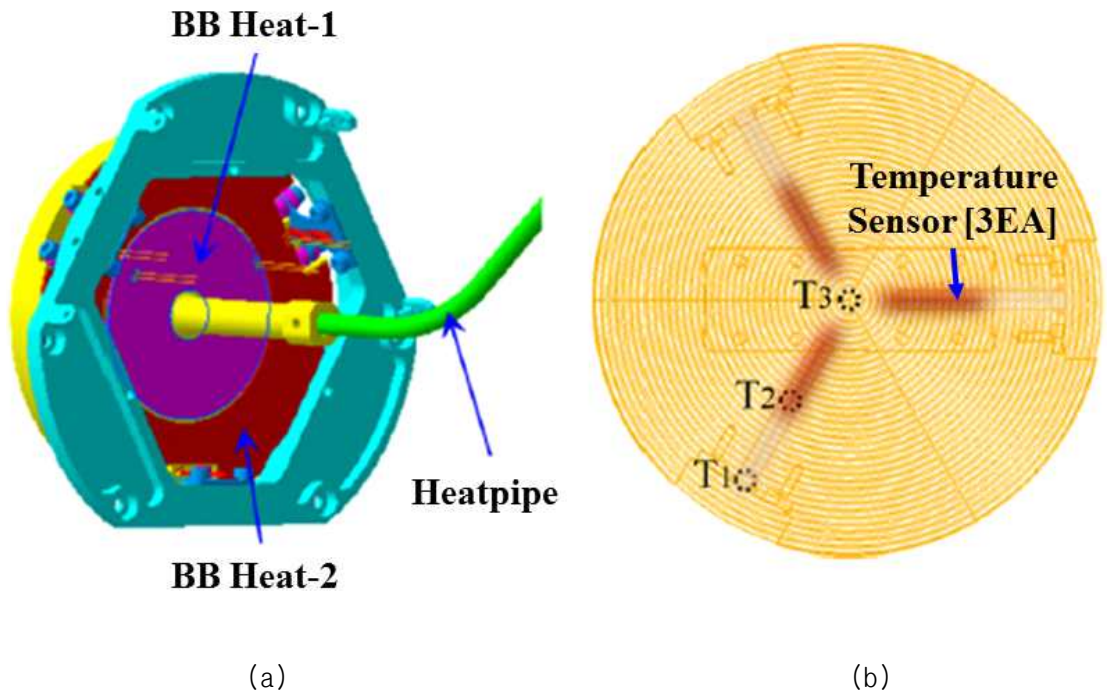


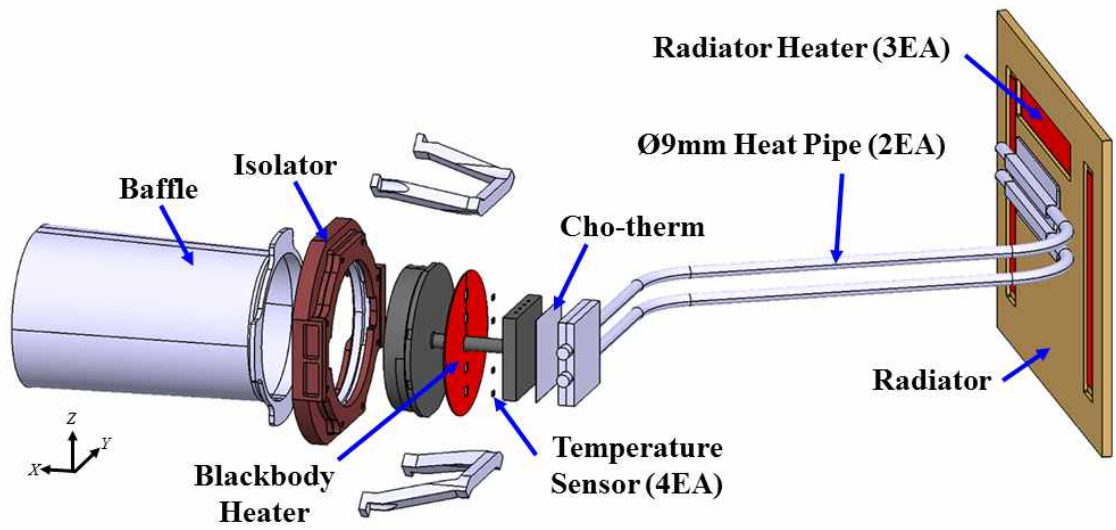
Fig. 10 Heater, Heat pipe and Temperature Sensor Position of Conventional On-board Blackbody System ((a) Heater and Heat pipe Position, (b) Temperature Sensor Position) [19]

제 4 장 제안된 흑체의 열설계

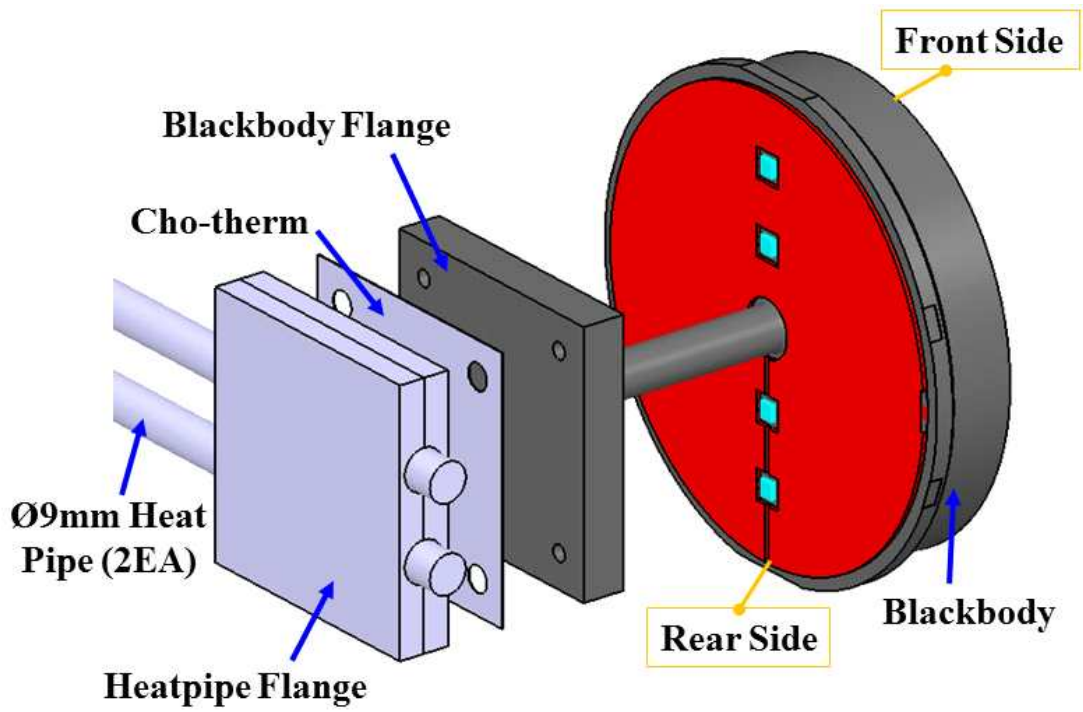
본 논문에서 제안한 흑체 시스템의 주요 설계 요구조건은 교정구간에서 1°C 이내의 흑체 표면 온도구배 획득이 가능해야 한다. 고온의 교정온도 제공을 위해 500초 이내에 흑체 표면온도를 40°C 까지 상승이 가능하고, 10,800초 이내에 0°C 이하로 회복되어야 한다. 이와 같은 요구조건을 충족하기 위해 본 논문에서 제안한 흑체 시스템은 Fig. 11 (a)와 같이 0°C 에서 40°C 에 이르는 기준온도 제공이 가능한 히터, 흑체 표면 온도상승 후 잔열을 위성체 외부로 방출하기 위한 히트파이프 및 방열판으로 구성된다. 또한, 원하는 시점에서 언제든지 교정임무 수행이 가능하도록 비운용 시 흑체 표면온도를 일정하게 유지하기 위해 방열판 히터를 적용하였다. 추가로, 흑체 전면부에는 주변으로부터의 잡광을 차단하기 위한 Baffle이 존재하며, 흑체와의 열교환을 차단하기 위해 별도의 Isolator가 적용된다.

히트파이프는 Fig. 11 (b)와 같이 흑체 후면의 플랜지 I/F에 볼트로 체결되며, 히트파이프와 흑체 플랜지 사이에는 원활한 열교환을 위해 Cho-therm이 적용된다. 따라서 종래의 삽입형 히트파이프보다 흑체와 접촉되는 면적이 넓어지고, 볼트로 체결됨에 따라 발사진동환경 및 궤도 열환경에서도 안정적인 열 수송부 구현이 가능하다. 또한, 히트파이프가 플랜지에 장착되는 형태로 Redundancy 히트파이프를 포함하여 총 두 개의 히트파이프를 장착할 수 있다. 이에 따라 Fail-safe 기능 구현이 가능하여 하나의 히트파이프에 결함이 발생하더라도 안정적인 성능 유지가 가능하다. 또한, Fig. 11 (c)와 같이 흑체 후면부에 교정온도 제공을 위한 40.383W의 히터와 대표표면온도 추정을 위해 PT100 온도센서를 적용하였다. 온도센서의 경우, 흑체 표면에서 원형 대칭형태의 온도구배가 나타날 것으로 예상되어 2개의 온도센서를 흑체의 반지름 길이 방향을 따라 온도센서를 부착하였다.

또한, 흑체 비운용 시 흑체 표면온도를 일정 온도로 유지하기 위해 방열판에 10W의 히터가 3장 배치되며, 17°C 에서 23°C 의 온도범위에서 Thermostat으로 제어된다. 본 흑체 시스템에 적용된 히터의 용량 및 On/Off 설정치를 Table 1에 나타내었다. 본 논문에서 제안된 흑체의 열설계는 흑체의 전면부에 0.98의 방사율을 갖는 Acktar Black Coating을 적용하였으며, 흑체 전면부 및 OSR을 제외한 모든 부분은 MLI (Multi-layer Insulation)를 적용하였다.



(a)



(b)

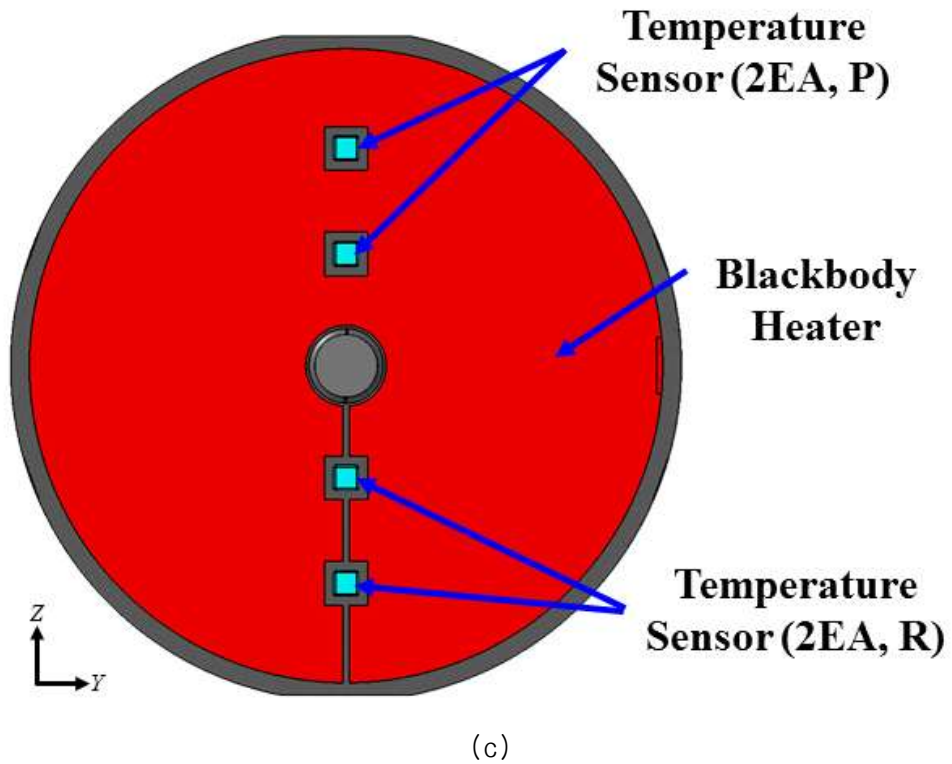


Fig. 11 Configuration of Proposed On-board Blackbody System ((a) Overall View, (b) Detail View of Heat Pipe, (c) Detail View of Heater)

Table 1 Power and On/Off Set-point of Heaters

| Item | Power (W) | On/Off Set-point (°C) | Remark |
|------------------|------------------|------------------------------|--------------------------|
| Blackbody Heater | 40.383 | - | - |
| Radiator Heater | 30 | 17 / 23 | At Calibration Range |
| | | -18 / -12 | At Non-calibration Range |

제 5 장 흑체시스템의 해석적 유효성 검토

제 1 절 궤도 열해석 조건 및 해석모델

Figure 12는 제안된 흑체 시스템의 열설계 유효성을 검증하기 위해 구축된 열해석 모델을 나타낸다. 상기 열해석 모델은 교정온도 제공을 위한 원형 흑체, 잔열 방출을 위한 방열판으로 구성되며, 추가로 흑체에 열적 영향을 주는 위성체를 모사하였다. 열해석 모델 단순화를 통해 해석시간을 단축시키기 위해 흑체 앞단의 그루브를 대신하여 동일한 무게를 갖는 평판으로 구축하여 해석을 수행하였다. 또한, 방열판과 흑체 사이의 히트파이프는 열모델 단순화를 위해 Contactor를 이용하여 모사하였으며, 수치해석적으로 도출된 수치인 2.294 W/K을 적용하였다. 열해석 모델에서 적용된 열적 체적 물성치 및 광학 물성치는 Tables 2, 3에 나타내었으며, 각 부품간 접촉조건을 Table 4에 나타내었다. 또한, 해석 시 적용된 Worst Hot 및 Cold에서의 궤도 조건을 Table 5에 요약하였으며, 각 궤도 프로파일은 Fig. 13에 나타내었다. 해석 시 궤도 조건은 일구간에서는 태양전지판이 태양을 지향하는 자세로 운용되며, 식구간에서는 광학계가 지구 지향하는 자세로 운용된다. 열해석 시 적용된 위성체 경계조건은 Worst Cold, Worst Hot 각각 15° C, 25° C로 적용하였다. 본 연구에서 열해석 모델은 상용 S/W인 CAD 기반의 Thermal Desktop [24]으로 구축되었다. 또한, SINDA/FLUINT [25]를 통해 온도분포 해석을 수행하였다. 구축된 열해석 모델의 총 노드 수는 657개이며, 히터의 발열을 모사하기 위해 3개의 Heat Load가 적용되었다.

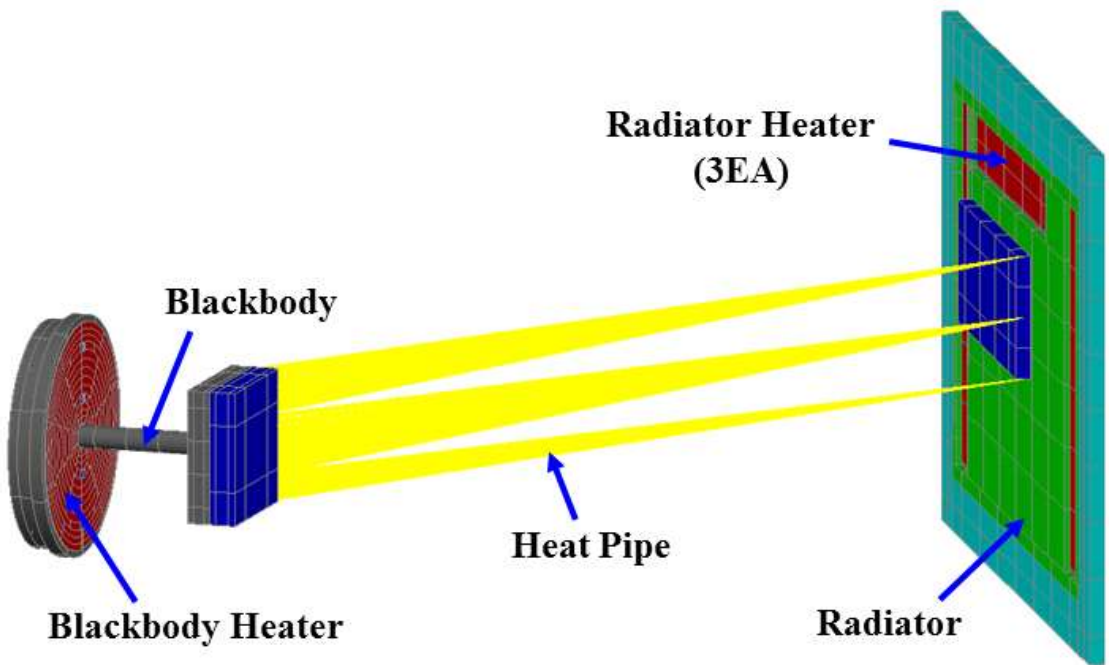


Fig. 12 Thermal Mathematical Model of Blackbody

Table 2 Thermo-physical Properties used for Thermal Analysis

| Items | Material | Conductivity (W/m/K) | Density (kg/m³) | Specific Heat (J/kg/K) |
|------------------------|-----------------|---------------------------------|---------------------------------------|-----------------------------------|
| Blackbody, Radiator | Al-6063 | 200 | 2,768 | 879.2 |
| Baffle, S/C | Al-6061 | 170 | 2,768 | 879.2 |
| Heater | Heater | 0.12 | 1,410 | 1,090 |
| Isolator 1 | G10 | 0.288 | 1,850 | 1,400 |
| Isolator 2 | Titanium | 17 | 4,430 | 1,590 |

Table 3 Optical Properties used for Thermal Analysis

| Items | Optical Property | Absorptivity (α) | Emissivity (ϵ) | α/ϵ |
|---|-------------------------|---------------------------|---------------------------|-------------------|
| Blackbody (Front Side) | Acktar Black Coating | 0.98 | 0.98 | 1 |
| Radiator (Rear Side), Blackbody Flange, Heater, Baffle, S/C | MLI | 0.05 | 0.05 | 1 |
| Radiator (Front Side) | OSR (EOL) | 0.24 | 0.80 | 0.30 |
| Solar Panel (Rear Side) | White Paint (EOL) | 0.70 | 0.90 | 0.78 |

BOL: Beginning-of-Life

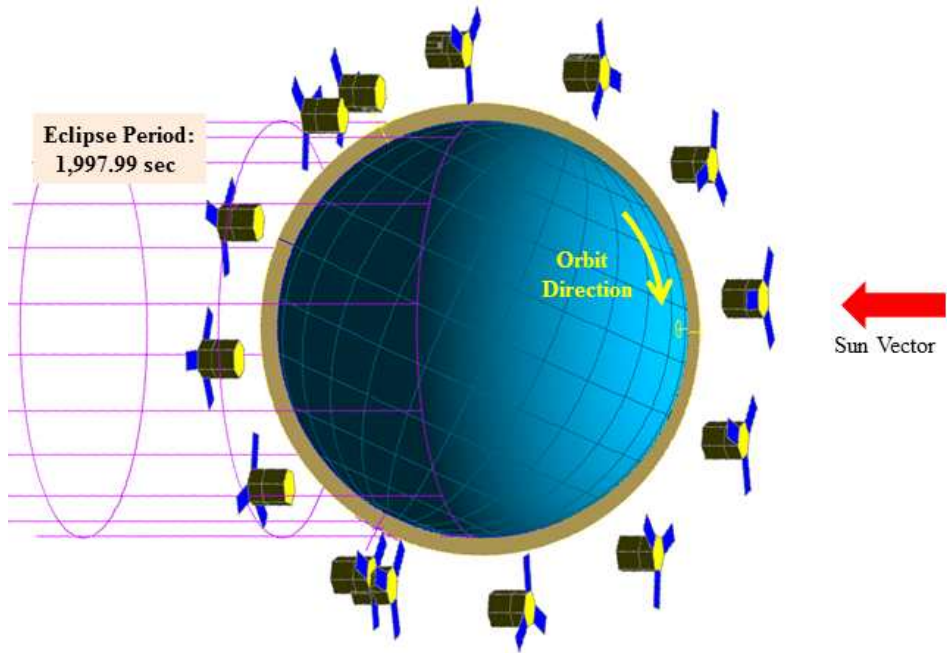
EOL: End-of-Life

Table 4 Thermo Coupling Condition for Thermal Analysis

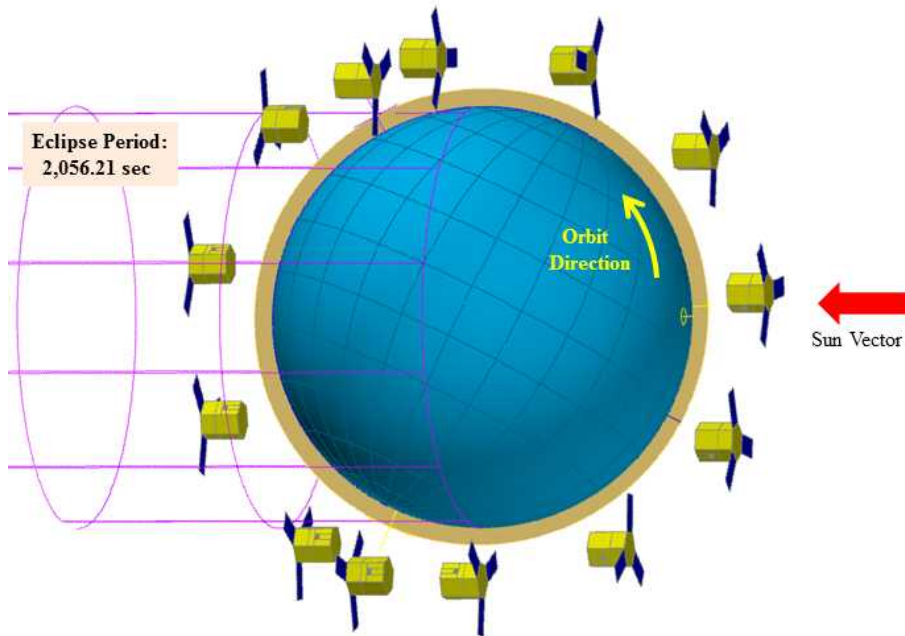
| Component | | Value | Remark |
|------------------|--------------------|---------------------------|-----------------------|
| From | To | | |
| BB Flange | Radiator Flange | 2.294 W/K | Heat Pipe Normal Ope. |
| | | 1.147 W/K | One Heat Pipe Failure |
| Blackbody | Isolator | 48 W/m ² /K | Thermal Washer |
| Isolator | Baffle | 48 W/m ² /K | Thermal Washer |
| Blackbody Heater | Blackbody | 2,000 W/m ² /K | Coupling |
| Radiator Heater | Radiator | 2,000 W/m ² /K | Coupling |
| Blackbody | Temperature Sensor | 2,000 W/m ² /K | Coupling |

Table 5 Orbit Parameter of Blackbody used for Thermal Analysis

| Items | Hot Case | Cold Case |
|---|-----------------------|-----------------------|
| Orbit Type | Sun Synchronous Orbit | |
| Altitude (km) | 561 | |
| Orbital Inclination Angle (deg) | 97.64 | |
| LTAN | 14:04 | |
| Orbital Period (mins) | 95.88 (Eclipse:33.30) | 98.88 (Eclipse:34.27) |
| Right Ascension of Ascending Node (RAAN, deg) | 301 | 121 |
| Solar Constant (W/m ²) | 1,420 | 1,287 |
| Albedo Coefficient | 0.35 | 0.3 |
| Earth IR Flux (W/m ²) | 249 | 227 |



(a)



(b)

Fig. 13 On-orbit Profile used for Thermal Analysis ((a) Worst Hot Case, (b) Worst Cold Case)

제 2 절 케도 열해석 결과

1. 흑체 온도상승 및 표면온도구배

제안된 흑체 시스템의 열설계 유효성을 입증하기 위해 Fig. 12와 같이 구축된 열해석 모델을 기반으로 케도 열해석을 수행하였다. Figure 14은 히트파이프 정상작동 시 흑체 온도 프로파일을 나타낸다. 히트파이프가 모두 정상 운용될 경우, Worst Hot, Cold 조건 각각 42.36°C , 41.38°C 까지 표면온도 상승이 가능하며, 흑체 온도 하강 시 최대 5,793초가 소요된다. 또한, Fig. 15은 하나의 히트파이프에 파손 발생 시에 대한 온도 프로파일을 나타낸다. 히트파이프 파손 시에도 정상상태와 마찬가지로 고온의 교정온도 제공을 위해 흑체 가열 시 42.18°C 까지 가열이 가능하며, 저온의 교정온도 제공을 위해 표면 온도 하강 시 6,081초가 소요된다. 상기 결과를 통해 모든 조건에서 흑체 요구조건인 10,800초 이내에 표면 온도 하강이 가능함을 확인하였다.

Figures 16은 Worst Hot 및 Cold 조건에서 흑체의 표면온도 상승 시 흑체 표면온도 구배를 나타낸다. 흑체의 표면온도 상승 시 평균온도가 약 39.82°C 일 때 최대 0.29°C 의 온도구배를 나타낸다. 또한, Fig. 17은 표면온도 하강구간에서의 흑체 표면온도구배를 나타낸다. 표면온도 하강구간에서는 흑체 표면의 평균 온도가 약 40.04°C 일 때 최대 0.25°C 의 온도구배를 나타낸다. 이와 같이 표면온도 상승구간에서 낮은 온도구배를 보이지만, 히터의 작동으로 인하여 흑체 표면에서 비대칭적인 온도구배가 나타나는 것을 확인할 수 있다. 온도센서를 활용하여 흑체 표면 전체의 온도분포를 고려한 대표표면온도 추정정확도를 극대화하기 위해서는 흑체 표면에서 원형 대칭형태의 온도분포가 획득되어야 한다. 따라서 본 흑체 시스템에서는 원형 대칭 형태의 온도구배가 획득되는 표면온도 하강구간에서 교정임무를 수행하는 것이 타당한 것으로 판단된다.

추가로, 흑체 후면에 결합되어 있는 두 개의 히트파이프 중 하나의 히트파이프 결합 발생 시 표면온도 하강 구간에서 흑체 표면의 온도구배를 Fig. 18에 나타내었다. 이때 흑체 표면 평균온도가 40.04°C 일 때 온도구배는 0.24°C 로 나타난다. 따라서 히트파이프에 파손이 발생하더라도 큰 성능 변화 없이 요구조건 충족이 가능함을 확인하였다. 이러한 결과를 통해, 흑체의 요구조건인 교정임무 수행 구간에서 흑체 표면에서 1°C 미만의 온도구배 획득이 가능함을 확인하였다.

2. 대표표면온도 추정

흑체의 후면에 부착된 온도센서를 통해 흑체의 표면온도를 더욱 정확하게 추정하기 위해서는 온도센서에 가중치를 적용하여야 한다. 이때 T_{ES} 는 다음과 같이 1차 방정식을 사용하여 도출된다.

$$T_{ES} = (A \times T_1) + (B \times T_2) + C \quad (1)$$

여기서 T_{ES} 는 센서를 통해 추정된 흑체의 표면온도를 의미하며, T_1 , T_2 는 각 센서의 온도를 의미한다. 가중치 A, B, C는 식 (2)와 같이 회귀분석에서 사용되는 최소자승법으로 산출할 수 있다.

$$J(A, B, C) = \sum_{i=1}^{n_s} (T_{si} - T_{ESi})^2 \quad (2)$$

여기서 n_s 는 예측된 흑체 표면의 평균온도 데이터의 총 개수이며, T_s 는 흑체 표면의 평균온도이다.

교정구간인 표면 온도 하강 구간에서 최소자승법을 통해 도출된 T_{ES} 는 식 (3)과 같이 산출할 수 있다.

$$T_{ES} = (0.02322 \times T_5) + (0.97649 \times T_7) + 0.00508 \quad (3)$$

Figures 19은 교정구간에서 흑체 평균 온도에 따른 추정정확도 ($T_s - T_{ES}$)를 나타내며, 최대 추정정확도는 각각 -0.0025°C , 0.0049°C 이다. 이러한 결과를 통해, 흑체 후면부에 온도센서를 부착하더라도 높은 정확도로 표면온도 추정이 가능함을 입증하였다.

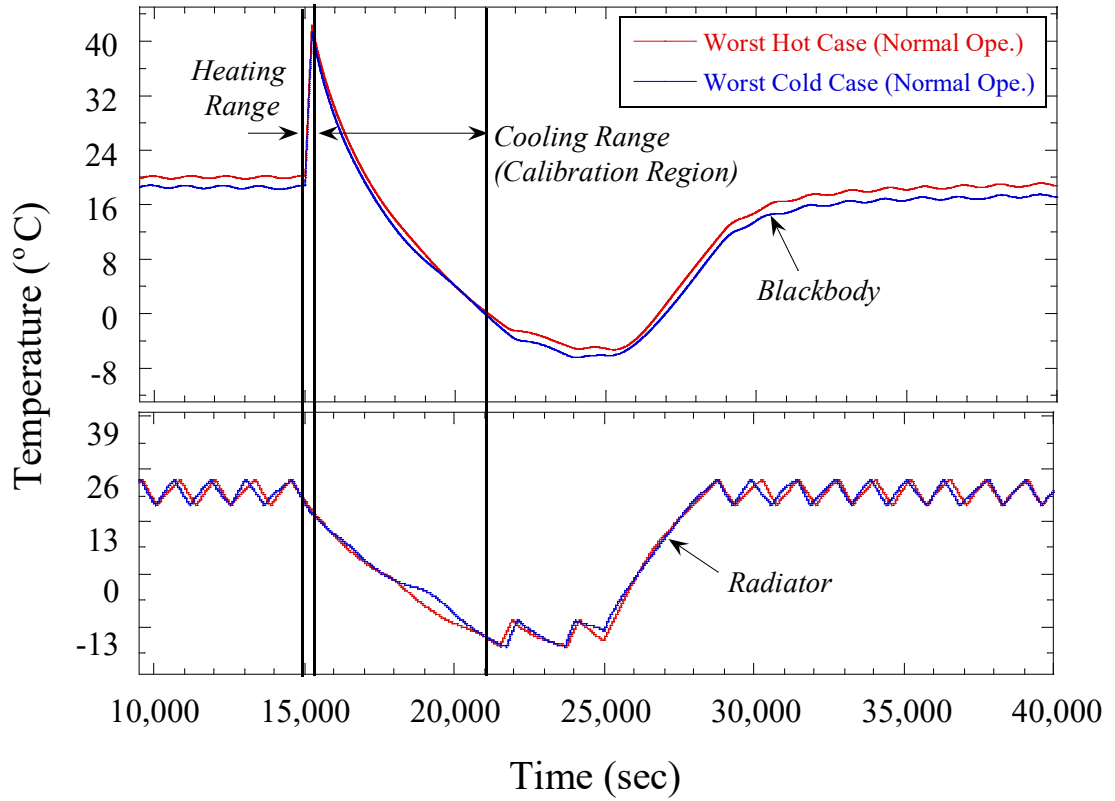


Fig. 14 Temperature Profile on Blackbody Surface and Radiator

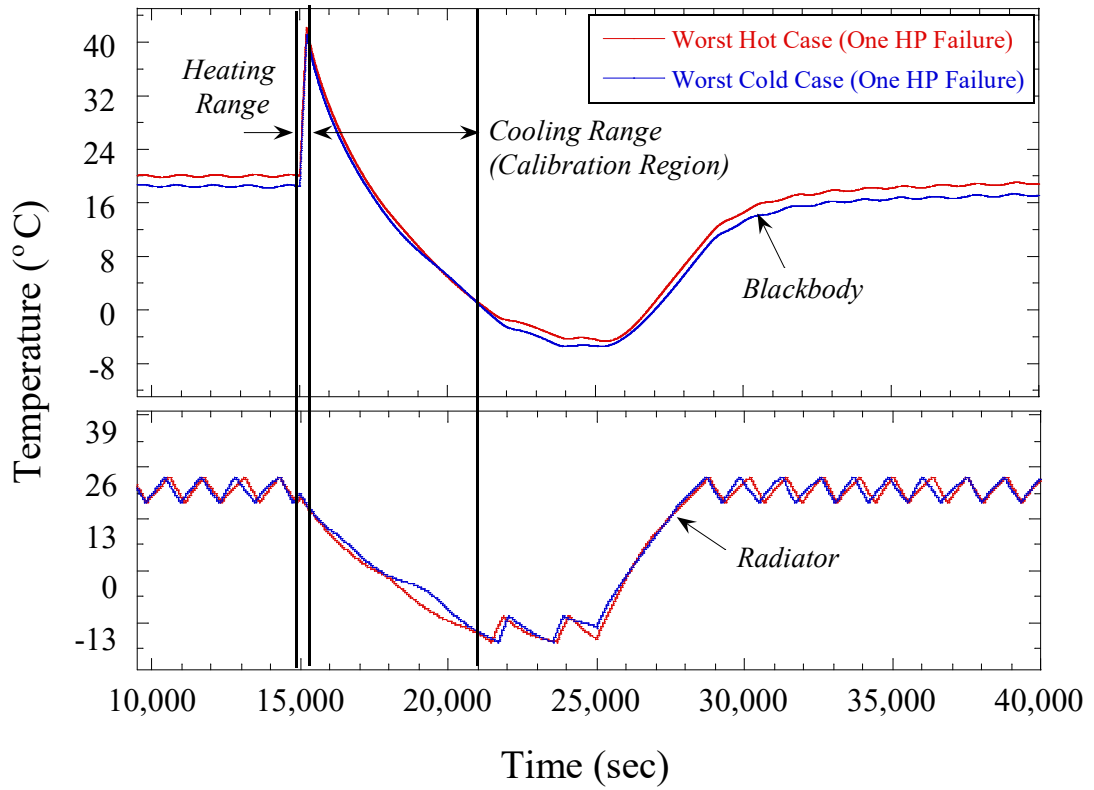
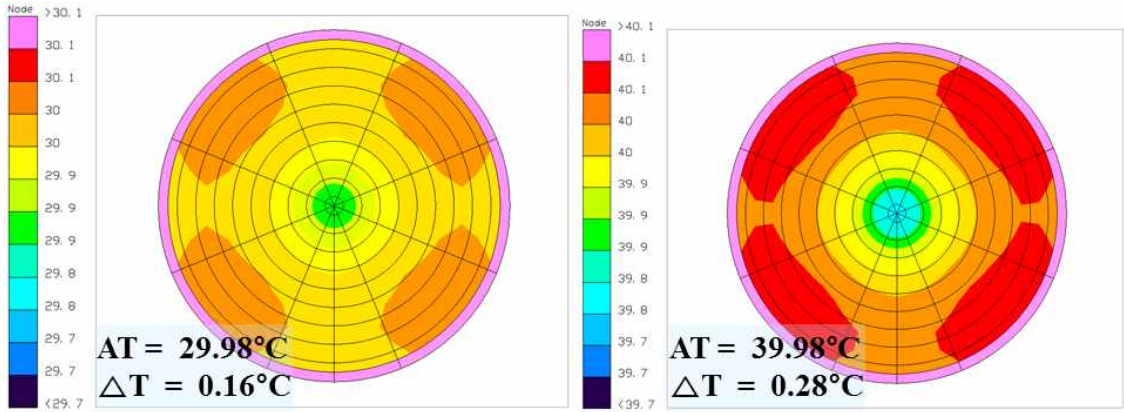
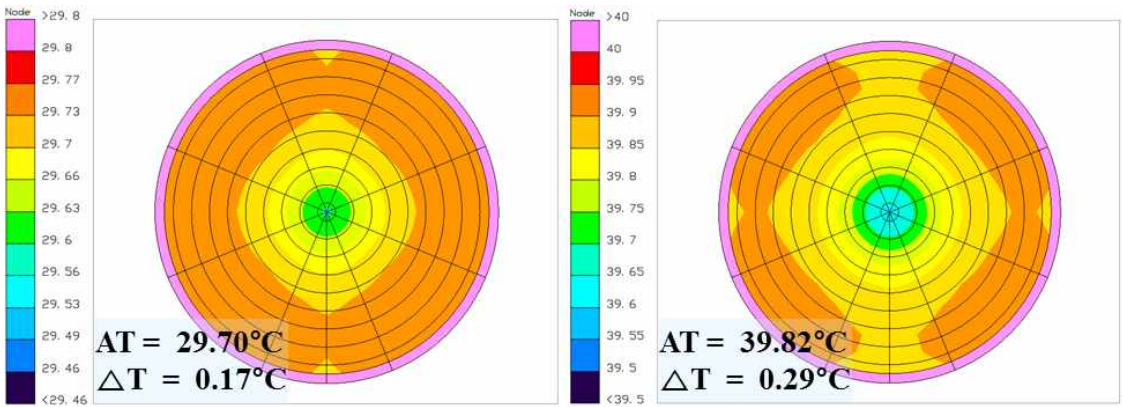


Fig. 15 Temperature Profile on Blackbody Surface and Radiator in Heat Pipe Failure Case

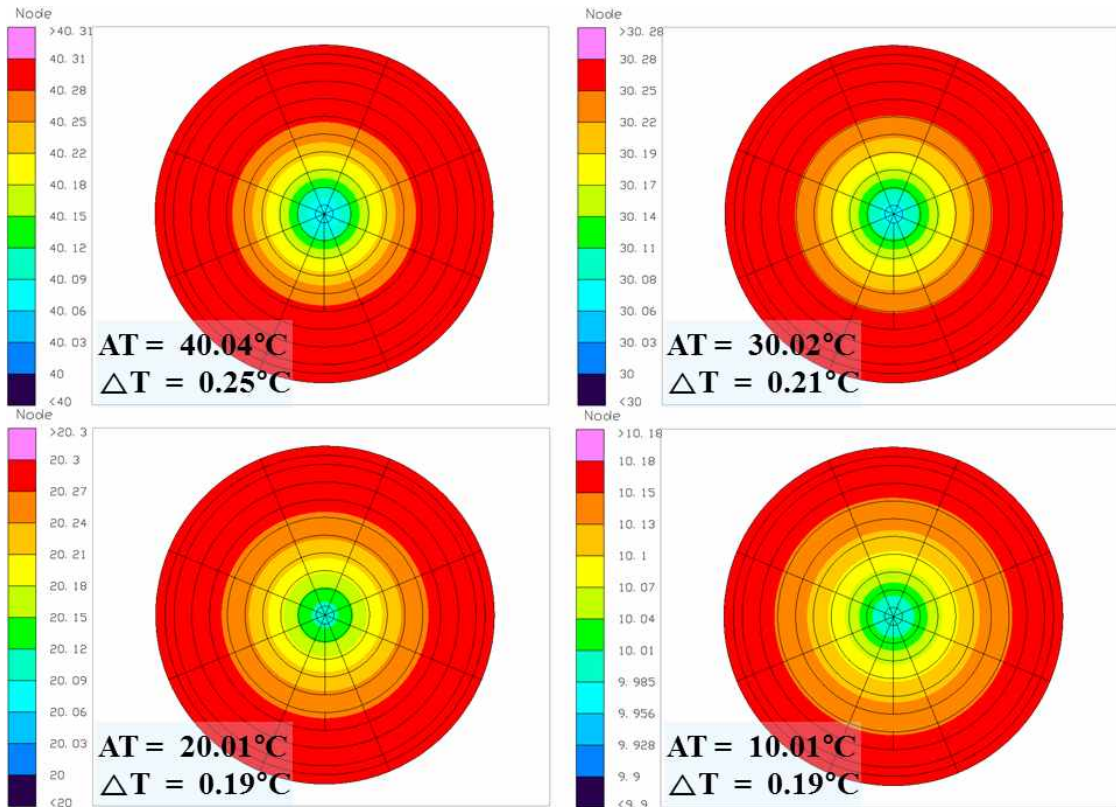


(a)

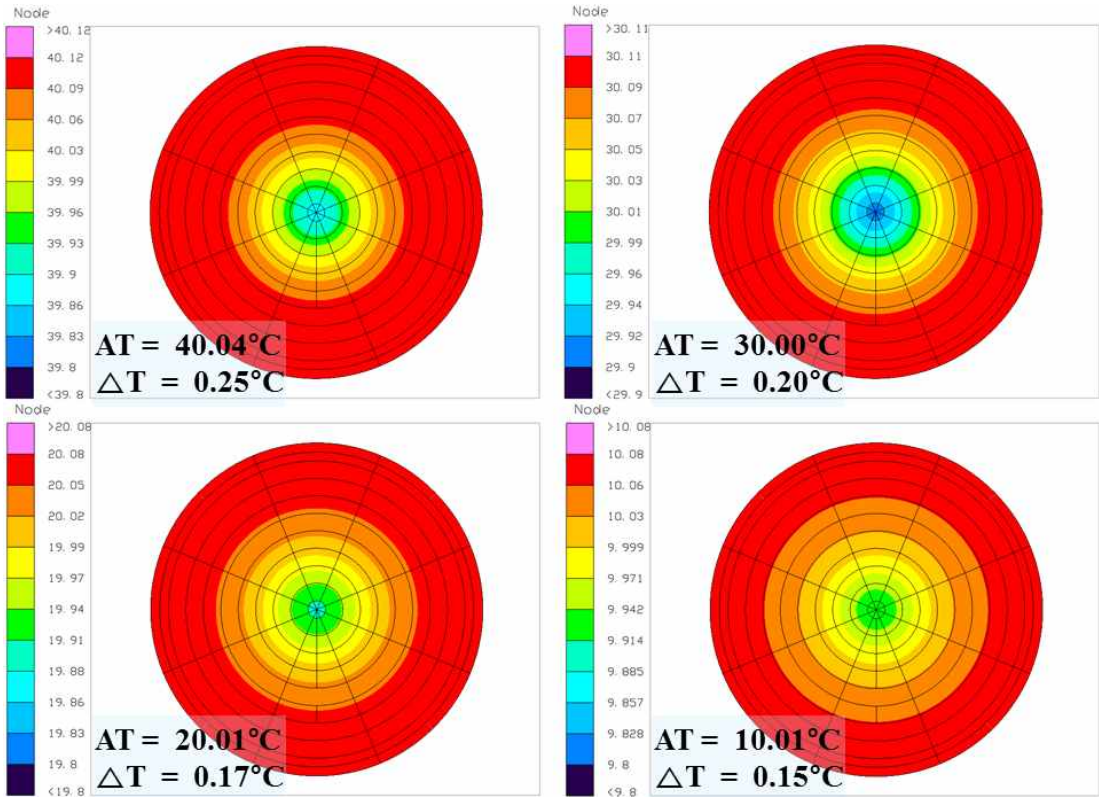


(b)

Fig. 16 Temperature Distribution on Blackbody Surface in Heating Range ((a) Worst Hot Case (b) Worst Cold Case)

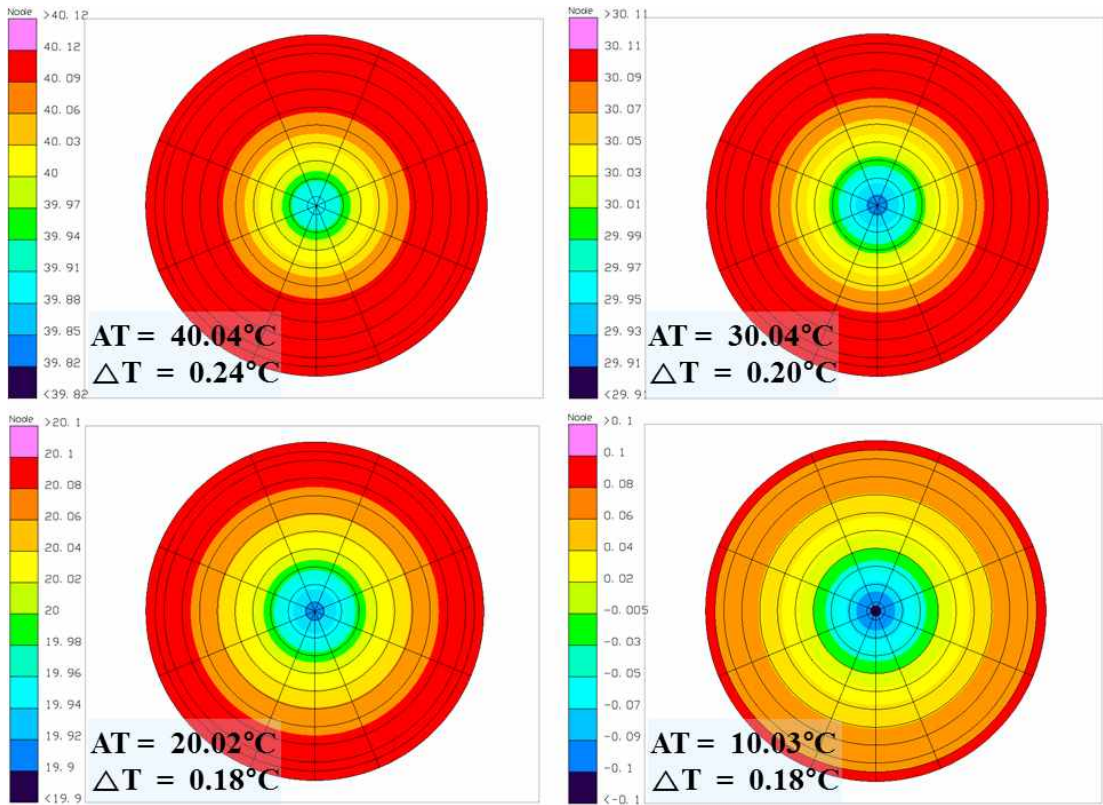


(a)

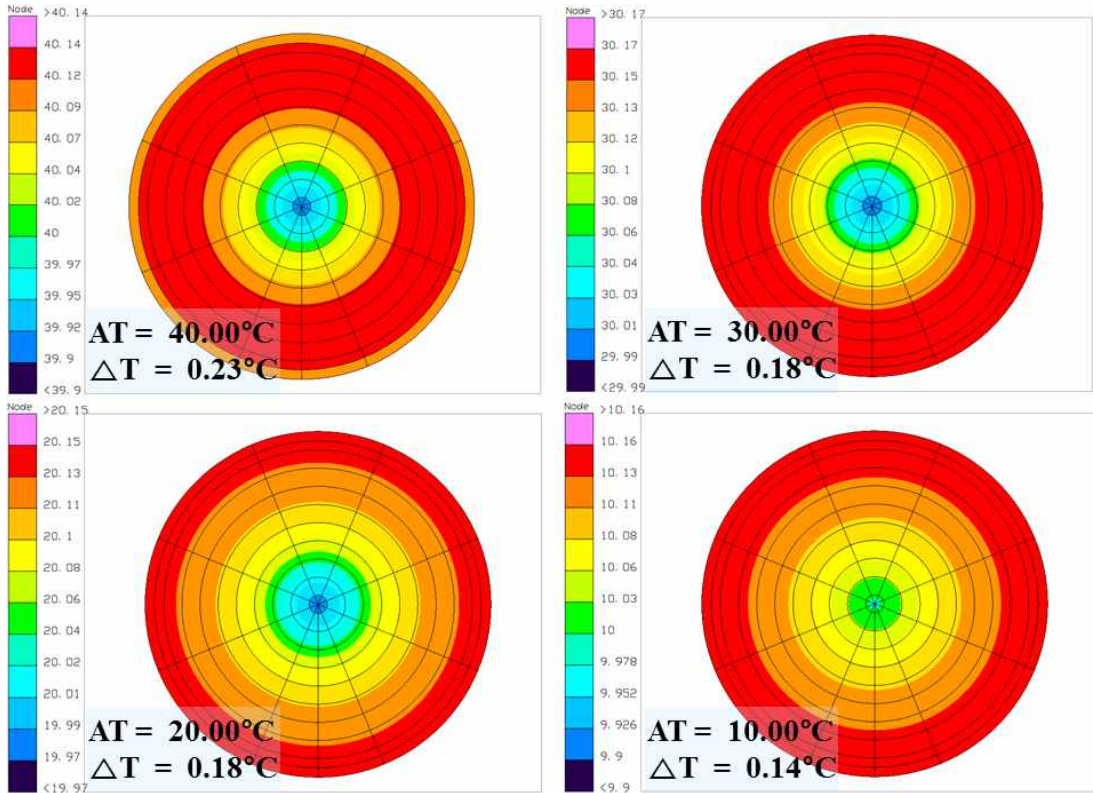


(b)

Fig. 17 Temperature Distribution on Blackbody Surface in Cooling Range ((a) Worst Hot Case (b) Worst Cold Case)



(a)



(b)

Fig. 18 Temperature Distribution on Blackbody Surface in One Heat Pipe Failure Case ((a) Heating Range (b) Cooling Range)

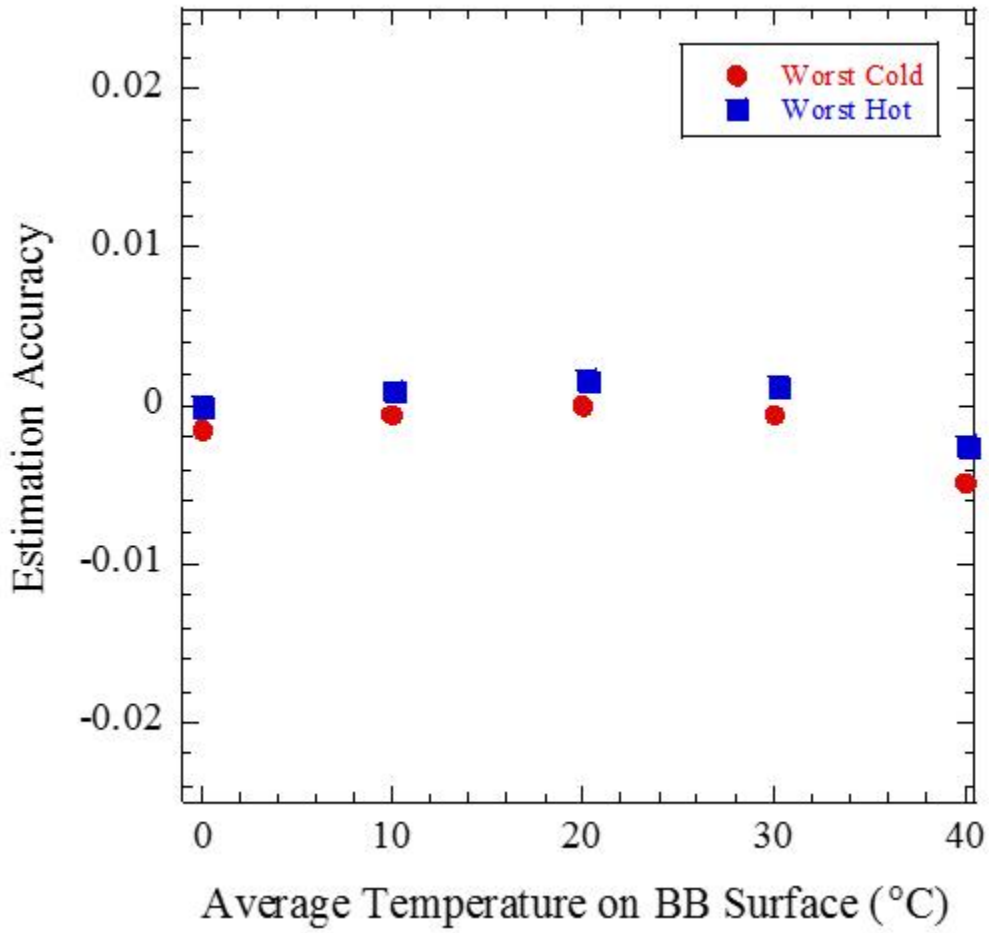


Fig. 19 Estimation Accuracy of Blackbody in Cooling Range

제 6 장 흑체시스템 성능검증 시험

제 1 절 성능검증시험 개요

흑체의 설계 유효성 검증을 위해 진공 환경에서 흑체의 성능검증을 수행하기 전에 대기조건에서 흑체 Heat-up 시험을 수행하였다. Fig. 20은 흑체의 성능검증 시험을 위해 Blackbody와 IR Camera로 구성된 시험구성을 나타낸다. 기능시험 시 흑체 표면에 부착되어있는 온도센서 및 적외선 카메라를 통해 흑체 표면온도 데이터를 획득하였다.

시험조건은 Table 6과 같이 흑체의 표면온도구배 확인 및 히터 작동시간 파악을 위해 각각 0° C, 20° C에서 시험을 수행하였다. 먼저 주변온도 20° C 조건에서 흑체의 표면온도 상승을 위한 히터 작동시간과 교정구간에서 흑체의 표면에서 발생하는 온도구배 측정을 수행하였다. 또한, 주변온도 0° C 조건에서 흑체의 표면온도 하강시간 및 흑체의 표면온도구배 측정을 수행하였다.

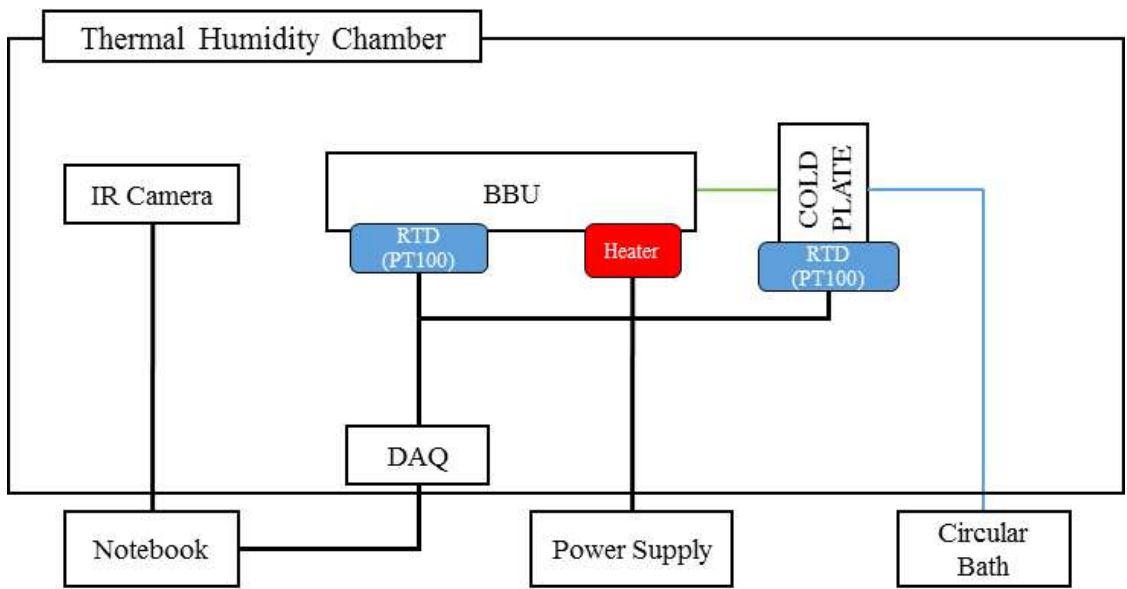


Fig. 20 Block Diagram of Test Set-up

Table 6 Test Cases of Blackbody Heat-up Test

| Test Cases | Environment Temp. (°C) | Remark |
|------------|------------------------|----------------------|
| Hot Case | 20 | 히터 작동시간, 표면온도구배 측정 |
| Cold Case | 0 | 표면온도구배, 표면온도 하강시간 측정 |

제 2 절 성능검증시험 결과

Figures 21는 Hot Case (주변온도 20° C 조건)에서 흑체의 표면온도 및 Cold Plate 의 온도 프로파일을 나타낸다. 이를 통해 208초 이내에 45.03° C까지 흑체 표면온도 상승이 가능함을 확인하였다. 또한, Fig. 22는 표면온도 하강 구간에서 흑체 표면에서 발생하는 온도구배를 나타내며, 흑체의 평균온도가 40.03° C 일 때 최대 0.79° C의 온도구배가 발생하는 것을 확인하였다. 이때, 흑체 표면의 온도구배가 흑체 표면에 부착된 온도센서로 인해 일부 가려진 형태를 나타내고 있으나, 흑체의 표면 온도구배 측정에는 영향을 미치지 않는 것으로 파악된다.

또한, 상기 조건에서는 Cold Plate가 20° C로 유지되기에 흑체의 표면온도 역시 20° C로 유지되는 양상을 나타낸다. 따라서 흑체의 표면온도 하강 시간 및 표면온도구배 측정을 위해 주변온도 0° C 조건에서 Heat-up 시험을 수행하였다. Fig. 23은 주변온도 0° C 조건에서의 온도 프로파일을 나타낸다. 이때, 40° C에서 0° C로 회복되기까지 약 3,510초가 소요되는 것을 확인하였다. 또한, Fig. 24는 교정구간에서 발생하는 흑체 표면온도구배를 나타내었다. 표면온도 측정 결과, 온도하강 시 발생하는 표면 온도구배는 평균온도가 39.96° C 일 때 최대 0.85° C의 온도구배를 나타내고 있으나, 이후 히터의 열이 점차 확산됨에 따라 온도구배가 점차 감소하는 것을 확인할 수 있다.

상기의 결과를 통해, 모든 요구조건 충족이 가능함에 따라 본 논문에서 제안한 흑체 시스템의 유효성을 입증하였다.

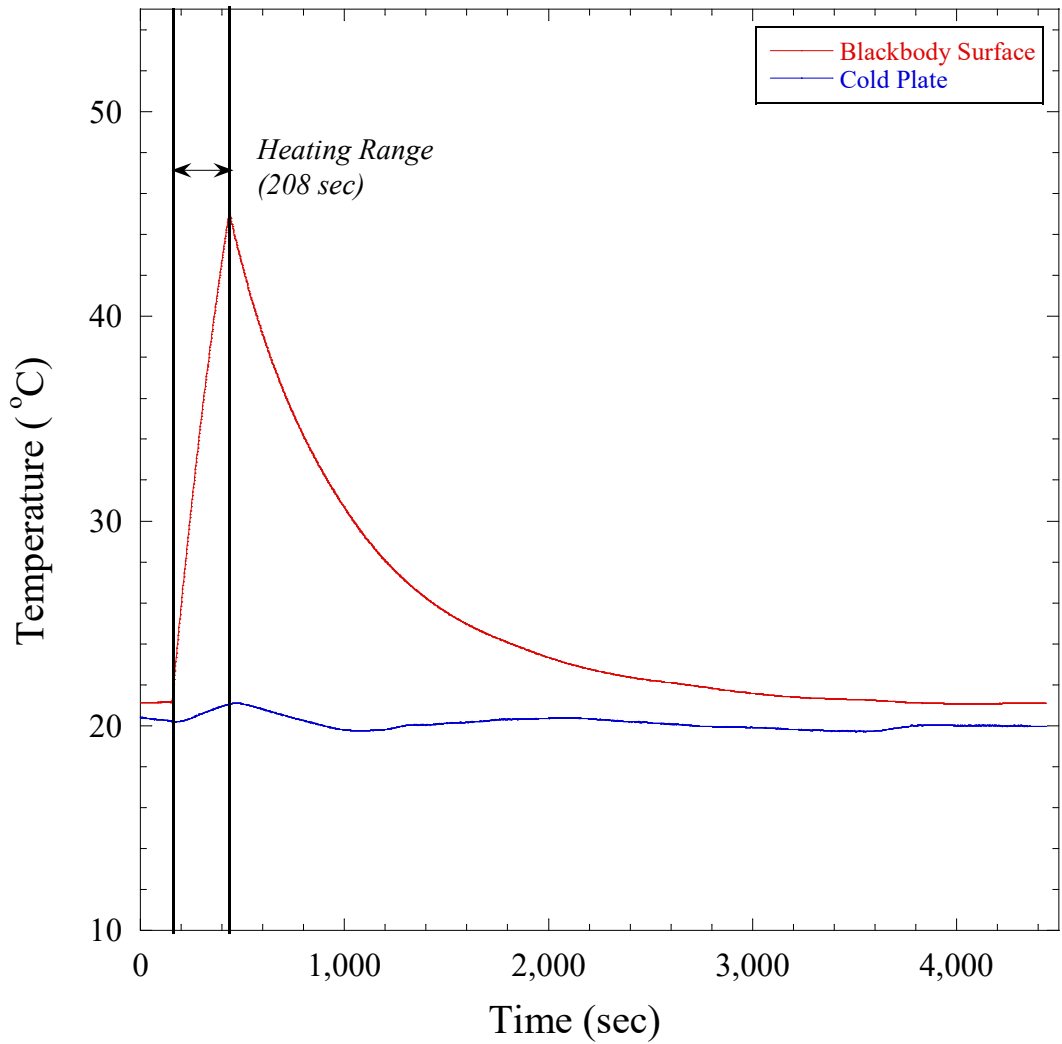


Fig. 21 Temperature Profile of Heat-up Test at Hot Case

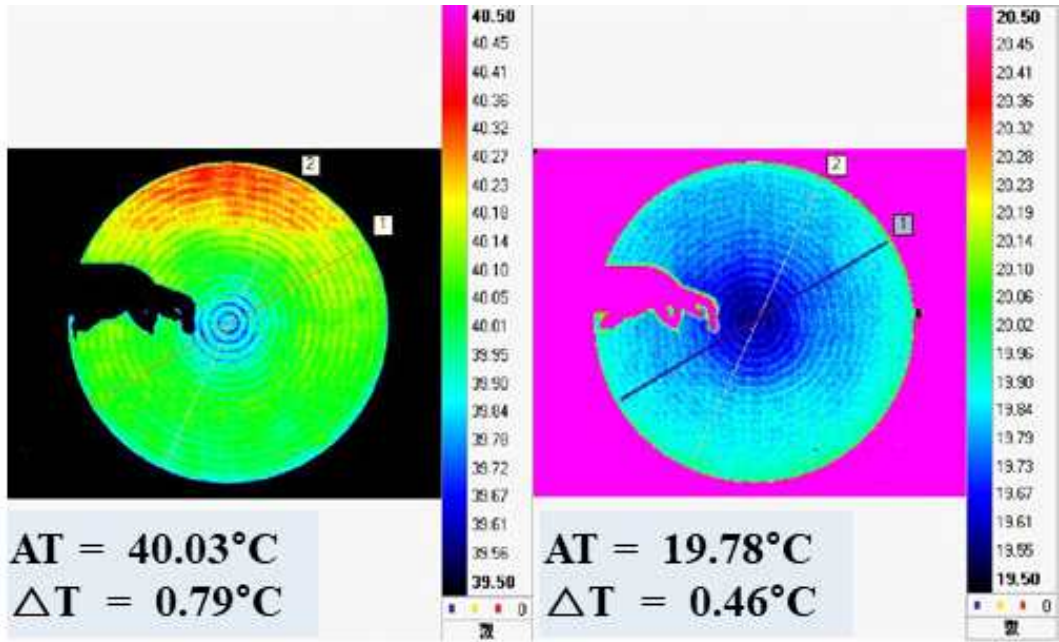


Fig. 23 Temperature Contour Maps on the BB Surface Measured by IR Camera at Hot Case ((a) AT = 40° C, (b) AT = 20° C)

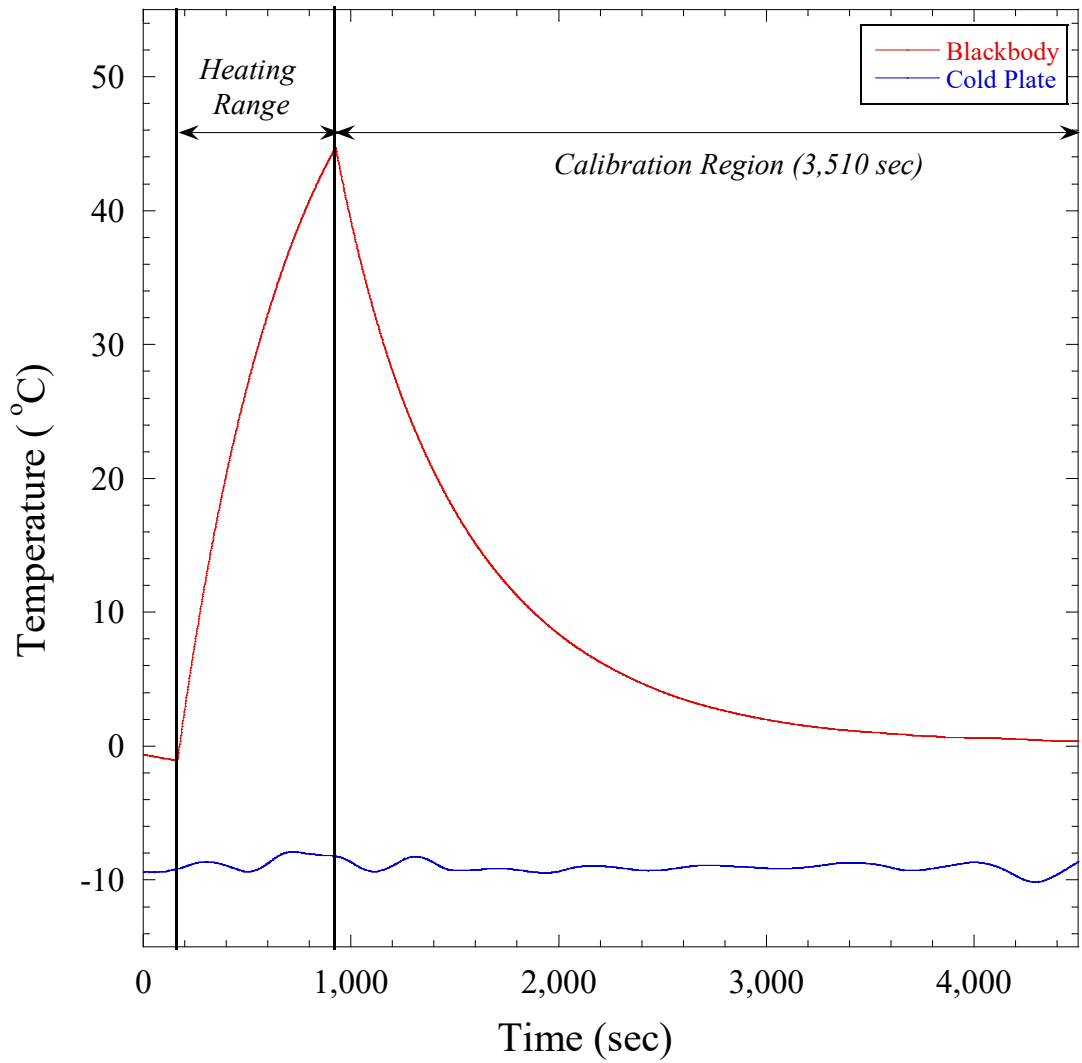
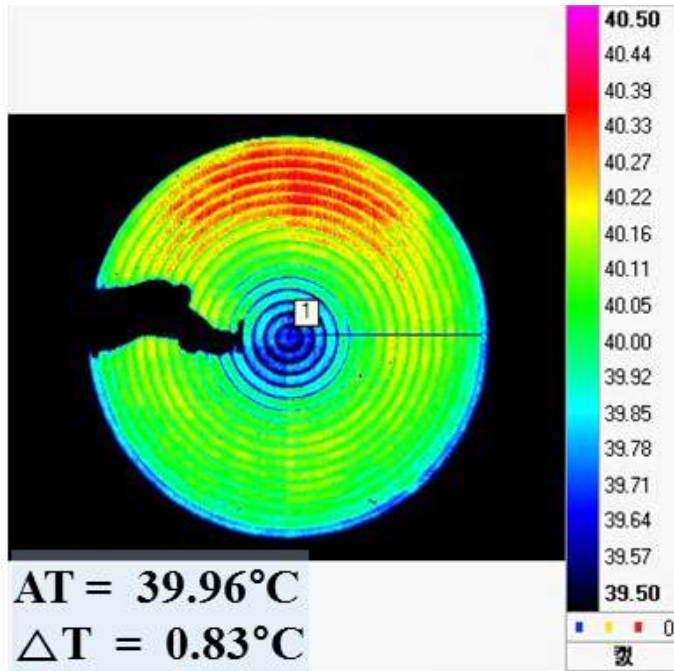
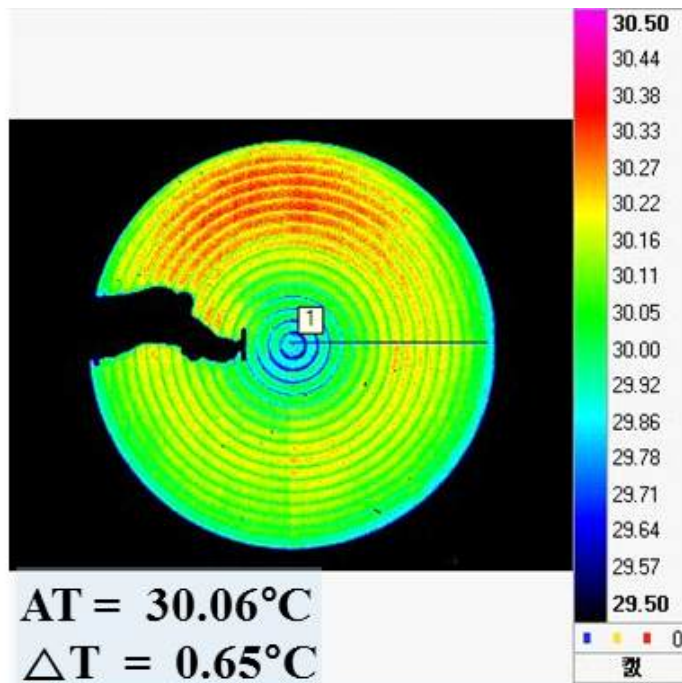


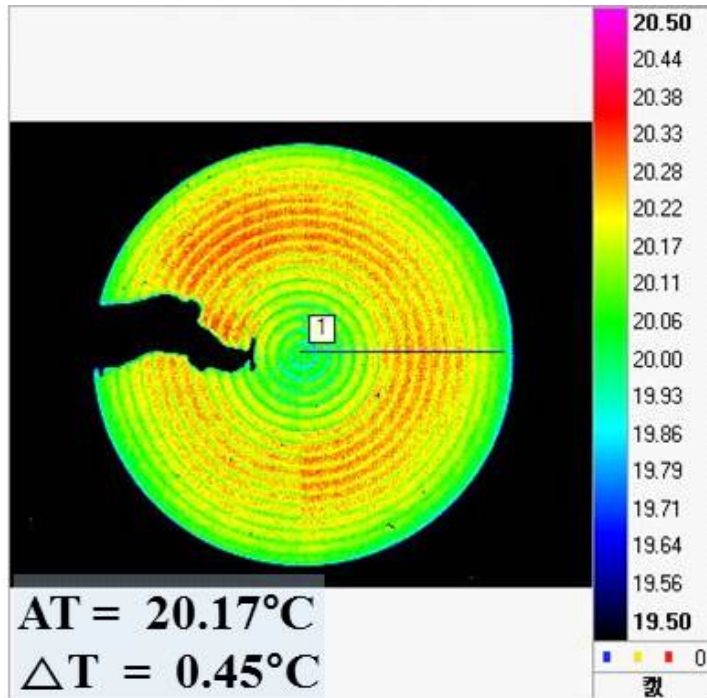
Fig. 22 Temperature Profile of Heat-up Test at Cold Case



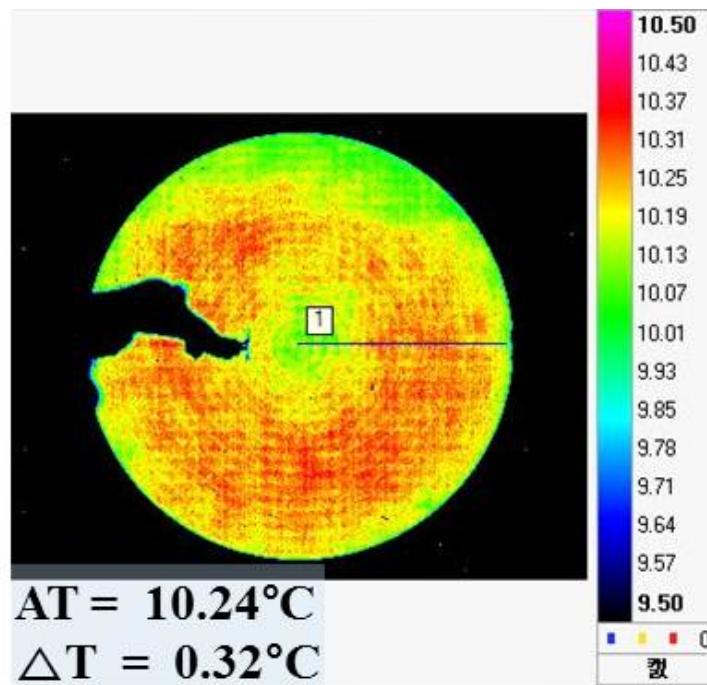
(a)



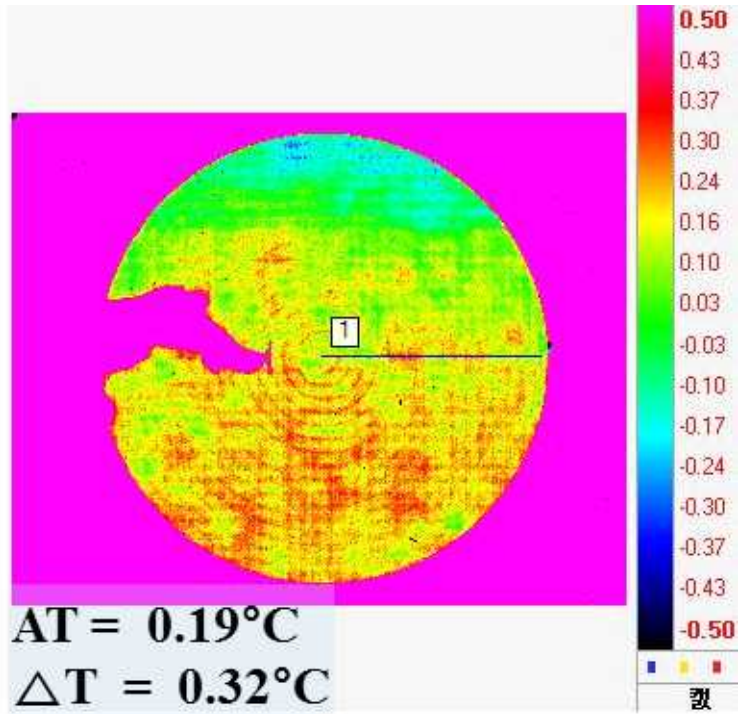
(b)



(c)



(d)



(e)

Fig. 23 Temperature Contour Maps on the BB Surface Measured by IR Camera at Cold Case ((a) $AT = 40^{\circ} C$, (b) $AT = 30^{\circ} C$, (c) $AT = 20^{\circ} C$, (d) $AT = 10^{\circ} C$, (e) $AT = 0^{\circ} C$)

제 7 장 결 론

본 연구에서는 국내에서 기 개발된 흑체시스템의 단점을 극복하고자 단일 흑체시스템으로도 방사 및 궤도 열환경에서 안정적인 히트파이프 접촉부를 갖음과 동시에 흑체 표면온도 추정을 위한 온도센서를 흑체 후면에 부착하더라도 높은 정밀도로 대표표면온도 추정이 가능한 흑체 시스템을 제안하였다. 제안된 흑체 시스템의 열설계 유효성을 분석하기 위해 궤도 열해석을 수행하였다. 궤도 열해석 결과 제안된 흑체 시스템은 목표하는 고온 및 저온의 온도정보 제공이 가능함을 확인하였다. 또한, 교정임무 수행 구간 파악을 위해 표면온도 상승 및 하강구간에서의 온도구배를 확인하였다. 하강구간에서 원형대칭 형태의 온도구배가 나타남에 따라 하강구간에서 교정임무를 수행하는 것이 표면온도 추정 측면에서 센서 가중치 적용 시 높은 추정정확도로 표면온도 추정이 가능할 것으로 판단된다. 교정구간으로 선정된 온도하강구간에서 흑체 표면 온도구배는 1°C 미만으로 도출됨에 따라 요구조건 충족이 가능함을 확인하였다. 흑체 후면부에 부착된 온도센서를 통해 대표표면온도 추정 수행 결과 최대 -0.0047°C 로 높은 정확도로 추정할 수 있음을 확인하였다. 아울러, 하나의 히트파이프에 결함이 발생할 경우 흑체의 성능변화 유무를 확인하기 위해 궤도 열해석을 추가로 수행하였다. 히트파이프 결함 발생시에도 정상상태와 마찬가지로 온도하강구간에서 원형대칭형의 온도구배가 얻어지며, 온도구배 또한 0.24°C 로 도출됨에 따라 하나의 히트파이프에 결함이 발생하더라도 큰 성능변화 없이 성능 유지가 가능함을 입증하였다. 또한, 흑체의 온도상승 성능 및 교정구간에서의 표면온도구배를 시험적으로 확인하기 위해 상온 조건에서 Heat-up Test를 수행하였으며, 이를 통해 208초 내에 목표하는 온도인 40°C 까지 온도상승이 가능함과 동시에 교정구간인 온도하강 구간에서 최대 0.85°C 의 온도구배가 획득됨에 따라 목표하는 성능 구현이 가능함을 입증하였다. 또한, 이후 연구에서 열진공시험을 수행하여 열해석 모델 보정 및 온도센서를 활용한 대표표면온도 추정을 실시할 예정이다.

【참 고 문 헌】

- [1] F. P. Incropera, D. P. Dewitt, T. L. Bergman, and A. S. Lavine, “Fundamentals of Heat and Mass Transfer” , John Wiley & Sons Inc., 2007.
- [2] N. A. W. Center, “Electronic Warfare and Radar Systems Engineering Handbook” , Point Mugu, 1999.
- [3] I. M. Mason, P. H. Sheather, J. A. Bowles, and G. Davies, “Blackbody Calibration Sources of High Accuracy for a Spaceborne Infrared Instrument: The Along Track Scanning Radiometer,” Applied Optics, Vol.35, No.4, pp.629-639, 1996.
- [4] M. J. Lee, T. G. Kim, M. S. Jo, and H. U. Oh, “Performance Verification of Deploy/Stow-type Calibration Mechanism with Dual-function of Launch Locking and Fail-Safe” , Journal of the Korea Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.44, No.10, pp.895~903 Sep. 2016.
- [5] J. M. Mooney, and F. D. Shepherd, "Characterizing IR FPA Nonuniformity and IR Camera Spatial Noise", Infrared Physics & Technology, Vol.37, No.5, pp.595~606, Aug. 1996.
- [6] L. F. Miao, Q. Xu, M. T. Zhang, D. X. Sun, and Y. N. Liu,, "Real-time Implementation of Multi-point Nonuniformity Correction for IRFPA Based on FPGA", Proceedings of the SPIE, Vol.7383, pp.1~8, June 2009.
- [7] R. C. Çalik, E. Tunali, B. Ercan, and S. Oz, “A Study on Calibration Methods for Infrared Focal Plane Array Cameras” , VISIGRAPP 2018 – Proceedings of the 13th International Joint Conference on Computer Vision, Imaging and Computer Graphics Theory and Applications, pp.219~226, 2018.
- [8] A. E. Mudau, C. J. Willers, D. Griffith, and F. P. J. Le Roux, “Non-uniformity Correction and Bad Pixel Replacement on LWIR and MWIR Images” , Saudi International Electronics, Communications and Photonics Conference 2011, PP.1~5, 2011.
- [9] M. Sheng, J. Xie, and Z. Fu, “Calibration-based NUC Method in Real-time based on IRFPA” , Physics Procedia, Vol.22, PP.372~380, 2011.
- [10] S. Song, and X. Zhai, “Research on Non-uniformityCorrection based on Blackbody Caibration” , Proceeding of 2020 IEEE 4th Information Technology, Networking, Electronic and Automation Control Conference, pp.2146~2150, 2020.
- [11] Y. Sheng, X. Dun, W. Jin, F. Zhou, X. Wang, F. Mi, and S. Xiao, “The On-Orbit Non-Uniformity Correction Method with Modulated Internal Calibration Sources for Infrared Remote Sensing Systems,” Remote Sens. Vol.10, No.6, pp.1~17,

2018.

- [12] <http://landsat.gsfc.nasa.gov/?p=5775>.
- [13] F. Oischewski, A. Ebersoldt, F. FriedlVallon, B. Gutschwager, J. Hollandt, A. Kleinert, C. Monte, C. Piesch, P. Preusse, C. Rolf, P. Steffens, and R. Koppmann, "The In-flight Blackbody Calibration System for GLORIA Interferometer On Board an Airborne Research Platform", *Atmospheric Measurement Techniques*, Vol.6, No.11, pp.3067~3082, Nov. 2013.
- [14] Monte, C., Gutschwager, B., Adibekyan, A., Kehrt, M., Ebersoldt, A., Olschewski, F., and Hollandt, J., "Radiometric Calibration of the In-flight Blackbody Calibration System of the GLORIA Interferometer", *Atmospheric Measurement Techniques*, Vol.7, No.1, pp.13~27, Jan. 2014.
- [15] Koppmann, R., Oischewski, F., Steffens, P., Rolf, C., Preusse, P., Ebersoldt, A., FriedlVallon, F., Kleinert, A., Piesch, C., Hollandt, J., Gutschwager, B., and Monte, C., "An In-flight Blackbody Calibration Source for the GLORIA Interferometer Onboard an Airborne Research Platform", *AIP Conference Proceedings*, Vol.1531, No.1 pp.332~335, May 2013.
- [16] X. Xiong, K. Chiang, J. Esposito, B. Guenther, and B. Varnes, "MODIS On-orbit Calibration and Characterization", *Metrologia*, Vol.40, No.1, pp.89~92, Feb. 2003.
- [17] X. Xiong, K. Chiang, B. Guenther, and W. Barnes, "MODIS Thermal Emissive Bands Calibration Algorithm and On-orbit Performance", *Optical Remote Sensing of the Atmosphere and Clouds III*, Vol.4891, pp.392~401, 2003.
- [18] X. Xiong, and W. Barnes, "An Overview of MODIS Radiometric Calibration and Characterization", *Advances in Atmospheric Sciences*, Vol.23, No.1, pp.69-79, 2006.
- [19] H. U. Oh, and S. M. Shin, "Numerical Study on the Thermal Design of On-board Blackbody", *Aerospace Science and Technology*, Vol.18, No.1, pp.25~34, May 2012.
- [20] H. U. Oh, S. M. Shin, J. S. Hong, and M. K. Lee, "On-board Black Body Thermal Design and On-orbit Thermal Analysis for Non-uniformity Correction of Space Imagers", *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.38, No.10, pp.1020~1025, Oct. 2010.
- [21] S. Cao, Y. Li, C. Jiang, and G. Jia, "Statistical Non-uniformity Correction for Paddlebroom Thermal Infrared Image", *2017 2nd International Conference on Multimedia and Image Processing (ICMIP)*, pp.141~145, 2017.
- [22] Y. A. Cengel, "Heat transfer: A practical approach", Second edition, McGraw

Hill Inc., 2004.

- [23] M. Plank, "The theory of heat radiation", Philadelphia, P. Blakiston's Son & Co., Authorised Translation by M. Masius, 2012.
- [24] Thermal Desktop User' s Guide, Ver. 5.8, Network Analysis Associates, Tempe, Az, 2006.
- [25] SINDA/FLUINT User' s Guide, Ver. 5.8, Network Analysis Associates, Tempe, Az, 2006.

【연구 실적】

<해외논문>

1. Hyun-Ung Oh, **Hye-In Kim**, Jeong-Ki Kim, Jae-Seop Choi and Su-Hyeon Kim, "Smartphone CanSat for Actualization of Real-time Streaming Video Calls Using Remote Screen Touch System with Shape Memory Alloy Actuator", Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2019, Vol. 62 No. 5, pp. 256-264, <https://doi.org/10.2322/tjsass.62.256>

<국내논문>

1. **김혜인**, 김정기, 최재섭, 김수현, 오현웅, “스마트폰 및 광역관측카메라 메커니즘 탑재 SCSky 캔위성 시스템 개발”, 한국항공우주학회지, 2017, Vol. 45 No. 2, pp. 154-162
2. 김수현, 박재현, **김혜인**, 배기성, 채봉건, 오현웅, “고기동 안정화 카메라 및 원격제어 셀프카메라를 적용한 캔위성 시스템 개발”, 항공우주시스템공학회지, 2018, Vol. 12 No. 3, pp. 86-96
3. 채봉건, 김수현, **김혜인**, 오현웅, “에너지 하베스팅 시스템을 적용한 자가발전 P.P.T CanSat 시스템 개발”, 한국항공우주학회지, 2018, Vol. 46 No. 4, pp. 315-323
4. **김혜인**, 유창목, 강은수, 오현웅, “차세대 중형위성 탑재 X-밴드 안테나 구동용 전자유닛 APD 열설계 및 열해석”, 항공우주시스템공학회지, 2018, Vol. 12 No. 1, pp. 57-67
5. **김혜인**, 최필경, 조문신, 오현웅, “우주용 영상센서 출력특성 교정용 흑체 설계의 해석적 유효성 검토”, 항공우주시스템공학회지, 2020, Vol. 48 No. 5, pp. 42-50
6. **김혜인**, 김홍래, 오현웅, “열전도 패드가 적용된 6U 큐브위성용 태양전지판의 열적 특성 분석”, 항공우주시스템공학회지, 2020, Vol. 48 No. 5, pp. 51-59

<학회발표>

1. **김혜인**, 김정기, 최재섭, 김수현, 채봉건, 오현웅, “스마트폰 탑재 캔위성 SCSky Cansat 시스템 개념설계”, 한국항공우주학회 2016 추계학술대회, 한국

항공우주학회

2. 김수현, 김정기, 최재섭, **김혜인**, 채봉건, 오현웅, “스마트폰 탑재 캔위성 및 광역 구동 카메라 메커니즘 개념설계”, 항공우주시스템공학회 2016 추계학술대회, 항공우주시스템공학회
3. 김수현, 박재현, **김혜인**, 오현웅, “캔위성을 이용한 고기동 안정화 카메라 및 무선 제어 셀프 카메라의 시스템설계”, 한국항공우주학회 2017 추계학술대회, 한국항공우주학회
4. **Hye-In Kim**, Mun-Shin Jo and Hyun-Ung Oh, "Thermal Analysis of Blackbody System for Infrared Sensor Calibration", Proceedings of Asian Joint Symposium on Aerospace Engineering (AJSAE), Gyeongju, Republic of Korea, 2018
5. **김혜인**, 유창목, 강은수, 오현웅, “위성용 X-밴드 안테나 구동 전장품의 열해석”, 항공우주시스템공학회 2018 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회
6. 김수현, 박재현, **김혜인**, 배기성, 오현웅, “고기동 안정화 카메라 탑재 캔위성 개발”, 항공우주시스템공학회 2018 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회
7. **김혜인**, 오현웅, “6U 초소형위성 STEP Cube Lab-II 열설계 및 궤도 열해석”, 항공우주시스템공학회 2019 추계학술대회, 항공우주시스템공학회

<수상>

1. 김수현, **김혜인**, 박재현, “스마트폰 탑재 캔위성을 이용한 영상통화 및 고각 구동 광역 스캔 카메라”, 2016 조선대학교 창의 아이디어 구현 프로그램 대상
2. 김정기, 최재섭, **김혜인**, “SCSky CanSat 개발팀”, 2016 캔위성 경연대회 최우수상(미래창조과학부 장관상)
3. 김수현, 박재현, **김혜인**, 박귀중, 문형현, 최정민, “캔위성을 이용한 동흡진기 고기동 안정화 카메라 및 무선 제어 셀프카메라 검증”, 2017 조선대학교 창의 아이디어 구현 프로그램 금상
4. **김혜인**, “우주용 적외선 센서 탑재 교정용 흑체의 열적 특성에 관한 연구”, 2018 제2회 공군사관학교 미래 항공우주 학술대회 장려상(공군사관학교장상)
5. 김수현, **김혜인**, “포고핀을 활용한 큐브위성용 태양전지판 분리자치의 기능검증”, 2018 제6회 한국항공우주학회 학부생 논문경진대회 최우수상

6. **김혜인**, “마이크로 중력 과학미션 검증용 큐브위성의 궤도 열해석”, 2019 제 7회 한국항공우주학회 학부생 논문경진대회 장려상
7. 신석진, 김수현, **김혜인**, 이현우, 한영섭, 오현웅, “드론의 장거리 정찰지역 효율적 투입을 위한 유도탄 활용 운용개념 연구”, 2019 조선대학교 캡스톤디자인 경진대회 장려상