creative commons

COMMONS DEED

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

dCollection

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

[UCI]I804:24011-200000266700

2018년 2월

석사학위 논문

위성 영상센서 출력특성 교정용 MEMS 기반 단일 흑체시스템에 관한 연구

조선대학교 대학원

항 공 우 주 공 학 과

채 봉 건

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

위성 영상센서 출력특성 교정용 MEMS 기반 단일 흑체시스템에 관한 연구

- A Study on MEMS-based Black Body System for On-board Calibration of Spaceborne Image Sensor -

2018년 2월 23일

조선대학교 대학원

항 공 우 주 공 학 과

채 봉 건

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

위성 영상센서 출력특성 교정용 MEMS 기반 단일 흑체시스템에 관한 연구

지도교수 오 현 웅

이 논문을 공학 석사학위 신청 논문으로 제출함.

2017년 10월

조선대학교 대학원

항 공 우 주 공 학 과

채 봉 건

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

채봉건의 석사학위논문을 인준함

위원장 조선대학교 교수 김태규 (인)

위 원 조선대학교 교수 오현웅 (인)

위 원 조선대학교 교수 이성준 (인)

2017년 11월

조선대학교 대학원

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

목 차

LIST OF FIGURES ····· iii

LIST OF TABLES ····· vi

ABSTRACT ····· vii

제 1 장 서 론 ····· 1

제 2 장 위성 영상센서 출력특성 교정용 MEMS 기반 흑체시스템 ····· 12

제 1 절 흑체복사 이론 ····· 12

제 2 절 MEMS 기반 흑체시스템 개요 및 구성 ····· 15

제 3 절 MEMS 기반 흑체시스템 설계 및 제작 ····· 19

제 3 장 MEMS 기반 흑체시스템 설계 유효성 검증 시험 및 열해석 모델 보정 ····· 27

제 1 절 흑체시스템 정상운용 및 히터결함 시험 ····· 30

제 2 절 열해석 모델 구축 및 보정 ····· 42

제 4 장 궤도 열환경 조건 열해석 ····· 52

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 절 열설계 개념 및 해석 경계조건 52
제 2 절 열해석 결과 58

제 5 장 결 론 70
【참고문헌】 71
【연구실적】 74

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF FIGURES

Fig. 1 Configuration of Electromagnetic Spectrum [1,2] ····· 6
Fig. 2 Image Quality Degradation due to Non-uniformity Output Characteristics of IR Sensor ((a) Before Calibration, (b) After Calibration) [24] ····· 7
Fig. 3 Configuration of Spaceborne Black Body System ((a) AIRS, (b) Terra, (c) AATSR) [14-16] ····· 8
Fig. 4 Configuration of GLORIA Aircraft Black Body System [19] ····· 10
Fig. 5 Configuration of On-board Black Body System [22,23] ····· 11
Fig. 6 Spectral Emissive Power of a Black Body [25,26] ····· 13
Fig. 7 Mechanical Configuration of MEMS-based Black Body System ((a) Assembly View, (b) Exploded View) ····· 18
Fig. 8 Geometry of Micro Heater & Temperature Sensor ····· 22
Fig. 9 Fabrication Process of Micro Heater & Temperature Sensor ····· 23
Fig. 10 Configuration of Micro Heaters & Temperature Sensors on Black Body System ····· 24
Fig. 11 Engineering Model of MEMS-based Black Body System ····· 25
Fig. 12 Test Set-up Configuration of EM Vacuum Test ····· 28
Fig. 13 Configuration of Micro Heater Location ····· 32
Fig. 14 Temperature Profile of EM Vacuum Test Results at Normal Case ((a) 140sec Heating, (b) 500sec Heating) ····· 33
Fig. 15 Infrared Image on Black Body Surface at Normal Case ((a) Heating Range, (b) Cooling Range) ····· 34
Fig. 16 Temperature Profile of EM Vacuum Test Results at Failure Case ((a) 2EA Failure, (b) 4EA Failure) ····· 36
Fig. 17 Infrared Image on Black Body Surface at 1EA Failure Heater ((a) Heating Range, (b) Cooling Range) ····· 37
Fig. 18 Infrared Image on Black Body Surface at 4EA Heater Failure ((a)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Heating Range, (b) Cooing Range) ····· 39
Fig. 19 Configuration of MEMS-based Black Body System TMM for Correlation ····· 44
Fig. 20 TMM Correlation Results at 140sec Heating Case ((a) Temperature Profile, (b) Correlation Error) ····· 47
Fig. 21 TMM Correlation Results at 500sec Heating Case ((a) Temperature Profile, (b) Correlation Error) ····· 49
Fig. 22 Configuration of TMM for Orbit Environment Analysis ····· 54
Fig. 23 Configuration of TMM Boundary Condition ((a) Isometric View, (b) Bottom Side View) ····· 55
Fig. 24 Temperature Profiles of MEMS-based Black Body System Thermal Analysis at Cold Case ····· 60
Fig. 25 Temperature Contour Maps on the MEMS-based Black Body Surface at Cold Case ((a) Heating Range, (b) Cooling Range) ····· 61
Fig. 26 Temperature Profiles of MEMS-based Black Body System Thermal Analysis at Hot Case ····· 63
Fig. 27 Temperature Contour Maps on the MEMS-based Black Body Surface at Hot Case ((a) Heating Range, (b) Cooling Range) ····· 64
Fig. 28 Temperature Difference between Representative Surface Temperature and each Temperature Sensors for MEMS-based Black Body((a) Cold Case, (b) Hot Case) ····· 66
Fig. 29 Estimation Accuracy for MEMS-based Black Body System at Worst Cold and Hot Cases ····· 68

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF TABLES

Table 1 Specification of MEMS-based Black Body System ····· 26
Table 2 Specification of Rotary Pump ····· 29
Table 3 Specification of Chiller ····· 29
Table 4 Summary of EM Vacuum Test Results ····· 41
Table 5 Thermo-physical & optical Properties for Correlation Analysis ····· 45
Table 6 Thermal Coupling Condition of TMM ····· 46
Table 7 Summary of Correlation Analysis Results ····· 51
Table 8 Thermo-physical & optical Properties for Orbit Environment Analysis 56
Table 9 Heat Dissipation & Heater Set-point ····· 57
Table 10 Boundary Temperature for Thermal Analysis ····· 57
Table 11 Summary of Orbit Environment Thermal Analysis Results ····· 69

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

ABSTRACT

Study on MEMS-based Black Body System for On-board Calibration of Spaceborne Image Sensor

by Bong-Geon Chae
Advisor : Prof. Oh, Hyun-Ung, Ph. D.
Department of Aerospace Engineering
Graduate School of Chosun University

Spaceborne image sensors such as infrared (IR) detector have non-uniformity output characteristics owing to time elapses on/off operation during the mission period in orbit. Therefore, these image sensors require periodic calibration to correct the non-uniformity characteristics using a black body system to maintain the estimation accuracy with respect to measurement objects and image quality of the observation satellite.

The main objectives of a black body system for image sensor calibration are estimating a representative surface temperature from an image sensor and providing a uniform temperature distribution at various reference temperatures from a black body surface. For example, Oh et al. developed an on-board black body system that can provide temperature calibration from low to high temperature, while calibrating the non-uniformity characteristics to an IR detector. However, the function of the on-board black body system was limited to calibrating the non-uniformity characteristics, such that the reference temperature information that can perform is very limited. In addition, the on-board black body system requires a complex thermal design to provide reliable, accurate temperature estimations. It was essential to consider a thermal conduction path or thermal mass at low temperature and additional

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

heaters at high temperature for providing low- and high-temperature information. These technical approaches might increase the complexity of the thermal design and lower its reliability.

To overcome the above mentioned drawbacks of the conventional black body system, a MEMS-based black body system using a thermoelectric device was proposed in this paper. The MEMS-based black body system has advantages, such as lightweight, low power, and high accuracy that makes it easier to estimate the representative surface temperature of the black body. In addition, it can obtain high-temperature uniform information at various reference temperatures, from low- to high-temperature consumption, compared with conventional systems. In addition, applying a radiator of aluminum having high conductivity for transport of the residual heat and thermal conduction path from the black body to the deep space. The feasibility of the proposed MEMS-based black body system was validated through the thermal analysis.

Key Word : Spaceborne Image Sensor, Infrared(IR) detector, Black Body System, Calibration, MEMS(Micro Electro Mechanical Systems)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 장 서 론

지상에 존재하는 모든 물체는 절대온도 0K (-273℃)이상에서 적외선 복사에너지를 방출하고 있으며, 물질에 따라 방사되는 복사에너지양은 다르게 나타난다. 복사에너지는 분자의 진동이나 회전에너지에 의해 발생하며, 일정 온도를 가지는 물체의 경우 특정 파장분포의 에너지를 방출하고 온도 상승 및 분자 운동이 활발할 수 록 복사 에너지는 상승하게 된다. 이러한 복사에너지는 19세기 발견이래로 현재까지 응용하기 위한 연구가 지속적으로 이루어지고 있다. 적외선 파장 대역은 Fig. 1에 도시한바와 같이 0.75~1000μm 파장대역에 있으며, 일반적으로 0.75~1.5μm 대역은 근적외선 (Near-Wavelength Infrared, NWIR), 1.5~5.0μm 대역은 중적외선 (Midium-Wavelength Infrared, MWIR), 5.0~1,000μm 대역은 원적외선 (Long-Wavelength Infrared, LWIR)으로 세 영역으로 분류 된다. 이러한 적외선 대역은 가시광선 (Visible Light) 및 자외선 (Ultraviolet)보다 파장이 길고 마이크로파 (Microwave)보다 작으며, 대기환경에 민감하므로 파장에 따라 분자덩어리, 비, 눈, 안개, 등 수분 성분에 의해 흡수 또는 산란되어 지구 대기를 투과하지 못하는 특성을 갖는다. 파장에 따라 6~7μm는 수증기 (H_2O)에 대한 투과 특성이 있으며, 3~5μm, 8~14μm에서 이산화탄소 (CO_2)와 오존 (O_3)이 투과 특성을 가진다. 또한 앞서 설명한 바와 같이 모든 물체는 적외선 에너지를 방출하고 있다. 예를 들어 약 526℃ (800K)에 이르는 제트 엔진의 경우 최대 방사에너지 파장이 3~5μm에 해당하는 중적외선 대역에 존재하게 되며, 중적외선 대역의 관측 장비로 제트엔진의 구동여부 판독이 가능하다[1,2].

이러한 온도 변화에 따른 적외선 복사 에너지 변화 특성을 이용하여 온도를 측정하는 장비 개발이 활발히 진행되고 있으며, 대표적으로 적외선 카메라가 있다. 적외선 카메라는 피사체에서 방사되는 적외선 복사에너지를 감지하여 전기신호로 변환하여 온도 측정 및 온도분포 영상을 획득할 수 있는 장비로써, 최근 산업 및 의료, 군수분야에서 온도 측정용으로 많이 활용되고 있다[2]. 적외선 카메라는 검출기 소자의 배열 방법에 따라 크게 비 냉각형 검출기와 냉각형 검출기 두 가지로 나뉜다. 냉각형 검출기의 경우 회로내부의 열잡음을 측정 대상체의 열적 신호보나 낮은 수준으로 감소시키기 위한 센서의 온도를 극저온(보통 영하 193℃)으로 냉각시켜주는 극저온냉각장치를 내장하고 있어 비 냉각형 검출기보다 정밀한 측정이 가능하다. 이러한 냉각형 검출기의 적외선 카메라는 주로 군수용으로 많이 적용되고 있으며, 비 냉각형 검출기의 경우 민수용 및

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

소형 무인기 등에 사용하고 있는 추세이다[3,4].

적외선 카메라는 그 특성에 맞게 의료분야에서는 인체 체열 감지 및 열상 촬영 진단에 많이 사용되고 있으며, 미세균열 검출을 위한 비파괴검사, 반도체 소자 결함분석 등 열화상 영상을 활용한 검사 등의 산업분야에서도 활용되고 있다[5]. 또한, 우주 궤도상에서 운용되는 인공위성 영상장비에도 적용 가능하여, 지구 표면과 같은 관심 지역의 적외선 영상을 획득할 수 있다. 하지만 지구 관측은 복사에너지가 매우 작으므로 냉각기를 이용한 냉각형 적외선 검출기가 적용되어야하며, 이는 위성체 개발에 있어 구조/열설계에 복잡성을 야기하는 주된 요인으로 작용한다. 또한, 측정 대상체의 온도차가 크지 않으므로 교정에 한계가 있으며, 태양빛의 복사에너지가 검출기로 유입될 경우 영상 분석에 어려움이 존재할 수 있다[6]. 또한 위성에서 적용되는 적외선 카메라는 전자광학 (Electro Optical, EO) 카메라에 비해 해상도가 다소 떨어지나 주야간, 해무 구름 낀 상황 등에도 촬영이 가능하며, 열적 분해능기능이 있기 때문에 열적 분석이 가능한 장점을 가지고 있다.

상기 적외선 검출기 등과 같은 영상센서의 경우 작동/비작동 및 시간 경과에 기인하여 동일 광원에 대한 응답특성의 비균일 특성이 존재하게 되며 이는 곧, Fig. 2 (a)와 같이 영상품질의 저하를 야기한다. 따라서 영상센서의 장시간 구동 안정성 확보 및 Fig. 2 (b)와 같은 고품질의 영상을 획득하기 위해서는 교정 장치를 통해 주기적인 교정이 반드시 이루어져야한다[7-9]. 인공위성에 적용되는 영상센서 중 가시광선센서 교정의 경우 태양빛의 반사도 (Reflectivity)를 정확히 나타내어 교정을 수행하며, 지상에서 적분구 (Integrating Sphere, IS)를 통해 교정을 수행하고, 광확산기 (Solar Diffuser)를 위성에 탑재하여 촬영임무 수행 전 주기적인 교정임무를 수행하게 된다[5]. 아울러, 적외선 영상센서의 교정은 흡수율 (Absorptivity)과 방사율 (Emissivity)이 “1”에 가까운 탑재교정용 흑체시스템을 통해 교정이루어지며, 기준온도로 승온한 흑체로부터 방사되는 적외선의 방사량과 온도 관계를 측정하여 온도와 적외선의 방사량과의 관계를 교정하게 된다. 위성용 센서 교정 장치를 탑재하지 않았거나 교정 장치에 결함이 발생할 경우 태양, 달, 심우주 또는 지구의 사막과 극지방의 얼음층 등을 통해 간접적으로도 센서 보정 또한 가능하다[10].

교정용 흑체의 개발은 여러 기술 선진국에서 표준기관을 통해 개발하고 있으며, 국내에서도 활발히 개발을 진행하고 있다. 일반 산업에서 개발된 흑체시스템의 경우 넓은 교정온도 제공이 가능하며 온도안정성 또한 뛰어나지만 발사환경 및 궤도환경에 대한 검증이 이루어지지 않아 위성시스템에 적용이 불가하므로 이에 대한 검증이 된 흑

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

체를 탑재해야한다. 위성용 적외선 검출기 교정에 사용되는 흑체시스템의 경우 발사환경에서 구조적 안정성을 가져야하며, 우주궤도 환경에서 교정온도 제공 시 흑체 표면에서의 온도균일화 및 온도센서로부터의 표면 온도 추정이 가능한 대표표면온도 정보 제공이 가능해야한다. 이에 대하여, Mooney et al. [11]은 위성 영상센서의 시간 평균 및 비균일 응답특성에 대해 연구하였으며, 비균일 출력특성은 센서 성능에 영향을 미치므로 교정을 해야 함을 지적하였다. 또한, Dimmock et al. [12,13]은 주변 환경의 광자 플럭스에 따른 로그함수를 제시하였고, 위 함수를 통해 적외선 검출기의 성능을 제한하는 비균일 응답특성을 설명하였다. Xiong et al. 이 개발한 MODIS (Moderate Resolution Imaging Spectrodiometer)는 미국 NASA에서 개발한 적외선 탑재체로 1999년에는 Terra위성, 2002년에는 Aqua위성에 탑재되어 지구의 구름분포변이 및 지구 복사에너지변화 관측 임무를 수행하였으며, 상기 시스템은 Fig. 3 (a)에 도시한 흑체에 의한 교정 시 신호 노이즈 및 열적 안정성이 우수함을 보였다[14,15]. Fig. 3 (b)는 2002년에 발사된 AIRS (Atmospheric Infrared Sounder) 위성에 탑재된 영상센서의 교정용 흑체로 흑체 목표 방사율이 0.999에 가깝도록 설계 되었다.

Figure 3 (c)는 ESA에서 개발한 AATSR (Advanced Along-Track Scanning Radiometer) 위성의 흑체시스템으로 최대 보정오차가 0.1℃이하이며, 방사율은 0.99의 높은 방사율을 가지나 두 개의 흑체시스템으로 구성되어 있다[16]. 우주 프로그램 중 일환으로 우주왕복선에 탑재되는 GIFTS (Geosynchronous Imaging Fourier Transform Spectrometer) 탑재교정용 흑체가 개발되었으며, 표면온도 추정을 위해 흑체에 삽입된 온도 센서와 하니스 (Harness) 간 열적 손실을 최소화한 온도센서를 개발하여 흑체성능을 향상시켰다[17]. Sapritsky et al. [18]은 적외선 센서의 교정을 위해 중/저온 온도 정보를 제공하며, 흑체표면 가열 및 냉각 시 발생하는 비 균일 출력특성을 최소화하기 위해 열설계를 통해 고 정밀 흑체시스템을 개발하였다. 또한, Olschewski et al. [19]이 제안한 흑체 시스템은 흑체의 고온 및 저온에서의 온도 제공이 가능하도록 Fig. 3과 같이 복수개의 흑체를 탑재하였으며, 흑체 내부에 직접적인 반사를 피하기 위해 흑체 페인트가 도포된 알루미늄으로 이루어진 삼각뿔형태의 흑체로 구성되어, 교정임무 수행 시 흑체의 온도정보를 영상센서로 지향하기 위한 교정 메커니즘이 탑재되었다. 이외에도 국내에서 개발된 교정용 흑체시스템으로, Kim et al. [20]은 저온-고온 진공흑체 시스템을 개발하였으며, 268K~333K 구간에서 온도편차가 0.009K를 보임으로써 측정장치의 교정을 위한 기준장치로써 성능이 안정적이나 지상용으로 개발되어 우주에 적용하기에는 한계가 존재한다. 또한, 국내에서 개발한 위성용 적외선 검출기의 1℃미만

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

오도편차를 가지는 대구경 흑체를 개발하였으나 상기 흑체시스템도 지상에서 적외선 탑재체에 대한 검출기 검보정용으로만 사용되었다[21]. 유일하게 우주용 흑체개발을 위해 국내에서는 Oh et al. [22,23]은 Fig. 5와 같이 하나의 흑체로 저온에서 고온에 이르는 교정온도 제공이 가능한 단일 흑체시스템을 개발 하였으며 비행모델 (Flight Model)로 개발되었다. 상기 흑체의 경우 검출기의 비균일 출력특성 교정에만 한정되어 있어 제공 가능한 기준온도정보가 매우 제한적이다. 또한 측정 대상체의 추정 정확도 향상을 목적으로 저온에서 고온에 이르는 흑체 기준온도 제공을 위해서는 흑체로부터 위성체 외부에 위치한 방열판으로의 열적 전도 경로를 확보가 요구되며, 이로 인한 열적 손실을 방지 및 고온 온도정보 제공을 위해 히터의 적용이 요구되는 등 열설계의 복잡성을 야기함과 동시에 흑체 표면온도 균일도 확보에 어려움이 존재한다.

본 논문에서는 종래의 적외선 검출기 교정용 흑체시스템의 단점을 극복하기 위해 시스템 단순화 및 고기능 구현이 가능하고 초경량, 저 전력, 고정밀도 구현이 가능한 미세기전력시스템 (Micro-electro Mechanical Systems, MEMS)기술에 주목하였다. 상기 MEMS 기술을 흑체시스템에 적용할 경우 흑체 표면에 마이크로 히터와 온도센서를 고집적화가 가능하여 흑체시스템의 대표표면온도 추정에 있어 고밀도의 추정이 용이하며, 소형화 및 경량화 구현이 가능하다. 본 논문에서 제안한 MEMS 기반 흑체시스템은 고온온도 정보 제공을 위한 마이크로 히터, 흑체표면을 고정밀도로 측정하기 위한 마이크로 온도센서, 마이크로 히터 및 온도센서를 제어하기 위한 제어보드, 가열 후 잔열 수송 및 심우주로 열을 방출하여 저온 온도정보를 제공하기 위한 방열판으로 구성되었으며, 정밀한 대표표면온도 추정정확도를 구현하기 위해 흑체 표면에 온도센서가 내장되어있다. 본 연구에서는 제안한 MEMS 기반 흑체시스템의 기능을 확인하기 위해 흑체시스템의 기능모델 (Engineering Model, EM)을 제작하였으며, 진공환경에서의 정상운용 및 히터결함 검증시험을 통해 설계의도 대로 상기 흑체시스템이 정상작동 함을 입증하였다. 위에서 수행한 기능시험을 토대로 열해석 모델 보정을 수행하여 고 신뢰도의 열해석 모델을 구축하였으며, 궤도환경 조건에 대한 열해석을 수행하여, 흑체표면 온도구배 및 대표표면온도추정 정확도에 대해 분석하여 상기 MEMS 기반 흑체시스템의 설계 유효성 및 타당성을 입증하였다.

본 논문의 구성으로 제 1장에서는 MEMS 기반 흑체 시스템의 연구배경 및 목적에 대해 서술하였다.

제 2장에서는 흑체 복사이론, 흑체시스템 개요 및 구성에 대하여 설명하였으며, 본 연구에서 제안한 흑체시스템의 설계 및 제작에 대해 설명하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3장에서는 설계 유효성 검증 시험 및 열해석 모델 보정에 대해 서술하였다.

제 4장에서는 3장에서 구축된 열모델을 통해 궤도 열환경 조건에 대한 열해석 수행 내용 및 해석결과 분석에 대하여 기술하였다.

제 5장에서는 결론, 참고문헌 및 연구실적을 기술하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

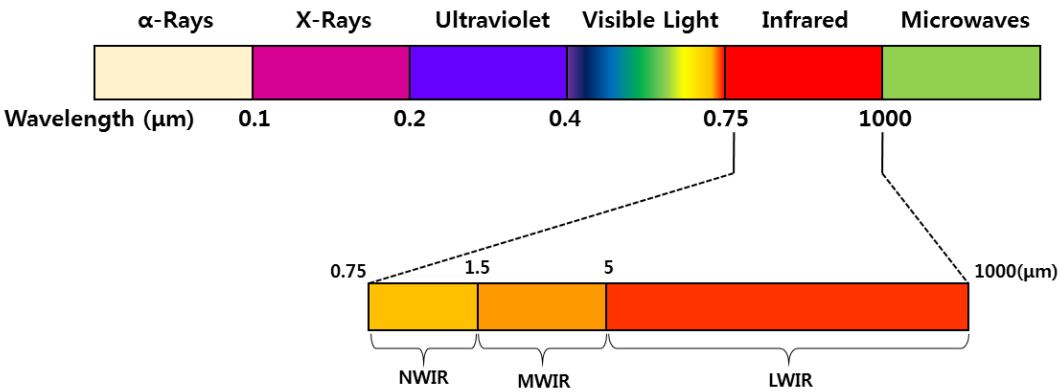
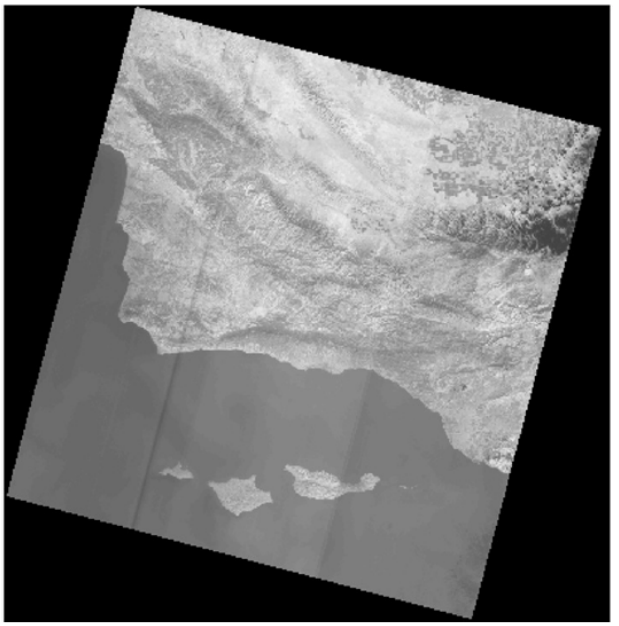


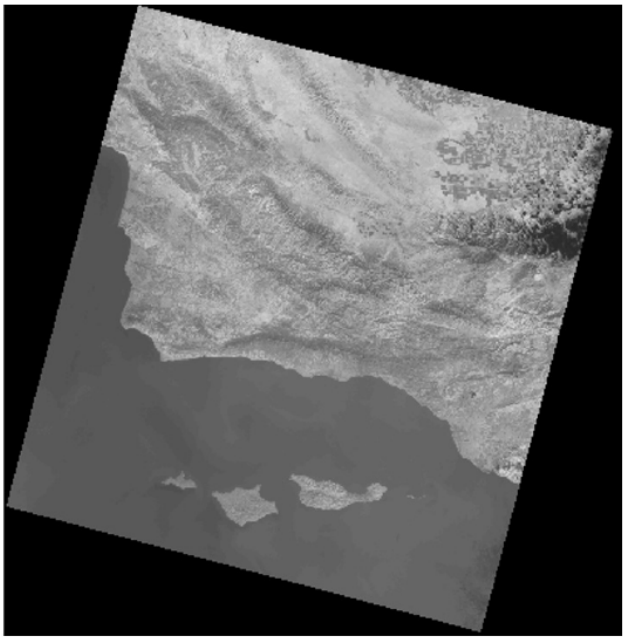
Fig. 1 Configuration of Electromagnetic Spectrum [1-2]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)



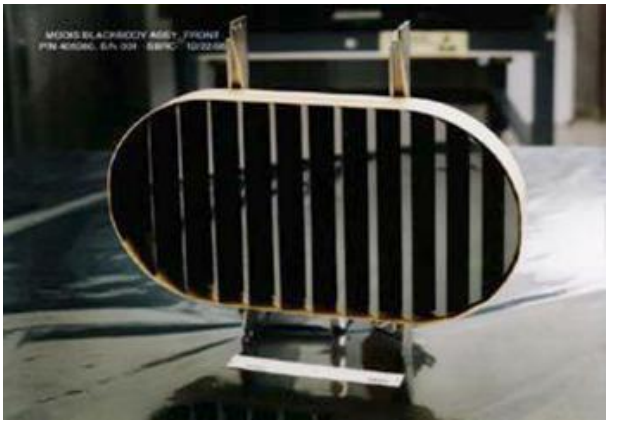
(b)

Fig. 2 Image Quality Degradation due to Non-uniformity Output Characteristics of IR Sensor ((a) Before Calibration, (b) After Calibration) [24]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

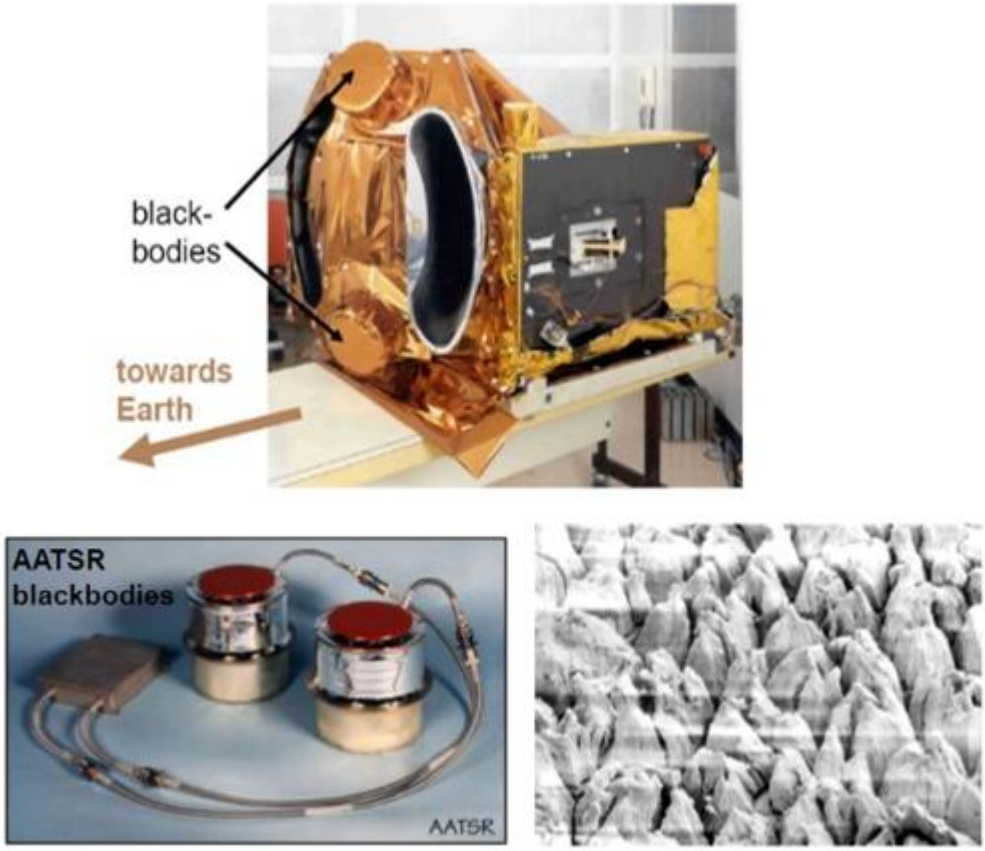
(a)



(b)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(c)

Fig. 3 Configuration of Spaceborne Black Body System ((a) AIRS, (b) Terra, (c) AATSR) [14-16]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

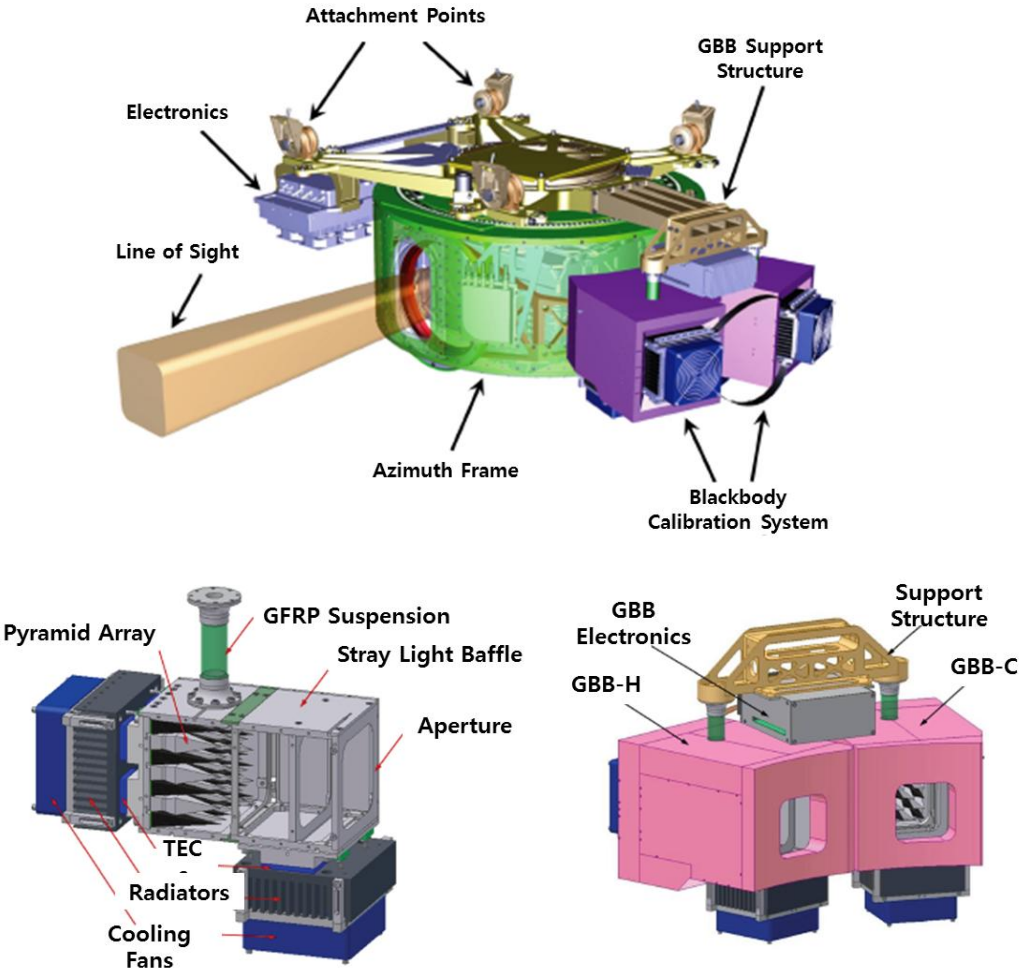


Fig. 4 Configuration of GLORIA Aircraft Black Body System [19]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

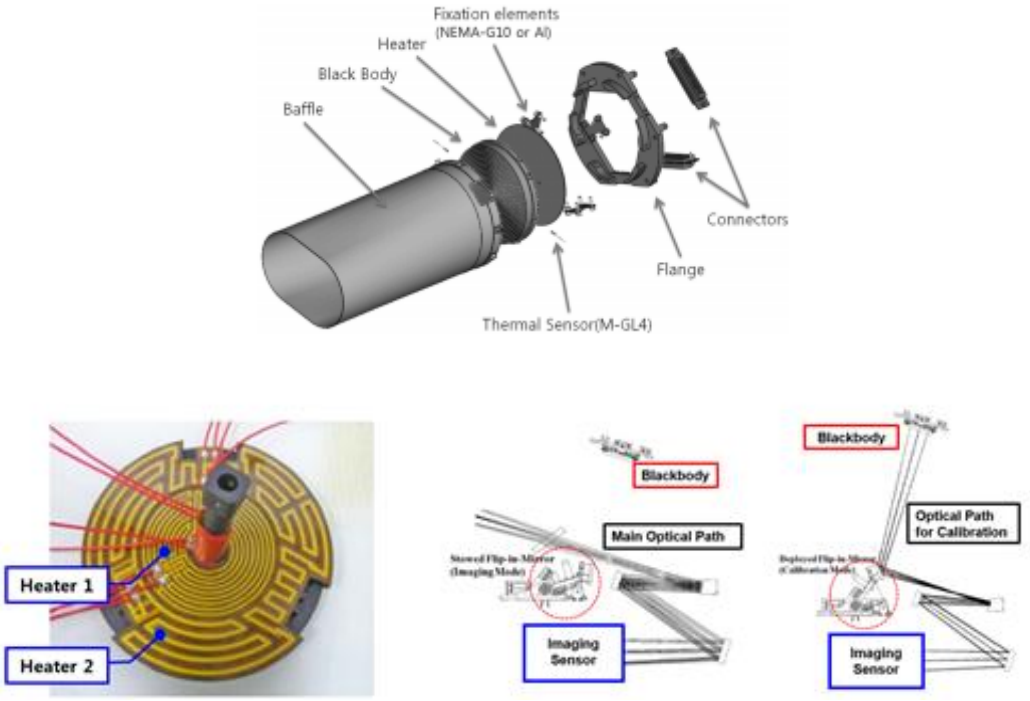


Fig. 5 Configuration of On-board Black Body System [22,23]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 장 위성 영상센서 출력특성 교정용 MEMS기반 흑체시스템

제 1 절 흑체 복사이론

본 절에서는 흑체 시스템 설계에 필요한 흑체복사 기본 원리 및 방정식에 대하여 서술하였다. 먼저 완전흑체 (Real Blackbody)의 경우 반사 및 투과되는 에너지 없이 입사되는 복사에너지가 100%흡수되는 물질, 즉 완전 흡수체임과 동시에 완전 방사체를 의미하며 실제 존재하지는 않지만 이에 가깝게 흡수 및 반사, 투과 시키는 물질은 존재한다. 완전흑체는 물체에서 방출하는 적외선 복사에너지와 온도의 상관관계에 있어 열화상 관련 과학에서는 중요한 기본원리가 된다[25-26].

앞서 설명한 것과 같이 흡수율과 방사율 관계를 키르히호프 법칙 (Kirchhoff's Law)으로 나타낼 수 있다. 물체 방사 특성은 E_b로 표기하며, 물체의 방사율(Emissivity, ε) 또는 흡수율(Absorptivity, α)이라 칭한다.

$$\alpha(\lambda) = E_b(\lambda) \tag{1}$$

$$\varepsilon(\lambda) = E_b(\lambda) \tag{2}$$

여기에서 λ는 파장을 의미하며, 위 수식에 따라 총 복사법칙은 식 (3)으로 나타낼 수 있다.

$$1 = E_b + \rho + \tau \tag{3}$$

여기에서 τ는 투과율, ρ는 반사율을 나타낸다. 이때, 불투명한 물체는 $\tau = 0$, 완전흑체는 완전한 흡수체 특성을 가지므로 $\rho = 0$, $E_b = 1$로 표기가능하다. 또한 완전흑체의 경우 온도와 복사파장에 따라 변화하며, 식 (4)로 나타낼 수 있다. 이를 플랑크 법칙 (Plank's Law)이라 한다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

$$E_{b,\lambda}(\lambda, T) = \frac{2\Pi hc^2}{\lambda^5(\exp(\frac{hc}{\lambda kT})-1)} \tag{4}$$

여기에서 h와 k는 각각 플랑크 상수 (Plank Constant, h=6.6261 x 10^{-34} J·s)와 볼츠만 상수 (Boltzmann Constant, k=1.381 x 10^{-23} J/K)를 의미하며, c는 진공상태에서의 빛의 속도(c=2.9979 x 10^8 m/s), T는 절대온도를 의미한다.

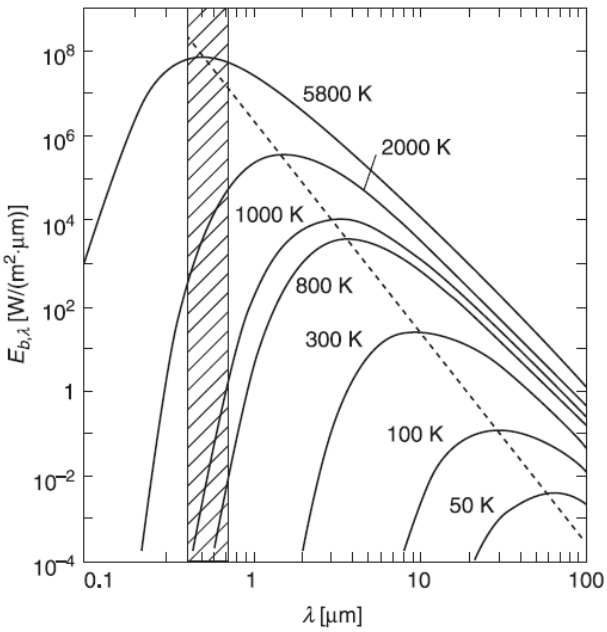


Fig. 6 Spectral Emissive Power of a Blackbody [25,26]

Figure 6은 파장 당 복사에너지에 대한 흑체방사 스펙트럼을 나타내며, 물체의 온도가 상승할수록 방사되는 에너지양은 증가하고, 파장은 짧아지는 것을 알 수 있다. 즉, 흑체방사 스펙트럼은 최댓값을 가지며, 이에 해당하는 파장은 온도에 의존함을 알 수 있다[20]. 상기 분포도의 최댓값은 식 (5)와 같이 빈의 변위법칙 (Wien's Displacement Law)으로 산출가능하다.

$$\lambda_{max}\ T_b = C_1 \tag{5}$$

여기에서 λ_{max}는 최대 복사강도, C_1은 복사상수 (C_1=2898μm·K), T_b는 흑체 절대온도

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

를 의미한다. 예를 들어 위 수식에 따라 온도가 0℃인 흑체는 10.61μm에서 방사가 이루어지며, 40℃인 흑체는 약 9.25μm대역에서 방사가 일어난다.

$$E_b = \sigma \times T_b^4 \tag{6}$$

식 (6)은 흑체의 전체 방사력 (E_b) 즉, 스테판-볼츠만 법칙 (Stefan-Boltzmann's Law)으로 Planck 분포 식에 따라 식 (6)과 같이 나타낼 수 있다. 이때 σ는 스테판-볼츠만 상수 (Stefan-Boltzmann's Constant)로써 값은 5.670 x 10^{-8} W/m^2K^4이다. 이로부터, 흑체의 온도를 알면 모든 방향에 대한 파장 및 복사량을 간단히 산출가능하다. 예를 들어 흑체표면의 온도가 2배 승온하면 최대 파장은 2배 짧아지고, 방사 에너지는 16배 증가하게 된다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 MEMS 기반 흑체시스템 개요 및 구성

적외선 영상센서의 비균일 출력특성을 보정하기 위한 방법으로 일점교정 (One-point Calibration), 이점교정 (Two-point Calibration) 및 다점 교정 (Multi-point Calibration) 등 다양한 교정방식이 존재하며, 이점교정방식이 두 온도지점의 검출기 센서 응답으로부터 보정계수 산출에 정확도 및 효율이 높아 널리 적용되고 있다[9]. 흑체를 통해 교정된 영상의 응답 수치는 디지털 수 (Digital Number, DN)로 나타내며, 상기 수치는 복사량에 대해 수식 (7) 같이 표기 가능하다.

$$DN_i(\Phi) = G_i\Phi + O_i \tag{7}$$

여기에서 DN_i는 i 픽셀에서 디지털 수, G_i는 i 픽셀에서 보정기울기, O_i는 i 픽셀의 보정상수, Φ는 복사량을 의미한다. 위 수식은 선형적인 특성으로 보정 기울기 값과 보정상수항에 대해 나타낸다. 식 (8)은 각 픽셀에 대한 보정기울기와 보정상수항을 산출하는 식을 나타낸다.

$$G_i = \frac{\overline{DN}(\Phi_2) - \overline{DN}(\Phi_1)}{DN_i(\Phi_2) - DN_i(\Phi_1)} \tag{8}$$

$$O_i = DN_i(\Phi_1) - (G_i \times DN_i(\Phi_1)) \qquad ()$$

여기에서 $\overline{DN}(\Phi_1)$, $\overline{DN}(\Phi_2)$은 두개의 교정온도에서 촬영된 디지털 수의 평균값을 나타내며, Φ_1과 Φ_2는 비균일 응답특성 보정을 실시하는 두 개의 복사량을 의미한다. 따라서 식(7)의 정확도는 복사량의 정확도에 비례하고 복사량의 오차는 비균일 응답특성 오차라 할 수 있다[27].

위성용 탑재교정 흑체시스템을 이용한 영상센서의 출력 특성 교정은 앞서 설명한 이론으로 교정되며, 기준온도에서 교정하기 위해 흑체를 가열하여 승온시키고, 승온된 흑체로부터 방사되는 적외선 방사량과 온도관계를 측정하여, 측정된 온도와 적외선의 방사량과의 관계를 통해 교정을 수행한다. 상기 흑체시스템의 열설계를 위한 주요파라미터로 교정 면인 흑체 표면은 0.99이상의 방사율을 가져야하며, 일정온도를 유지 후 40℃까지 승온 가능해야하고 교정임무 수행 시 1℃미만의 흑체 표면온도 구배가 이루어

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

져야한다. 아울러, 교정 임무 구간에서 내장된 온도센서를 통해 흑체 표면온도를 높은 정밀도로 대변 가능해야 한다.

흑체시스템은 흑체의 표면을 균일하게 가열하고 온도를 최대한 정밀하게 추정하기 위해서는 히터와 온도센서를 흑체표면에 최대한 근접하게 배치하는 것이 중요하나, 일반적인 우주용 흑체 시스템의 경우 흑체 재료 및 공간적인 한계로 인해 설치가 제한적이다. 또한, 국내에서 개발한 우주용 흑체시스템은 저온에서 고온에 이르는 온도정보 제공을 위해 히터, 히트파이프, 방열판의 사용이 요구되는 등 흑체 시스템의 복잡화 및 위성 시스템 레벨 시험 시 히트파이프 위치에 따른 시험의 제한성이 수반되게 된다. 아울러, 방열판과 연결된 히트파이프에 의한 지속적인 열손실로 인해 이를 보상하기 위한 히터가 배치되므로 온도 균일화 확보에 문제점이 존재하게 된다.

본 연구에서는 상기 문제점 및 설계 요구조건에 기인하여 MEMS 기반 흑체시스템을 제안하였으며, 형상을 Fig. 7에 도시하였다. 도식 도에서 나타낸바와 같이 상기 흑체시스템은 흑체 웨이퍼 브래킷, 흑체웨이퍼, 방열판, D-sub 포트 로 구성된다. 흑체웨이퍼에 적용되는 미세전자기계시스템 (Micro-electro Mechanical Systems, MEMS)은 반도체 공정기술로써, 마이크로 (μm)나 밀리미터 (mm) 크기의 초소형 정밀 제작기술을 의미한다. MEMS는 고집적회로 구현이 가능하므로 마이크로 단위의 작은 회로구성이 용이하여 주로 의료기기 및 센서, 액추에이터 등에 많이 활용된다. MEMS는 실리콘, 유리 등에 수백 마이크로 단위로 제작 가능하여, 크기와 소모 전력을 크게 낮출 수 있으며, 공정 대상 체에 MEMS 기술을 고집적화가 가능하여 높은 신뢰도의 미세구조물 제작이 가능하고 분석시간 단축이 가능하다. 이러한, MEMS 공정을 적용할 경우 초소형, 초경량으로 제작 가능하고, 저전력을 소모할 뿐만 아니라 흑체 표면온도를 정밀하게 측정 및 균일하게 승온시키기 위해 다수의 온도센서 및 히터를 흑체에 근접하게 위치시키는 것에 유리하며, 기존 흑체시스템보다 높은 균일도의 온도정보 제공이 가능하다[28,29].

흑체 웨이퍼 재질은 MEMS 공정에 널리 적용되는 실리콘 (Silicon, Si)을 사용하였으며, 전면부에는 고방사율의 흑체 페인트를 도포하였다. 흑체 웨이퍼 후면부에는 균일한 온도분포 및 고정밀도의 대표표면온도추정을 구현을 목적으로 복수개의 마이크로 히터와 온도센서가 증착된다. 위와 같이 복수개의 마이크로 히터 및 온도센서를 흑체 웨이퍼에 구현함에 따라 흑체 시스템을 소형화 경량화 할 수 있을 뿐만 아니라, 가열 시에 열효율을 크게 높일 수 있으며, 고정밀도로 흑체 웨이퍼의 온도를 측정할 수 있다. 마이크로 히터와 온도센서의 구동은 제어보드에 내장되어있는 포고 핀 (Pogo pin)을 통해 전기적 접속이 이루어져, 제어보드 (Control Board)로부터 복수개의 마이크로 히터

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

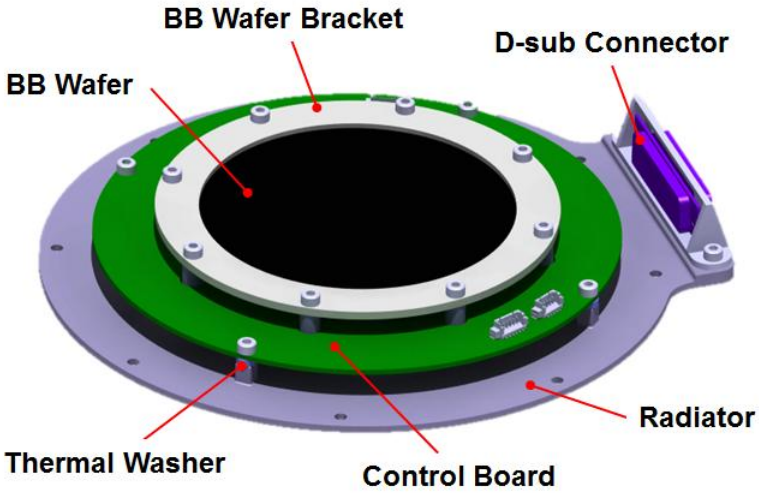
로 전력 인가하여 승온시키며, 상기 온도센서로부터 출력되는 온도신호를 통해 흑체표면온도 측정을 수행한다.

또한, 상기 흑체시스템 구성으로 흑체 웨이퍼고정을 위한 브래킷 (Bracket), 흑체 웨이퍼 발열 후 발생하는 잔열 수송 및 심우주로 열을 방출하여 저온온도 정보제공 가능하도록 하는 열적완충질량 (Thermal Buffer Mass) 형태의 열전도율이 높은 알루미늄 (Aluminum, Al) 재질의 방열판 (Radiator)으로 구성된다.

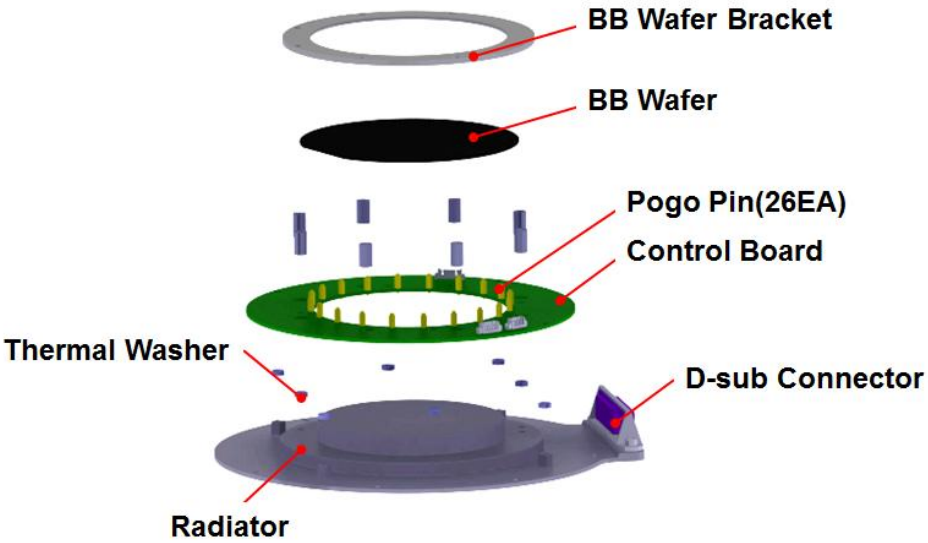
상기 흑체시스템의 운용은 앞서 설명한 설계 요구조건에 따라, 마이크로히터를 통한 가열구간 (Heating Range) 및 방열판을 이용한 냉각구간 (Cooling Range)으로 나뉘며, 온도 구배가 최소화구간인 냉각구간에서 교정임무 (Calibration)를 수행한다. 상기 운용개념에 관한 내용을 제3장 열해석 결과 분석에서 상세히 서술하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)



(b)

Fig. 7 Mechanical Configuration of MEMS-based Black Body System

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 MEMS기반 흑체시스템 설계 및 제작

본 절에서는 흑체시스템 제작에 앞서 흑체 가열 및 표면온도 측정을 위한 마이크로 히터와 온도센서의 설계에 대해 언급하였으며, 설계 내용을 바탕으로 제작되었다. 먼저 히터는 전력인가 시 열이 발생하며, 이는 전류의 발열작용에 의한 것으로 발열작용에 의해 생성되는 열에너지를 줄열 (Joule Heat)이라 한다. 열에너지는 식 (9)로 표현이 가능하다.

$$H = I^2 \times R \times t \tag{9}$$

여기에서 H는 줄열을 의미하며, I는 전류, R은 저항, t는 전류 인가 시간을 의미한다. 마이크로 히터설계 시 설계변수는 식 (10)에 따라 물질의 비저항(ρ)과 기하학적 형상(l/A)에 의해 결정된다.

$$R = \rho \times \frac{l}{A} \tag{10}$$

본 연구에서의 마이크로 히터와 온도센서는 내산화성이 강하고 온도에 의한 재질 특성변화가 작고 제작공정이 상대적으로 간단한 백금 (Pt)재질을 적용하였으며, 기판 및 외기로의 열 손실이 다른 형상에 비해 상대적으로 작다고 알려진 Fig. 8과 같은 미로형 (Serpentine)으로 증착하였다[30,31]. 또한 설계변수 중 하나인 기하학적 형상은 히터의 길이 (Length), 박막 두께 (Thickness), 패턴의 폭 (Pattern Width), 패턴 간 간격 (Gap)에 의해 결정되며, 이는 히터의 초기저항 설정에 영향을 미친다. 본 연구에서는 증착 조건을 고려하여 박막두께 2200Å, 패턴 폭 0.1mm, 간격 0.3mm, 길이 4.7mm, 폭 3.13mm로 설계하였으며, 이에 따라 초기저항 값은 약 1297Ω으로 산출되었다. 마이크로 히터의 제작공정은 Si 웨이퍼에 감광제 (PR)을 코팅하고, 미리 제작된 석영마스크 (Quartz Mask)를 통해 UV (Ultraviolet)를 노출시켜 PR현상과정을 거치게 된다. 이후 스퍼터 (Sperter)를 통해 백금 층의 Pt/Ti/PR 층이 형성된다. 이때 아세톤용액을 통해 박리공정(Lift off)을 수행하면 Pt/Ti/PR 층이 박리되게 되어 최종적으로는 웨이퍼에 Pt/Ti층의 마이크로 히터가 증착되게 되며, 일련의 과정을 Fig. 9에 나타내었다. 아울러, 온도를 측정하기 위한 마이크로 온도센서는 크게 측온저항체 (Resistance

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Temperature Detectors, RTD), 써미스터 (Thermistor), 열전대 (Thermocouple)로 분류된다. 측온저항체는 온도변화에 따른 저항 값의 변화를 이용한 온도센서로 안정도가 높고, 감도가 좋아 고 정밀 온도계측이 가능하며, 비교적 간단하게 제작이 가능하다. 써미스터도 측온저항체와 동일하게 저항 값이 변화하는 저항체로 감도가 큰 특징이 있으나 저항과 온도와의 비 직진성이 크고 발열이 비교적 큰 단점이 있다. 열전대는 열시험 시 많이 사용되는 온도센서로 구조가 간단하고 단시간에 평형에 도달할 수 있지만 안정성 및 정밀도에 있어서 다른 온도센서에 비해 낮은 단점이 있다.

본 연구에서는 흑체시스템의 표면온도를 높은 추정정확도로 측정하기 위해 고집적화가 용이하고 온도에 따른 저항변화의 선형성이 우수하며, 온도와 저항 값 사이의 선형특성, 정밀계측 특성, 가공 및 제작의 용이성, 안전성 등이 우수한 백금재질의 측온저항체를 사용하였다[32].

마이크로 온도센서 설계에 있어서 센서의 민감도를 평가하는 인자인 TCR (Thermal Coefficient of Resistance)은 온도에 대한 저항의 변화를 나타내며, 식 (11)로부터 도출된다.

$$TCR = \frac{R_t - R_0}{R_0} \times \frac{1}{T - T_0} \tag{11}$$

여기에서 R_t와 R_0는 각각 T_t와 T_0에서의 저항을 의미하며, 온도 변화에서 저항의 변화율을 비교할 수 있다. 일반적으로 백금 측온저항체의 TCR 수치는 3927 ppm/℃로 알려져 있으며 형상에 따라 TCR수치는 달라진다. 본 연구에서 설계한 마이크로 온도센서의 크기는 2000 × 2000㎛이며, 패턴 폭은 40㎛, 초기저항은 약 570Ω으로 설계하였으며, 마이크로 히터와 동일한 공정으로 2000Å 증착된다. 아울러, 흑체 웨이퍼 전면부의 온도를 대변할 수 있도록 Fig. 10과 같이 마이크로 히터와 균일한 거리를 유지하도록 분산배치 되며, 흑체 전면부에는 흑체 도포의 경우 0.99이상의 구현을 목표로 개발진행 중에 있으며, 본 논문에서는 성능에 대한 검증이 목표이므로 0.96의 방사율을 가지는 흑체 페인트를 도포하였다. 마이크로 히터 전력인가와 온도센서의 데이터 수집을 위해서 흑체웨이퍼의 전기적 패드와 제어보드 간 접촉이 이루어져야 하므로, 하중인가 시 전기적 통전 되는 포고 핀을 적용하였다. 하단부에 배치되는 방열판은 연전도도가 높은 알루미늄 합금 재질인 Al-6061재질을 적용하였다. 아울러, 각 구성품 간 체

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

결부에는 열적 전달 경로를 차단하기 위하여 열전도율이 낮은 G10재질의 단열와셔를 적용하였다.

Figure 11은 기능 시험을 위해 제작된 MEMS기반 흑체시스템의 기능 모델(Engineering Model, EM)을 나타내며, Table 1은 상기 흑체 웨이퍼에 증착된 마이크로 히터 및 온도센서의 제원을 나타낸다. 상기 시스템 기능시험에 대한 내용을 제 3장에 상세히 서술하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

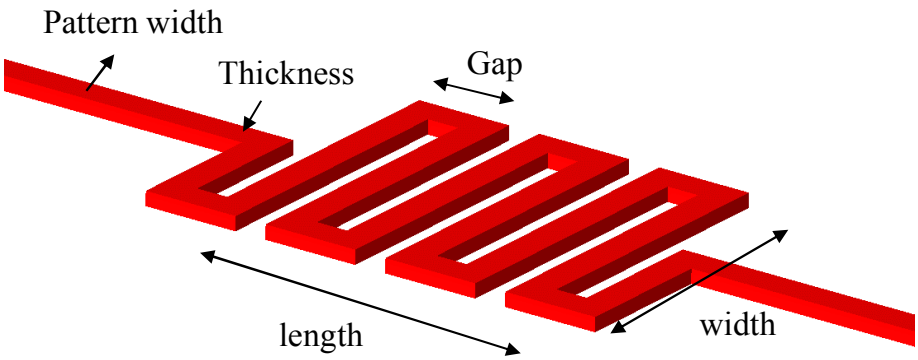


Fig. 8 Geometry of Micro Heater & Temperature Sensor

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

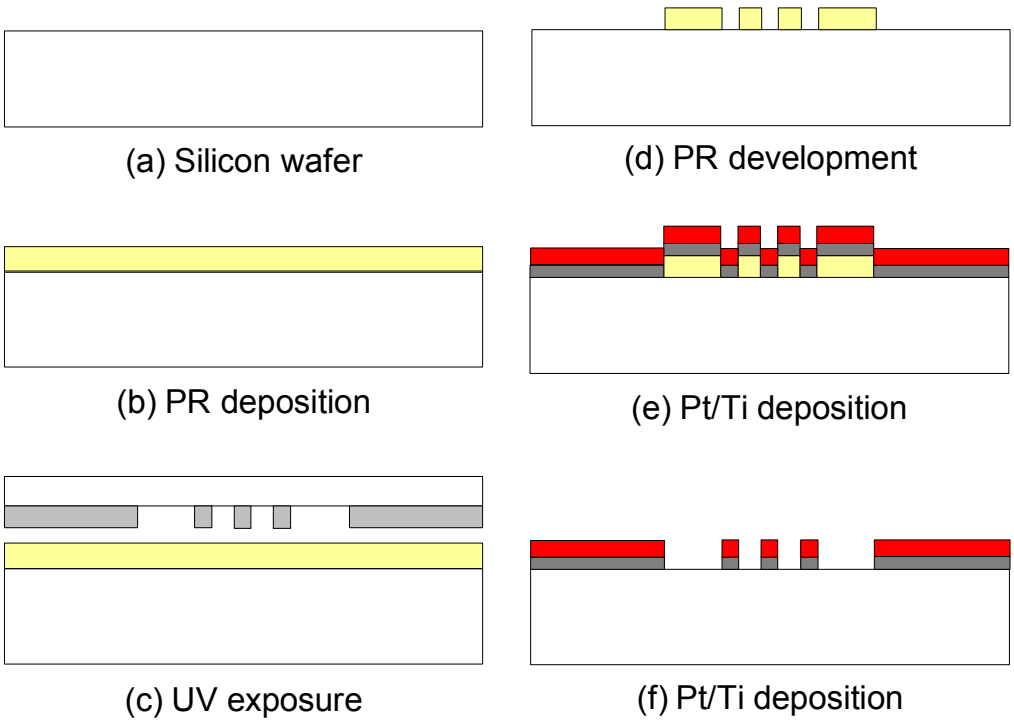


Fig. 9 Fabrication Process of Micro Heater & Temperature Sensor

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

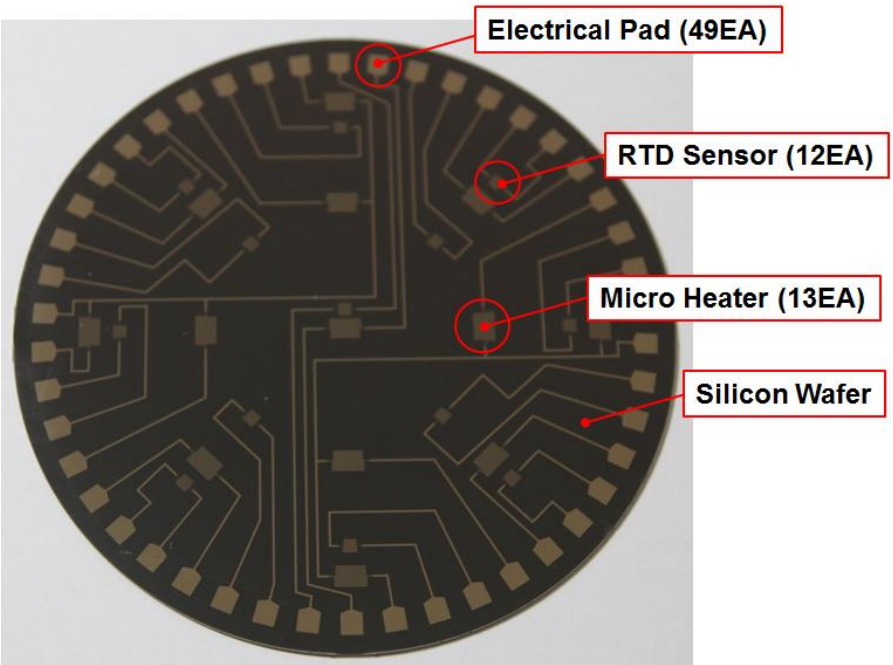


Fig. 10 Configuration of Micro Heaters & Temperature Sensors on Black Body Wafer Bottom Side

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

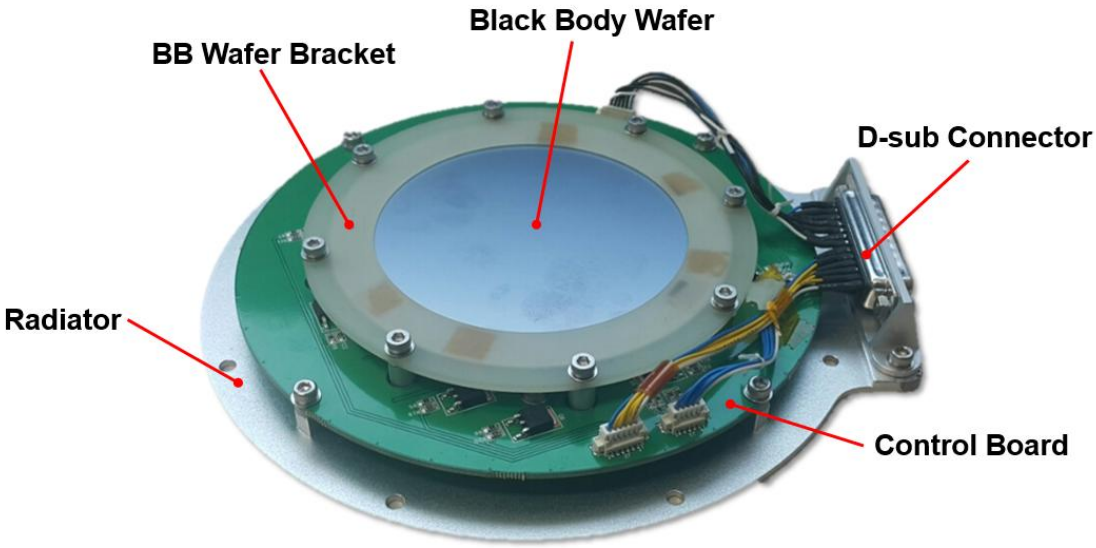


Fig. 11 Engineering Model of MEMS-based Black Body System

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 1 Specification of MEMS-based Black Body System

Item	Specification
Total Mass [kg]	0.309
Number of Micro Heater [EA]	13
Number of Micro Temperature Sensor [EA]	13
Heater & Temperature Sensor Thickness [Å]	2200
Heater Initial Resistance [Ω]	1297
Temperature Coefficient [ppm/℃]	3850
Radiator Area [m^2]	0.026

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 장 MEMS기반 흑체시스템 설계 유효성 검증시험 및 열해석 모델 보정

제작된 MEMS 기반 흑체시스템의 기능모델 (Engineering Model, EM)을 열 진공 챔버 (Thermal Vacuum Chamber)를 이용하여 $3.0x10^{-3}$ Torr 진공 및 상온 (+20℃) 환경 조건에서 기능시험을 하였다. 제 3장에서의 시험 목적은 진공환경에서의 흑체시스템 성능 측정을 통한 설계유효성 검증과 해석결과를 바탕으로 고 신뢰도의 열해석 모델 구축함에 있다. 상기 흑체시스템의 시험 구성은 히터에 대한 정상운용 시험 및 히터결함 시험을 수행하였다. 정상운용 시험은 흑체웨이퍼의 증착된 마이크로 히터에 동일한 전력을 인가에 따른 흑체표면 온도 측정을 수행하며, 히터결함 시험은 일정 개수의 히터가 결함 발생에 따라 흑체표면 온도의 영향성을 분석하기 위해 수행되었다. Figure 12는 진공환경 기능시험을 위한 시험셋업 형상을 나타낸다.

시험은 흑체시스템의 진공환경을 모사할 진공 챔버와 로터리 펌프 (Rotary Pump), 마이크로 히터에 전력공급을 위한 전원 공급 장치 (Power Supply), 140초, 500초 간 전력공급을 위해 릴레이 스위치를 포함한 제어회로 (Control Circuit)구축하였으며, 진공 챔버 내부온도를 일정하게 유지시키기 위한 챔버 제어장치 (Chamber Controller) 및 냉각장치 (Chiller) 및 데이터수집용 컴퓨터로 구성하였다. 온도센서가 배치된 곳과 근접한 위치의 흑체 표면과 방열판, 챔버 온도를 측정하기 위해 5개의 T-type 열전대 및 National Instruments 사의 DAQ모듈을 통해 온도데이터를 수집하고 흑체표면에 대한 열화상 이미지를 획득하기 위해 FLIR사의 소형 적외선 열화상 카메라인 T400 Series를 사용하여 촬영하여 하였다.

기능모델 검증시험 이후 고 신뢰도의 열해석 모델을 확보하고자 상용소프트웨어인 Thermal Desktop과 SINDA/FLUINT를 통해 열해석 모델을 구축하였으며, 측정된 흑체 웨이퍼의 표면온도를 바탕으로 열모델 보정을 수행하였다. 이에 대한 내용을 제 3장 2절에 상세히 서술하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

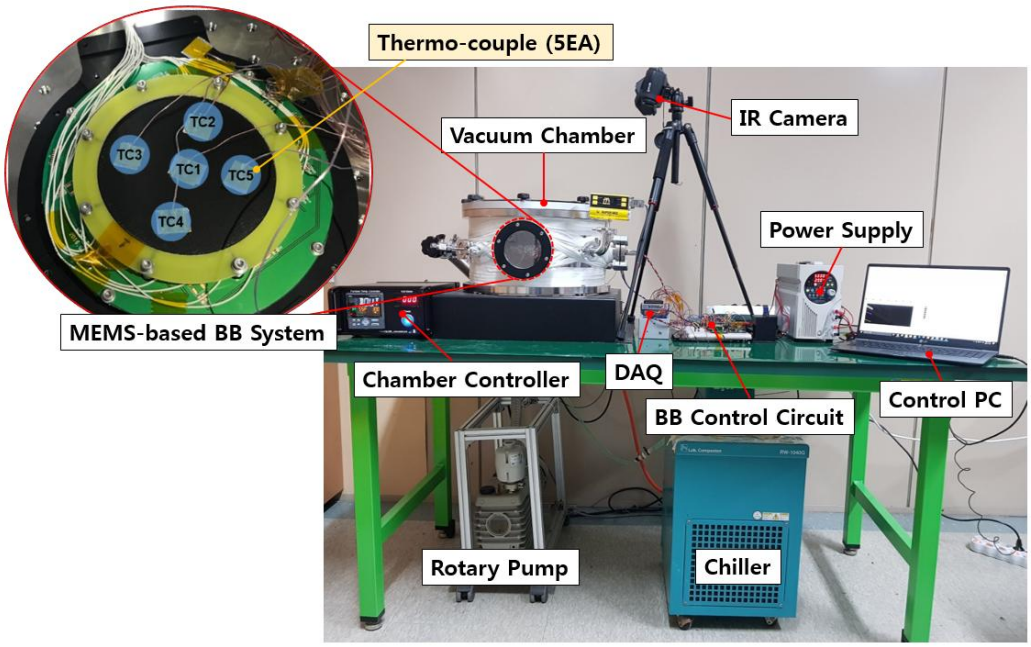


Fig. 12 Test Set-up Configuration of EM Vacuum Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 2 Specification of Rotary Pump

Item	Description
Model Name	MVP 12
Displacement speed	170 L/min
Ultimate Pressure	5 x 10-4 Torr
Motor Power	0.4 kW
Rotational Speed of Pump	1450 rpm
Noise Level	50 dB
Weight	22.5 kg

Table 3 Specification of Chiller

Item		Description
Model Name		RW-1040G
Dimension		360 x 490 x 780 mm
Bath Volume		10 L
Working Temperature Range		-35 ~ +150 ℃
Temperature Stability		± 0.05 ℃
Cooling Capacity	to 20℃	450 W
	to 0℃	330 W
	to －20℃	150 W
Max. Pressure		5.9 psi
Weight		44 kg

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 절 흑체시스템 정상운용 및 히터결함 시험

정상운용 시험은 상온 진공상태에서 13개의 마이크로 히터를 140초 및 500초 동안 구동하였으며, 흑체웨이퍼 하단 및 좌측에 배치되어있는 각각 2개의 히터가 결함이 발생 하였을 때에 대한 기능시험을 수행하였다. 기능시험 시 흑체표면에 부착되어 있는 열전대 및 적외선 카메라를 통해 흑체표면의 온도 데이터를 수집하였다.

Figure 14 (a)와 (b)는 각각 140초 및 500초 간 마이크로 히터를 약 3W 인가하였을 때에 대한 흑체 표면온도 및 방열판, 진공 챔버의 온도 프로파일을 나타내며, Fig. 15는 열화상 카메라로 획득한 500초 동안 히터 구동 시 발생하는 흑체 표면 온도분포를 나타낸다. 먼저 정상 운용 조건에서 140초 간 히터를 3W 인가하였을 때, 흑체 표면 최대 온도는 43℃까지 상승하였으며, 이때 발생하는 흑체 표면 최대 온도구배는 4.98℃이다. 또한, 교정구간인 냉각구간에서 흑체표면의 온도구배는 최대 0.9℃의 차이를 보이고 이후부터 온도가 점차 확산되면서 온도구배가 최소화된다. 또한 500초 인가 시 최대 50℃까지 상승하였으며, 최대온도구배는 상승 시 1.7℃, 하강 시 42℃부터 0.91℃의 최대온도구배를 보이고 있으며 이후부터 점차 온도구배는 감소됨을 확인하였다. 위와 같은 결과를 보임으로써 모든 시험조건에서 교정구간에 대한 1℃미만의 온도구배 요구조건을 만족하며, 500초 가열 하였을 때 온도구배가 비교적 작은 것을 확인하였다. 이는 흑체웨이퍼의 재료 물성치로 인한 것으로 흑체웨이퍼의 수렴온도에 근접했기 때문에 웨이퍼 자체의 온도구배가 작은 것으로 판단된다. 따라서 히터 구동 시간이 길어질수록 온도구배 요구조건 만족에 유리할 것으로 판단된다.

정상운용에 따른 기능시험 후 마이크로 히터 결함 발생 따른 흑체의 표면온도 비교를 위해 추가 시험을 수행하였으며, Fig. 13에 도시한바와 같이 H2, H3 및 H4, H5에 해당하는 히터가 결함발생 따른 흑체표면온도를 측정하였다. 먼저 Figure 17 본 흑체시스템의 하단 부 2개의 히터 결함 시 발생하는 온도분포를 열화상 카메라로 촬영한 이미지를 나타내고 있으며, 표면온도 측정결과, 2개의 히터 결함 발생 시 최대 상승온도는 47.97℃ 이며, 흑체 표면 최대 온도구배는 3.42℃ 이지만 마이크로 히터 작동 중지 후 하강구간에서는 흑체웨이퍼의 전도 특성으로 인한 온도확산으로 40.3℃부터 0.97℃의 온도구배를 보임으로써 교정 임무가 가능함을 알 수 있다.

Figure 18은 4개의 히터 결함에 따른 열화상 이미지를 나타내고 있으며, 표면온도 측정 결과 최대 44.5℃ 까지 상승하였으며, 상승 시 온도구배는 4.15℃임을 확인하였다. 4개의 히터 결함 발생 시 최대 상승요구조건인 40℃를 만족하지 못하나, 하강구간에서 34℃부터 1℃미만의 온도 구배를 가지므로, 흑체표면을 승온 요구조건에 만족하는 온도로 히터를 구동할 경우

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

흑체시스템 요구조건을 만족할 수 있을 것으로 판단된다. Table 4는 상기 정상운용 및 히터 결함 시험에 따른 결과를 나타내었다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

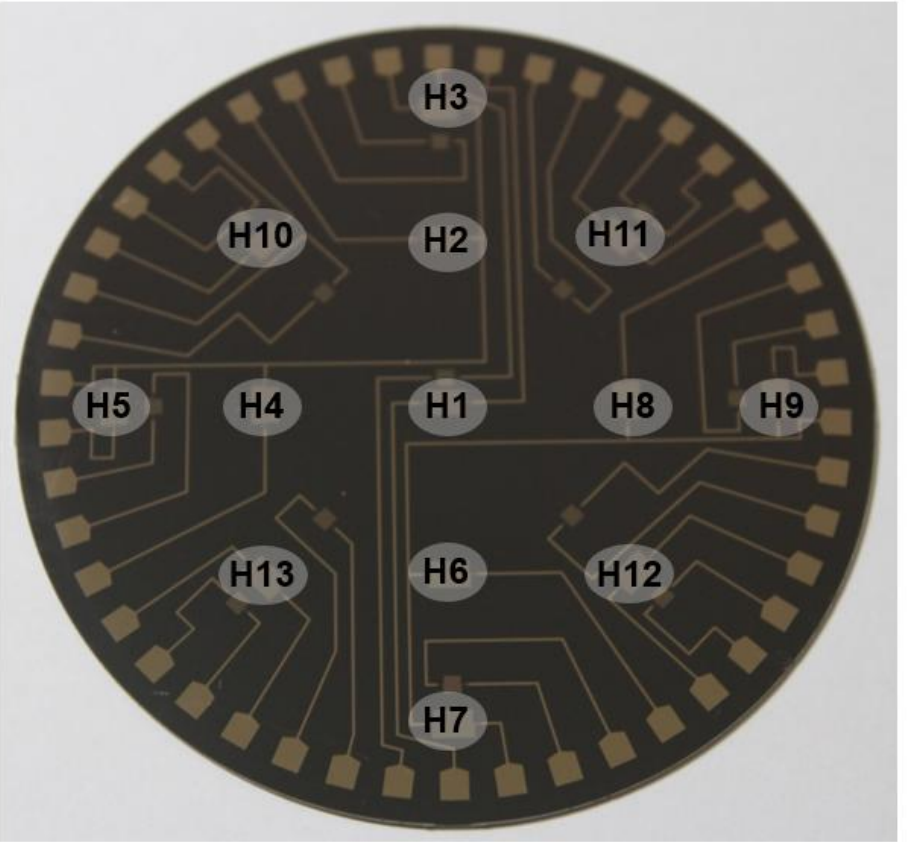
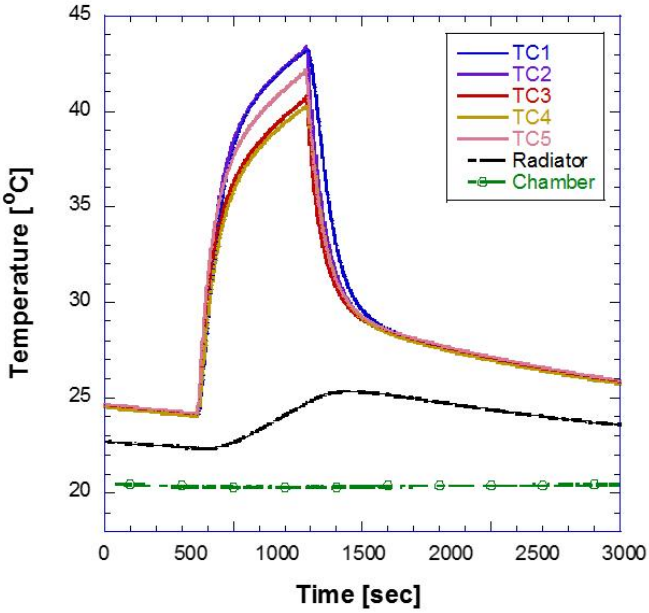


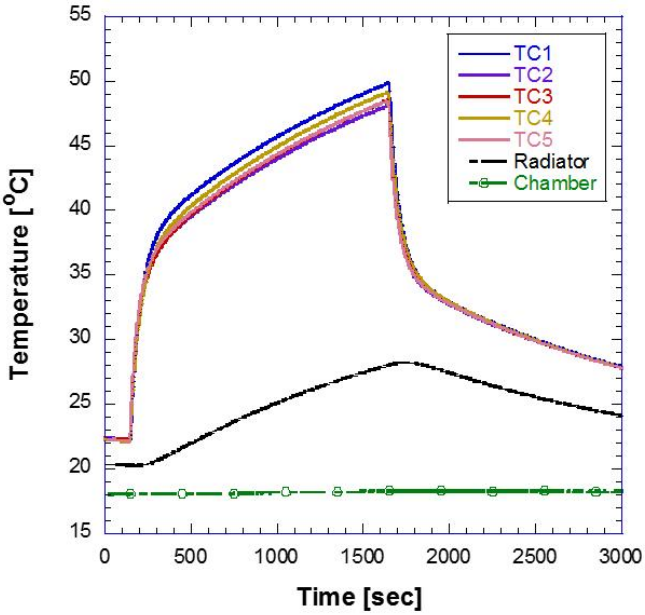
Fig. 13 Configuration of Micro Heater Location

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

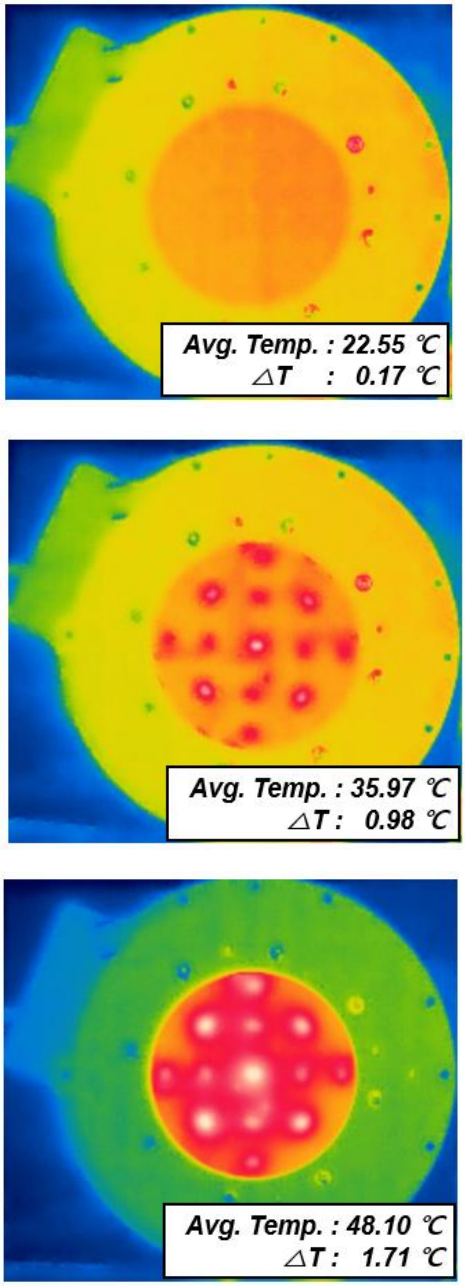


(b)

Fig. 14 Temperature Profile of EM Vacuum Test Results at Normal Case ((a) 140sec Heating, (b) 500sec Heating)

Collection @ chosun

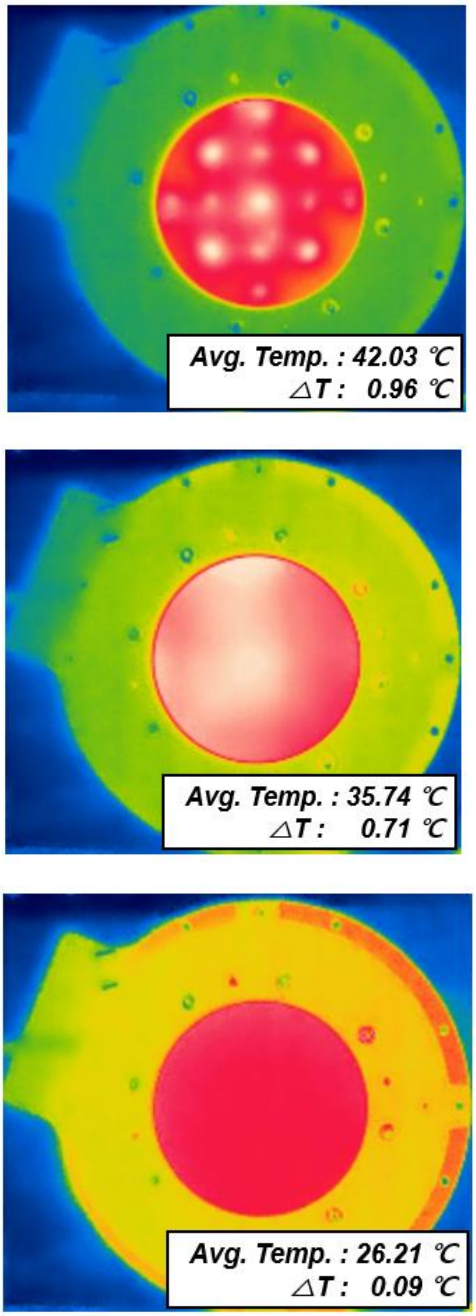
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

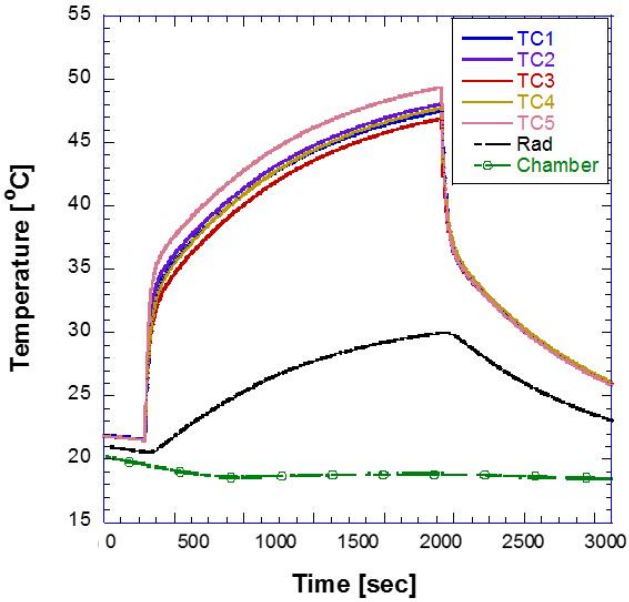


(b)

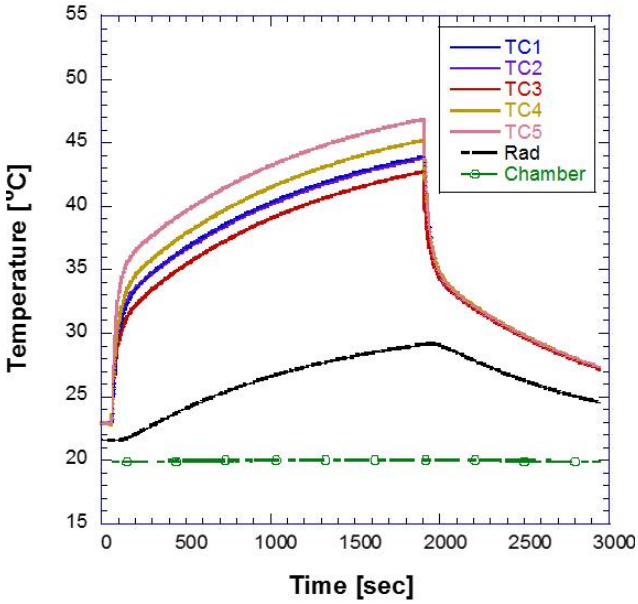
Fig. 15 Infrared Image on Black Body Surface at Normal Case ((a) Heating Range, (b) Cooling Range)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

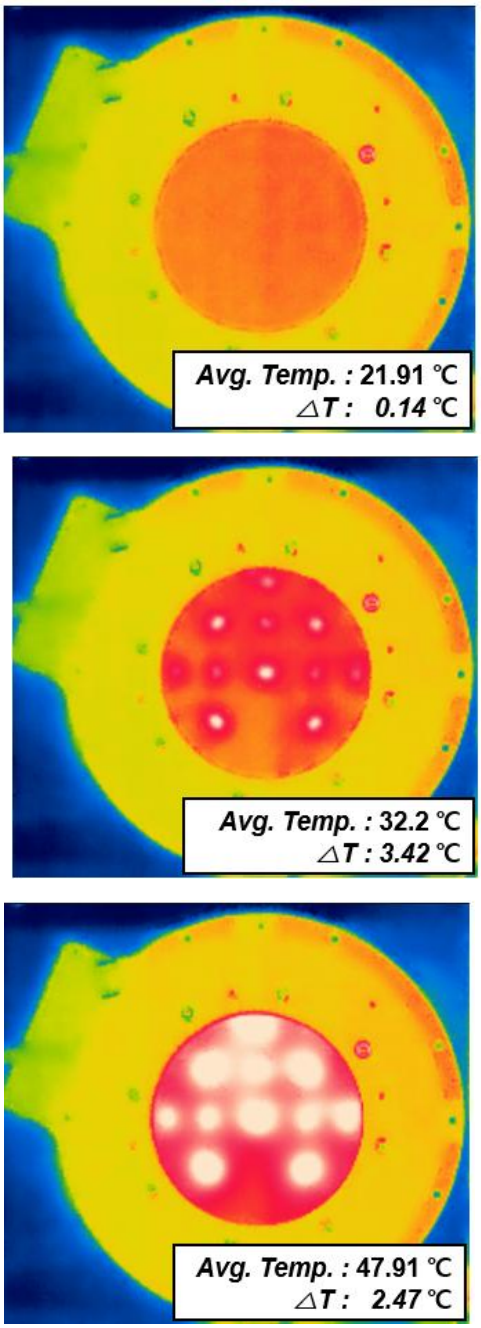


(b)

Fig. 16 Temperature Profile of EM Vacuum Test Results at Failure Case ((a) 2EA Failure, (b) 4EA Failure)

Collection @ chosun

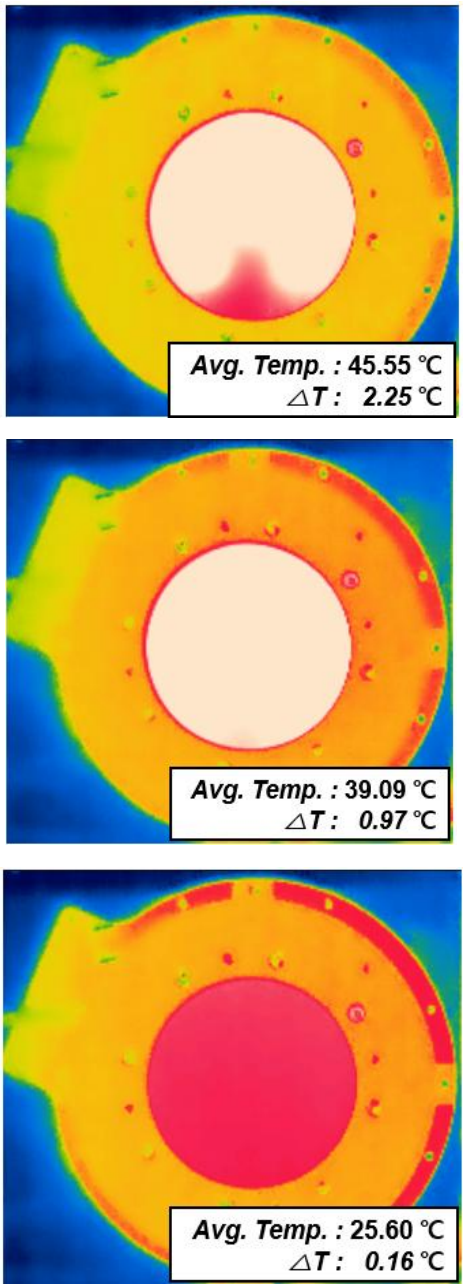
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

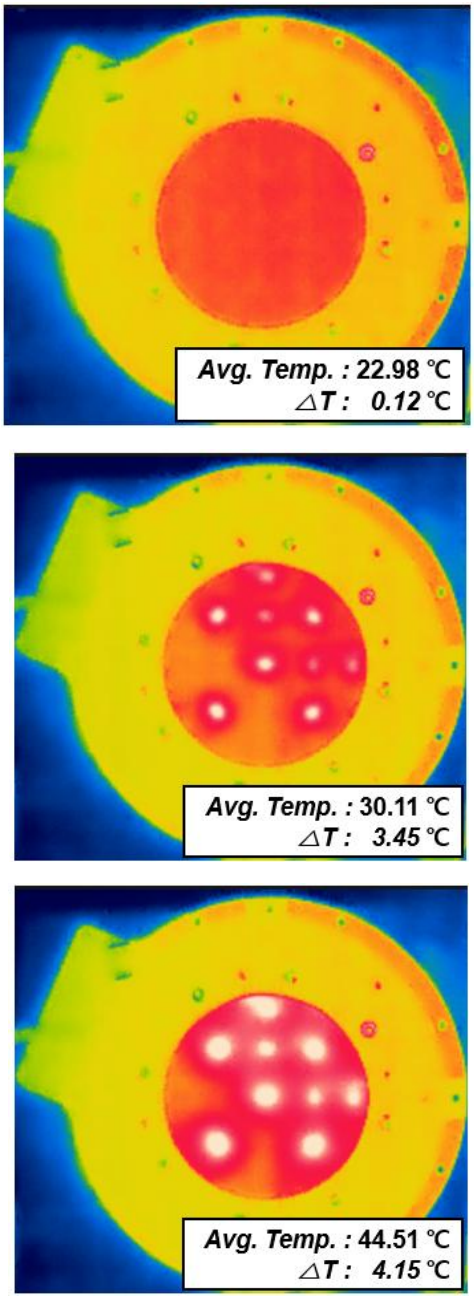


(b)

Fig. 17 Infrared Image on Black Body Surface at 1EA Failure Heater ((a) Heating Range, (b) Cooling Range)

Collection @ chosun

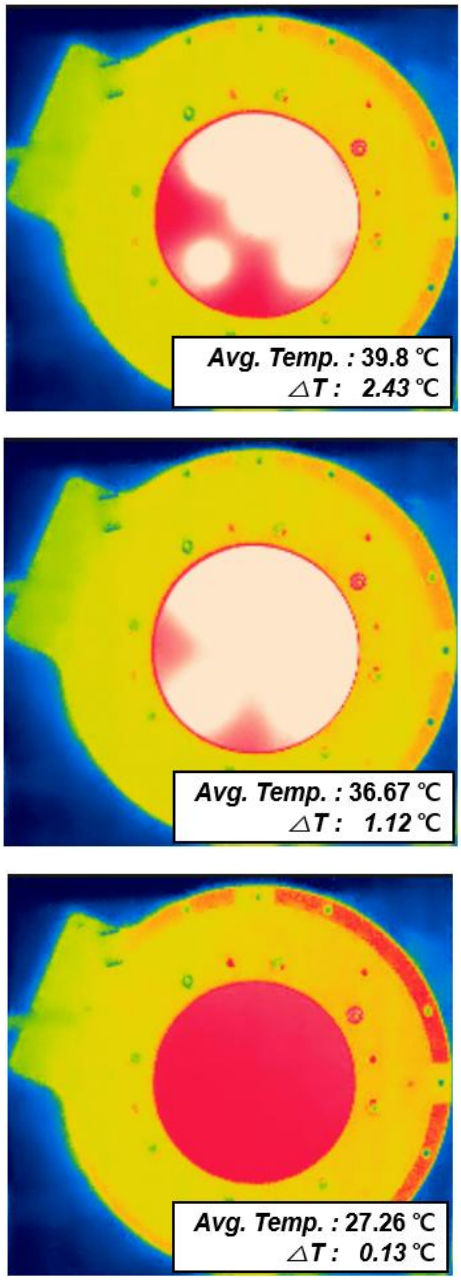
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Fig. 18 Infrared Image on Black Body Surface at 4EA Heater Failure ((a) Heating Range, (b) Cooling Range)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 4 Summary of EM Vacuum Test Results

Item	Normal Case		Failure Case	
	140sec Heating	500sec Heating	2EA Failure	4EA Failure
Power Dissipation [W]	3			
$T_{max.}$ [℃]	43	50	47.91	44.5
Heating Range Max. ΔT [℃]	4.98	1.71	3.42	4.15
Cooling Range Max. ΔT [℃]	0.96	0.91	0.97	1.6

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 열해석 모델 구축 및 보정

본 절에서는 진공상태에서 실험한 흑체시스템의 성능시험 온도 데이터를 바탕으로 Fig. 19와 같이 MEMS 기반 흑체시스템의 열해석 모델 (Thermal Mathematical Model, TMM)을 구축하였다. 상기해석서의 열전달은 진공 챔버 내부가 진공상태이므로 전도와 복사만 반영한 해석이 수행되어야 한다. 따라서 열해석 모델은 상용 소프트웨어인 Thermal Desktop과 RadCAD 로 구축하였으며, SINDA/FLUINT를 이용하여 온도분포 해석을 수행하였다. SINDA/FLUINT는 식 (12)과 같은 대류 항을 제외한 열에너지 식을 Crank-Nicholson 방식으로 식 (13)에 대입하여 계산하게 된다[33,34].

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T) + \dot{Q}''' - \nabla \cdot (q_r) \tag{12}$$

여기에서 우변 첫째 항은 열전달에서 전도에 의한 항이며, 두 번째 항은 표면 복사에 의한 계산 항을 의미한다. q_r은 장비의 발열량 및 히터 등 외부 경계에서 흡수되는 열량을 나타낸다.

$$\frac{2C_i}{\triangle t}(T_i^{m+1} - T_i^m) = 2Q_i + \sum_{j=1}^{N}[G_{ji}(T_i^m - T_i^m) + \hat{G}_{ji}(T_j^m)^4 - (T_i^m)^4] \tag{13}$$

$$+ \sum_{j=1}^{N}[G_{ji}(T_j^{m+1} - T_i^{m+1}) + \hat{G}_{ji}(T_j^{m+1})^4 - (T_i^{m+1})^4]$$

여기에서 T_j는 현재시간 t의 노드온도, T_j^{m+1}은 현재 시간부터 Δt이후의 노드온도를 의미하며, C_i는 노드 i의 열용량, Q는 열원을 의미한다. 아울러, 디퓨전 노드 i와 j의 선형 커넥터로 연결한 값은 G_{ji}, 복사컨덕터는 $\hat{G}_{ji}$를 의미한다.

본 흑체시스템의 열설계는 흑체로써의 기능 구현 및 제 3장 1절에서 수행한 성능시험을 통해 획득한 온도데이터와 2℃이내의 보정오차를 보이는 높은 신뢰도의 열모델을 구축하는 것을 목표로 한다. 상기 시스템은 제작된 기능모델 흑체시스템의 열적 물성치를 반영하였으며, 흑체웨이퍼, 써멀 패드(Thermal Pad), 방열판으로 구성된다. 흑체웨이퍼는 MEMS공정에서 널리 사용하는 0.5mm두께의 실리콘 웨이퍼를 적용하였으며,

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

열도도율은 149W/m-K이다. 흑체 웨이퍼 전면 부에는 0.98의 고방사율 및 고 흡수율 특성을 가지는 흑색 페인트를 적용하였으며, 흑체웨이퍼 후면부에는 7.44mm^{2}의 유효 면적을 고려한 두께 0.22μm의 백금 재질의 마이크로 히터를 적용하였다. 흑체웨이퍼와 방열판 간에는 열전도율을 높이기 위해 1.5W/m-K의 열전도율을 가지는 상용 써멀 패드를 적용하였다. 방열판의 방열면은 기능모델과 동일한 0.026m^2 면적으로 적용하였으며, 구성품 중 제어보드와 흑체웨이퍼 브래킷의 경우 0.13W/m-K의 낮은 열전도율 가지는 G10계열의 단열와셔를 적용하여 열적으로 단열되어 있기 때문에 열모델 구축 시 반영하지 않았다. 본 흑체시스템의 열모델의 총 노드개수는 720개, 마이크로 히터 발열을 모사하기 위한 Heat Load는 13개, 이외 주요 구성품은 솔리드 (Solid) 및 쉘 (Shell)로 구축하였다. 아울러, 상기 흑체시스템의 열적 물성치 및 광학 물성치를 Table 5에 나타내었다.

상기 흑체시스템 열해석 시 경계조건은 챔버의 내부온도인 20℃로 설정하였으며, 마이크로 히터에 적용된 발열량은 성능시험 시 전원공급 장치 (Power Supply)를 통해 인가한 3W전력이 100%발열 한다는 가정 하에 3W를 적용하였다. 또한, 시험결과와 열해석 모델 간 2℃이내의 보정오차를 가지는 열해석 모델을 구축하기 위해서는 여러 주요 변수의 수치를 조절해야하며, 상기 시스템에서는 써멀 패드가 적용된 면에서의 접촉 열전달 계수, 단열재가 적용된 면에서의 접촉 열전달계수를 조절하는 방식으로 수행하였다. Table 6는 각 구성품 간 적용된 열 저항 및 열전도도 수치를 나타낸다.

Figure 20은 마이크로 히터를 120초 동안 구동하였을 때 획득한 온도데이터와 열해석 모델 간 보정 결과를 나타내며, Fig. 20 (b)에 도시한 바와 같이 최대온도지점에서 0.18℃의 최대보정오차를 보였으며, 이외 상승구간 및 하강구간에서는 0.1℃미만의 보정오차를 보임을 확인하였다. 또한, 동일 조건에서 마이크로 히터를 500초 동안 구동하였을 때 획득한 데이터와 열해석 모델 간 보정결과를 Fig. 21에 도시하였으며, 상기 해석조건에도 0.5℃미만의 보정오차를 보임으로써, 1℃미만의 높은 신뢰도의 열모델을 확보함을 확인하였다. Table 7은 보정열해석 결과를 나타낸다. 상기 구축된 고 신뢰도의 열해석모델을 통해 궤도 열환경에서의 경계조건 열해석을 수행하였으며, 제 4장에 상세히 서술하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

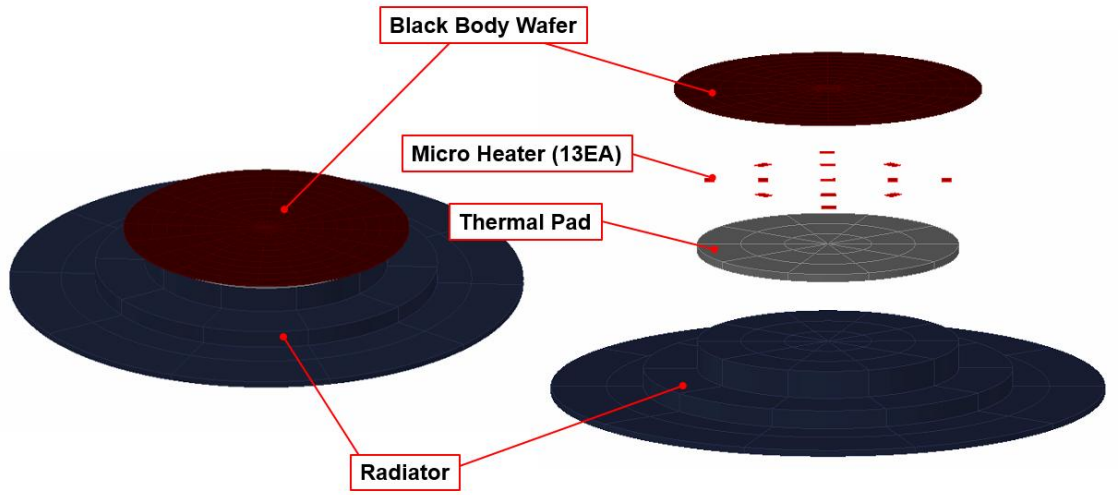


Fig. 19 Configuration of MEMS-based Black Body System TMM for Correlation

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 5 Thermo-physical & optical Properties for Correlation Analysis

Thermo-physical Property				
Material	**Conductivity [W/m-K]**	**Specific Heat [J/kg-K]**	**Density [kg/m3]**	**Remark**
Al-6061	200	2700	900	Radiator
Silicon	149	900	2300	BB Wafer
Pt/Ti	71.6	132.30	21090	Micro Heater
Thermal Pad	1.5	1000	3800	Thermal Pad
Thermo-optical Property				
Material	**Absorptivity [α]**	**Emissivity [ε]**	**α/ε**	**Remark**
Black Paint	0.96	0.88	1.09	BB Wafer (Front)
Black Anodizing	0.86	0.86	1	Radiator

Collection @ chosun

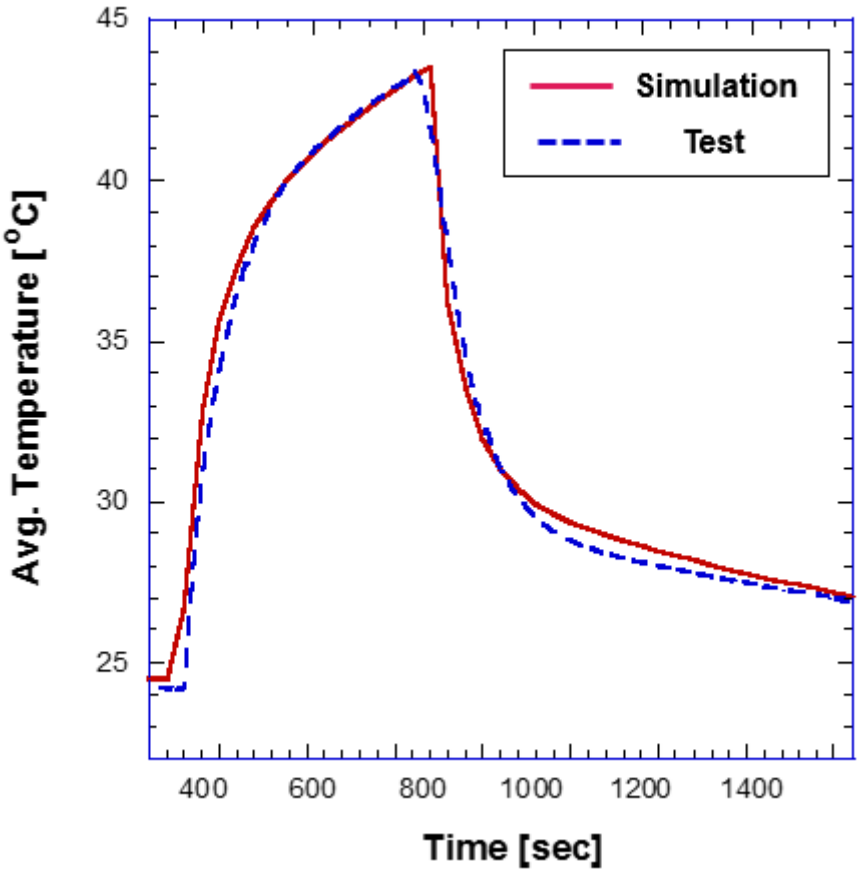
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 6 Thermal Coupling Condition of TMM

Contact b.t.w A and B		**Value**	**Remark**
A	**B**		
Micro Heater	BB Wafer	0.22	Conduction Coefficient (μm, Thickness)
BB Wafer	Thermal Pad	50	Conduction Coefficient (W/m2/K)
Thermal Pad	Radiator	42	
Radiator	Chamber	1.5	Conductivity (W/m/K)

Collection @ chosun

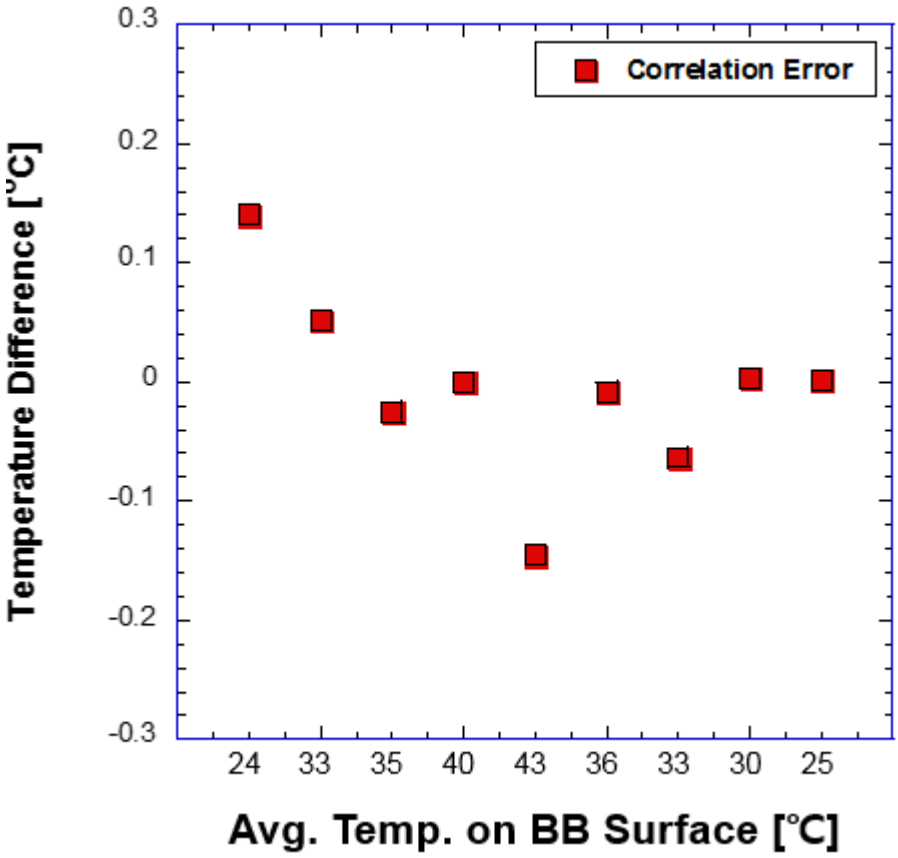
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

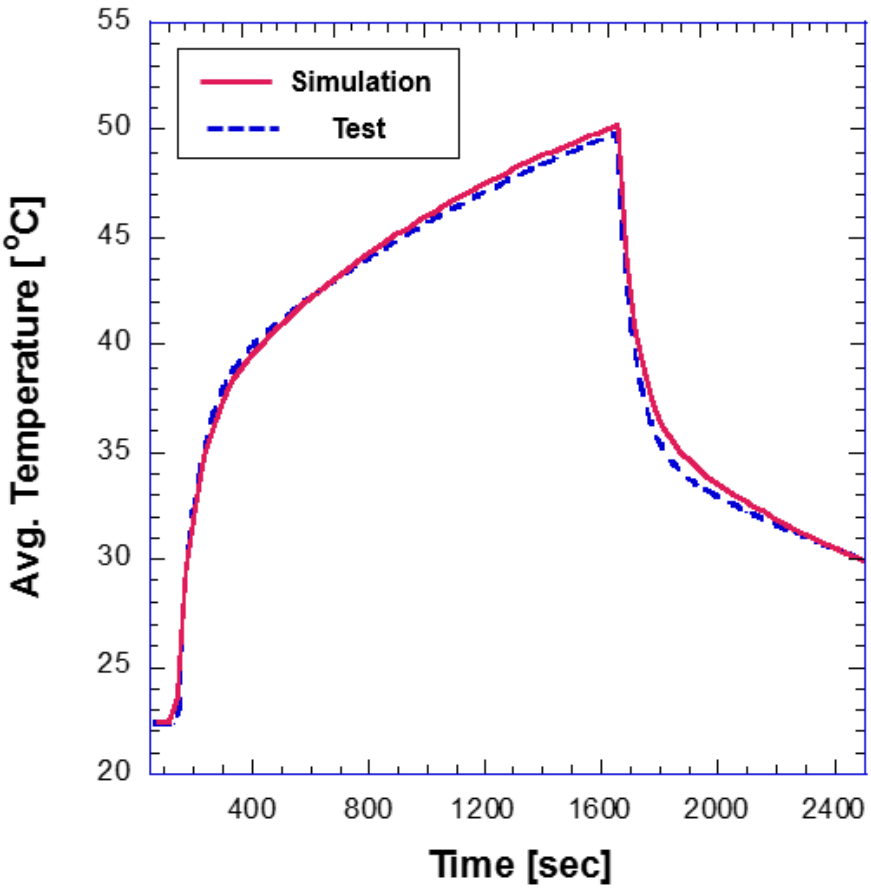


(b)

Fig. 20 TMM Correlation Results at 140sec Heating Case ((a) Temperature Profile, (b) Correlation Error)

Collection @ chosun

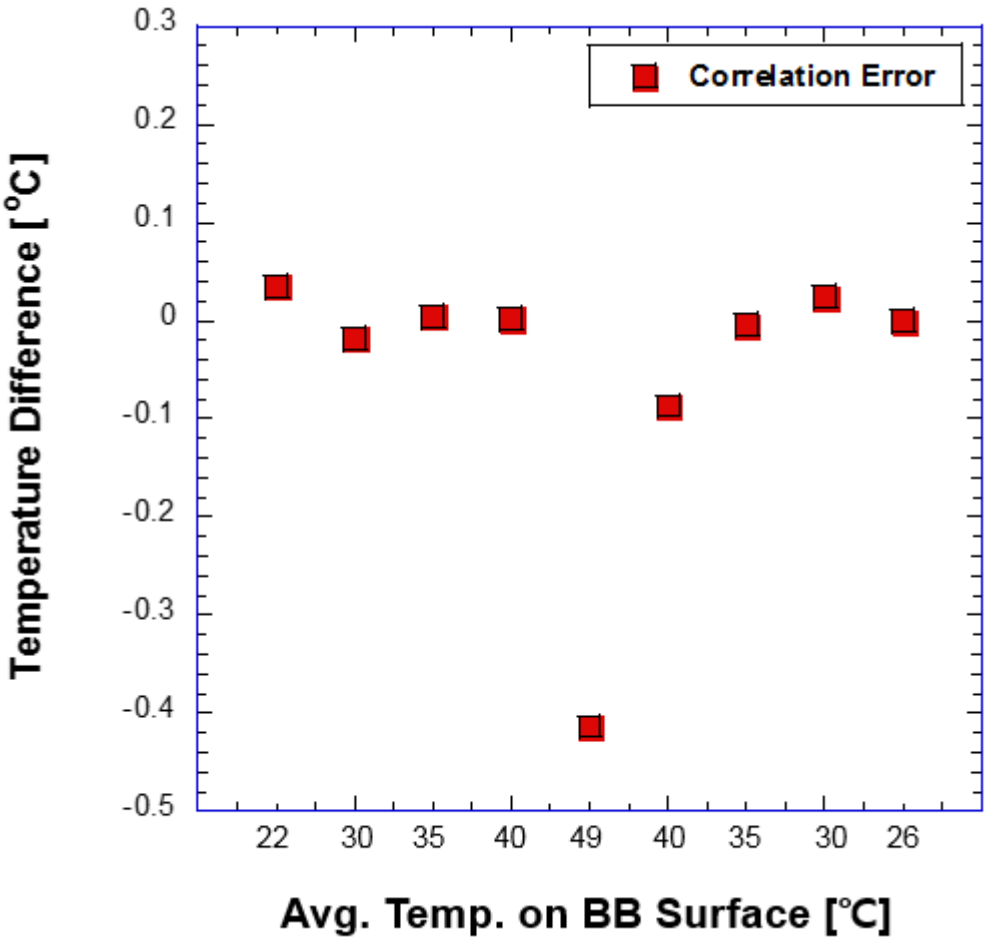
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Fig. 21 TMM Correlation Results at 500sec Heating Case ((a) Temperature Profile, (b) Correlation Error)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 7 Summary of Correlation Analysis Results

Phase	140 sec Heating			500 sec Heating		
	Test [℃]	Simulation [℃]	ΔT [℃]	Test [℃]	Simulation [℃]	ΔT [℃]
Heating Range	24.66	24.52	0.14	22.43	22.40	0.03
	32.87	32.82	0.05	29.47	29.39	0.08
	35.55	35.58	0.03	34.86	34.85	0.01
	40.08	40.06	0.02	39.98	39.98	0.01
	43.41	43.56	0.15	49.80	50.21	0.41
Cooing Range	36.27	36.28	0.01	40.74	40.83	0.09
	33.51	33.57	0.06	34.98	34.97	0.01
	29.93	29.92	0.01	30.10	30.07	0.03
	25.51	25.50	0.01	26.60	26.59	0.01

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 장 궤도 열환경 조건 열해석

제 1 절 열설계 개념 및 해석 경계조건

본 장에서의 열해석 모델은 제 3장 2절에서 수행한 보정모델을 바탕으로 수행되었으며, 열설계 개념 및 경계조건에 대하여 서술하였으며, 해석결과를 통해 궤도 열환경 조건에서 흑체 표면 승온, 흑체 표면온도구배와 마이크로 온도센서를 통한 대표표면온도 추정에 대한 분석 및 흑체 열설계 유효성을 검토하고자 하였다.

먼저 MEMS 기반 흑체시스템 열해석은 일정온도로 유지 후 40℃로 가열 가능하고 교정구간인 하강구간에서 1℃미만의 온도구배 및 온도센서 위치에 따른 흑체 표면온도와의 차이를 산출하여 흑체 대표표면온도 추정정확도를 분석하였다. 이에 따른 열설계는 저온조건 및 고온조건에서 제 2장 2절에서 언급한 흑체시스템의 요구조건을 만족할 수 있도록 설계하는 것을 목표로 한다. 상기 흑체시스템의 열모델 중 흑체웨이퍼, 마이크로 히터, 방열판, 써멀 패드의 열적 물성치는 보정모델과 동일하게 적용되었다. 흑체 시스템과 위성체 사이에는 열적 전달 경로를 차단하기 위해 G10재질의 단열와셔를 적용하였으며, 일정온도를 유지하기 위해 방열판 면에 히터를 적용하였다. 아울러, 방열판 하부를 제외한 모든 면에는 위성 본체와의 열복사를 단열하기 위하여 다층박막단열재 (Multi-Layer Insulation, MLI)를 적용하였다. 흑체 웨이퍼의 전면부에는 보정모델과는 다르게 흑체 광학 물성치를 적용하였으며, 방열판 하단부에는 심우주로의 원활한 열 방출을 위해 0.026m^2의 방열면적을 가지는 0.86의 방사율 특성을 가지는 이차면경 (Second Surface Mirror, SSM)을 적용하였다.

우주 궤도 열환경에서의 열전달은 전도와 복사만 존재하므로 이를 반영한 해석이 수행되어야하며, 상기 열모델은 3장 2절에서 수행한 바와 같이 상용 소프트웨어인 Thermal Desktop과 SINDA/FLUINT로 열모델을 구축하였다. Figure 22는 궤도환경 열해석을 위한 열해석 모델을 나타내며, Fig. 22 (b)는 대표표면온도 추정을 위한 마이크로 온도센서의 위치를 표기하였다. 본 해석 열모델의 총 노드 수 및 마이크로 히터 발열량을 모사하기 위한 Heat Load의 수는 보정모델과 동일하며, 일정온도를 유지하기 위한 히터가 추가 배치되었다. 이때 마이크로 히터는 흑체가열 시 500초 동안 8W 발열하며, 냉각 구간에서 보정 후 일정온도를 유지하기 위한 히터는 20W가 적용되었다. 열모델에 적용된 열적 물성치 및 광학 물성치와 마이크로 히터, 방열판 히터의 발열량을 각각 Table 6와 Table 7에 나타내었다. 열해석을 위해 흑체 시스템이 장착되는

Collection @ chosun

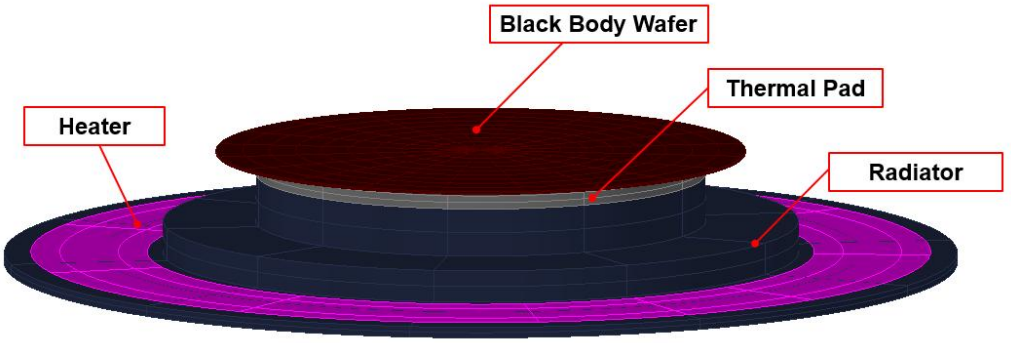
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

위성체면을 경계조건으로 부여하여 해석을 수행하였다. Table 8에 나타낸바와 같이 흑체 경계조건온도는 Worst Cold 과 Worst Hot조건으로 분류되며, 각 온도조건은 흑체가 체결되는 인공위성 내부 (Spacecraft Internal) 경계조건온도 (Boundary Condition)로 부여 하였다. Worst Cold와 Worst Hot의 온도조건은 각각 +9℃와 +33℃이다.

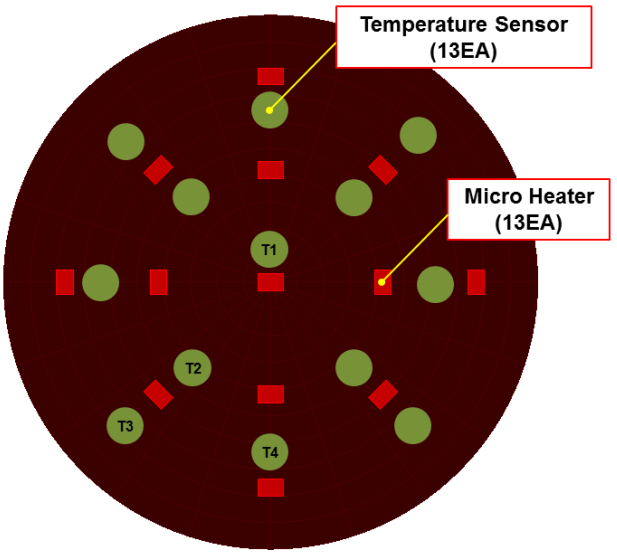
Worst Cold와 Worst Hot 조건에서 해석을 수행하였으며, 외부 경계온도는 심우주를 모사하기 위해 -270℃를 적용하였다. 아울러, 마이크로 히터의 발열량 과 흑체를 일정 온도 유지하기 위한 히터의 작동/비작동 설정치 및 발열량을 나타내었다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

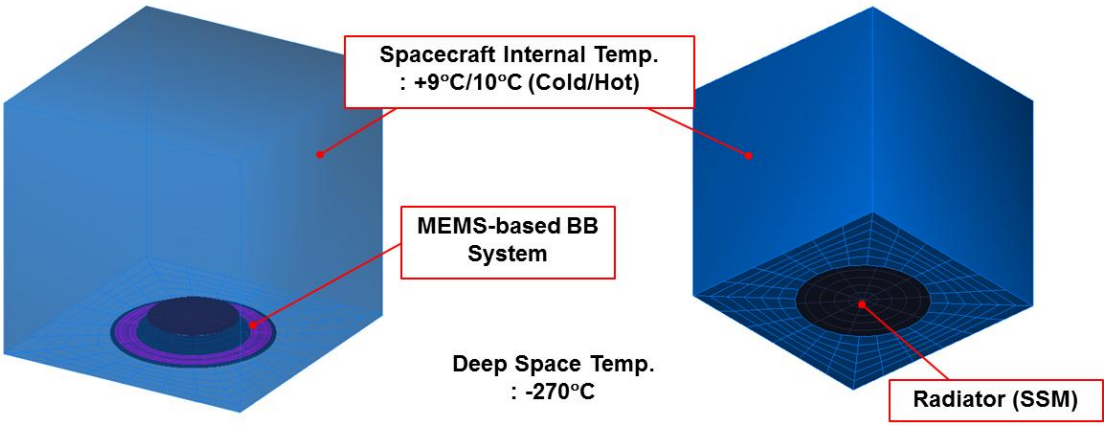


(b)

Fig. 22 Configuration of TMM for Orbit Environment Analysis

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) (b)

Fig. 23 Configuration of TMM Boundary Condition ((a) Isometric View, (b) Bottom View)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 8 Thermo-physical & optical Properties for Orbit Environment Analysis

Thermo-physical Property				
Material	**Conductivity [W/m-K]**	**Specific Heat [J/kg-K]**	**Density [kg/m3]**	**Remark**
Al-6061	**200.00**	**2700**	**900**	**Radiator**
Silicon	149.00	900	2300	BB Wafer
Pt/Ti	71.60	132.30	21090	Micro Heater
Thermal Pad	1.5	1000	3800	Thermal Pad
G10	0.62	1060	1800	S/C Interface
Thermo-optical Property				
Material	**Absorptivity [α]**	**Emissivity [ε]**	**α/ε**	**Remark**
Black Body	0.96	0.96	1	BB Wafer (Front)
SSM	0.15	0.817	0.184	Radiator (Bottom)
MLI	0.05	0.05	1	Radiator

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 9 Heat Dissipation & Heater Set-point

Item	Heat Dissipation [W]	On/Off Set-point Temp. [℃]
Micro Heater	8	-
Radiator Heater	20	-3 / -1

Table 10 Boundary Temperature for Thermal Analysis

Item	Cold Case	Hot Case
Initial Temp.	0℃	
Deep Space	-270℃	
Spacecraft Interface	+9℃	33℃

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 열해석 결과

Figure 24와 Fig. 26은 Worst Cold와 Worst Hot 조건에서의 열해석 결과로 흑체 웨이퍼의 표면온도 프로파일을 나타내며, 초기온도에서 500초 동안 마이크로 히터를 구동하였을 때 Worst Cold와 Worst Hot 조건에서 각각 최대 48℃, 52℃까지 온도상승이 가능하며, 두 조건 모두 하강구간에서 한 궤도 내에 교정임무 수행이 가능하다. 먼저 Fig. 25는 Worst Cold조건에서의 온도분포도를 나타낸다. 상기 조건에서 가열구간에서의 최대 온도구배는 2.14℃이며, 하강구간 즉, 교정구간에서는 0.92℃의 온도구배를 보임으로써 요구조건인 1℃미만의 온도구배를 만족한다. Figure 27은 Worst Hot 조건에 대한 흑체 표면 온도분포도로 가열구간에서 최대온도구배는 1.91℃의 온도구배를 보이며, 하강구간에서는 40℃부터 0.88℃의 온도구배를 보이면서 모든 해석 조건에서 흑체 설계 요구조건을 만족함을 알 수 있다. 아울러, 영상센서의 교정을 위해서는 온도센서를 통한 흑체 표면의 대표표면온도를 추정 가능해야하므로 상기 해석결과로부터 마이크로 온도센서에 대한 대표표면온도 추정정확도를 분석하였다. 이때, 마이크로 온도센서는 흑체 후면부에 2000Å으로 흑체표면과 근접하게 증착되어 있으므로 추가적인 모델 구축 없이 흑체 웨이퍼 열모델의 노드온도를 추출하여 분석을 수행하였다.

상기 흑체시스템이 마이크로 온도센서는 흑체웨이퍼 후면부에 마이크로 히터와 동일하게 일정 간격으로 분산배치 되어 있으므로 대표 온도센서 4개에 대하여 온도를 추출하였으며, 마이크로 온도센서의 위치에 따른 노드 위치를 Fig. 22 (b)에 도식화하였다.

대표표면온도 추정은 마이크로 히터를 통한 흑체 표면가열 후 교정구간인 하강구간에서 분석을 수행하였으며, 대표표면 온도 추정 분석 전 Worst Cold와 Worst Hot조건에서 흑체 표면 평균온도 (T_s)와 온도센서 (T_1, T_2, T_3, T_4)간의 온도차에 대한 분석을 수행하였다. 분석결과, Worst Cold 조건에서 각각의 온도센서는 흑체 전면부 표면 평균온도와 최대 0.04℃의 차이를 보였으며, Worst Hot 조건에서는 최대 0.13℃차이를 보였다.

Figure 28은 분석결과 그래프로 Worst Cold와 Worst Hot조건에서의 흑체 표면온도와 4개의 온도센서 간의 온도차 추이는 유사한 것으로 보아 Fig. 22 (b)와 같이 온도센서를 배치할 경우 대표표면온도 추정에 있어 용이함을 알 수 있다. 상기 결과에 따라 대표표면온도 추정정확도는 일차방정식 식 (14)을 통해 산출가능하다[23].

$$T_{ET} = (A \times T_{avg}) + B \tag{14}$$

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

여기에서 T_{ET}는 흑체 표면 평균온도를 나타내며, T_{avg}는 마이크로 온도센서 (T_1, T_2, T_3, T_4)의 평균 온도를 의미한다. 아울러, A와 B는 수치 해석적 수식인 식(15)을 통해 2차 지수를 최소화한다.

$$J(A, B) \equiv \sum_{i=1}^{n_s} (T_{si} - T_{ESi})^2 \tag{15}$$

여기에서, n_s는 추정하기 위한 표면온도 평균값의 개수이며, 대표표면온도 추정정확도는 정확도 값이 작을수록 흑체 표면의 온도를 정확하게 추정이 가능하다. Figure 29는 교정임무를 수행하는 냉각구간에서의 Worst Cold와 Worst Hot조건에 대한 대표표면온도 추정정확도 해석 결과로써 하강구간의 대표표면온도 추정 정밀도는 0.015℃미만의 정밀도를 보임으로써 흑체표면 온도를 높은 정밀도로 추정 가능함을 알 수 있다. Table 9는 MEMS 기반 흑체시스템의 궤도 열환경 조건해석 결과에 대하여 나타내었다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

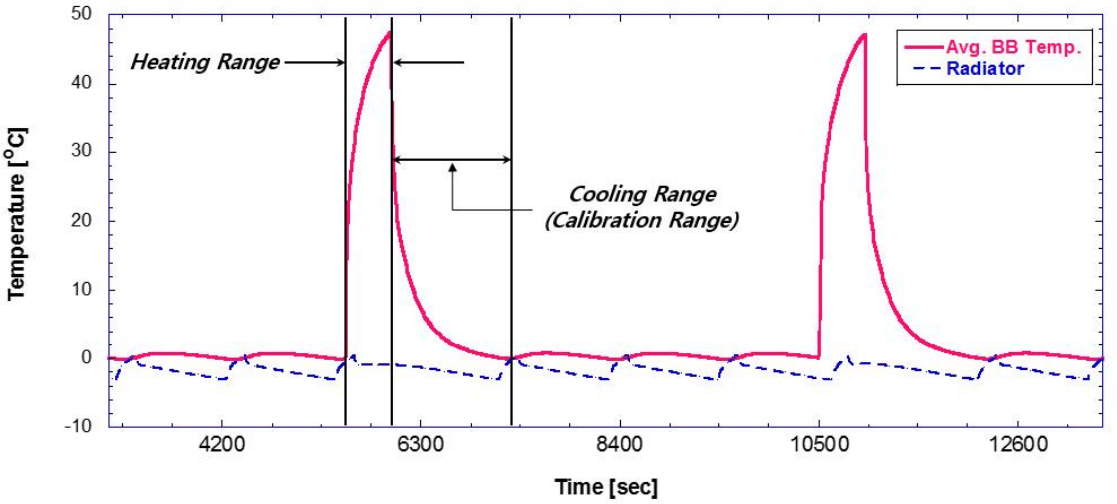
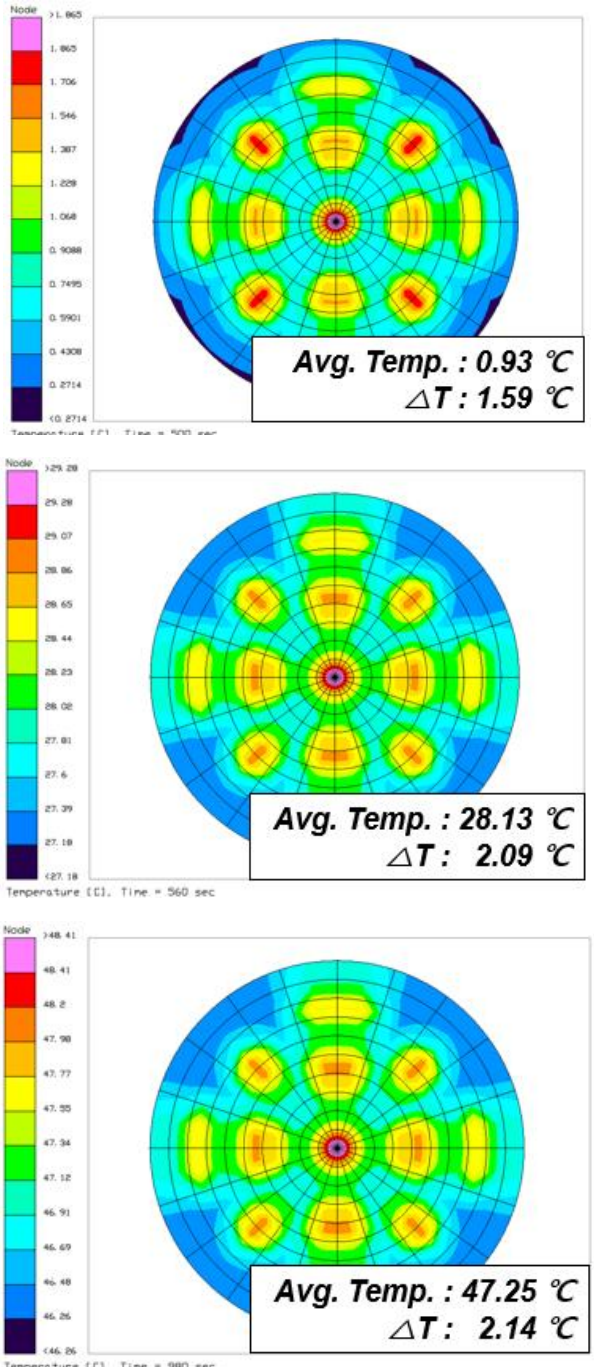


Fig. 24 Temperature Profiles of MEMS-based Black Body Thermal Analysis at Cold Case

Collection @ chosun

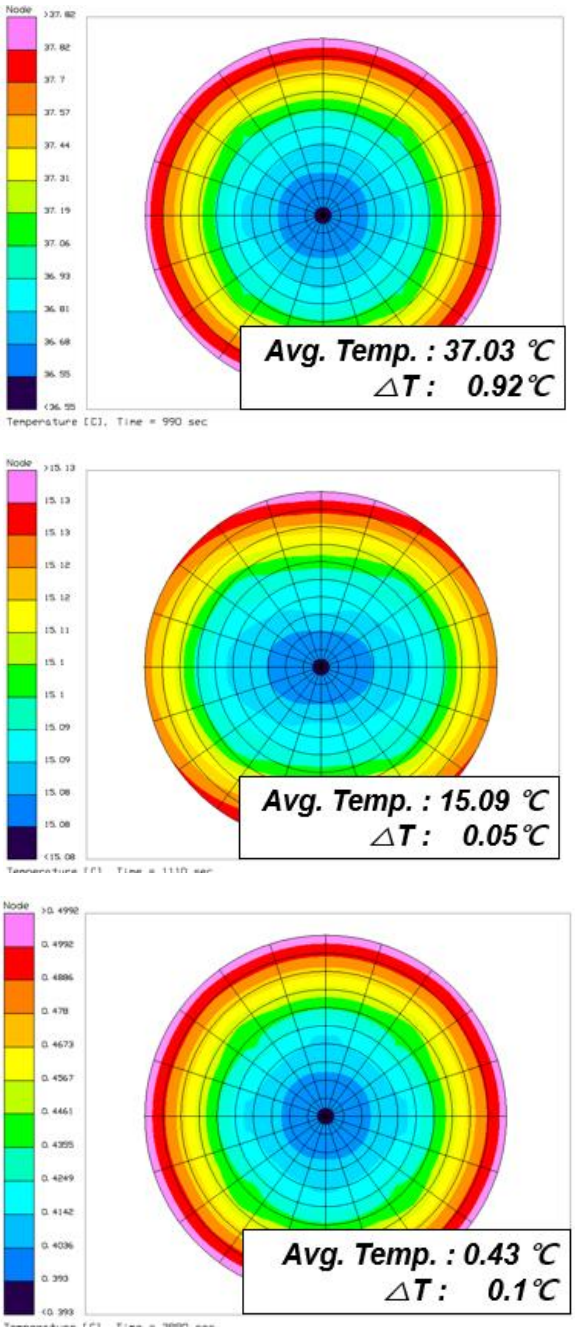
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Fig. 25 Temperature Contour Maps on the MEMS-based Black Body Surface at Cold Case ((a) Heating Range, (b) Cooling Range)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

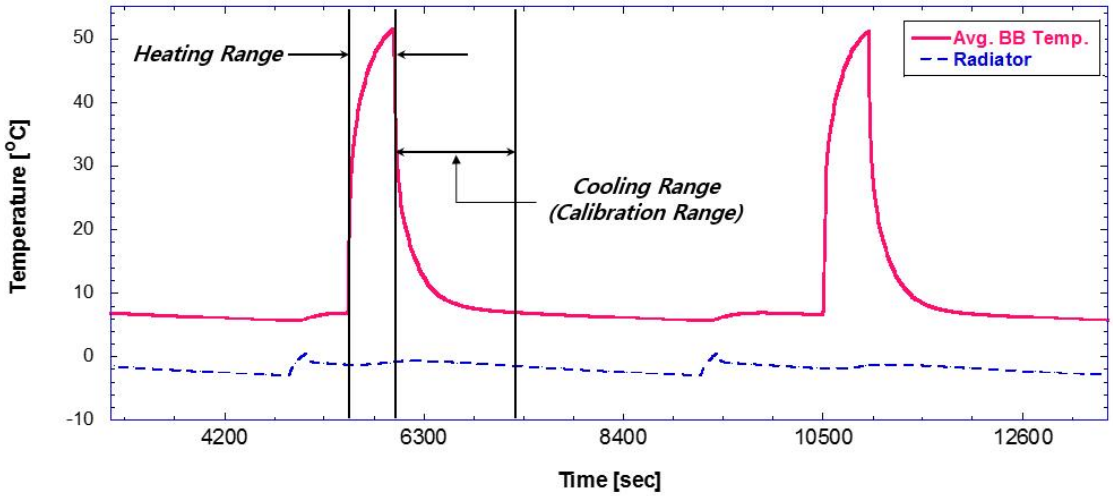
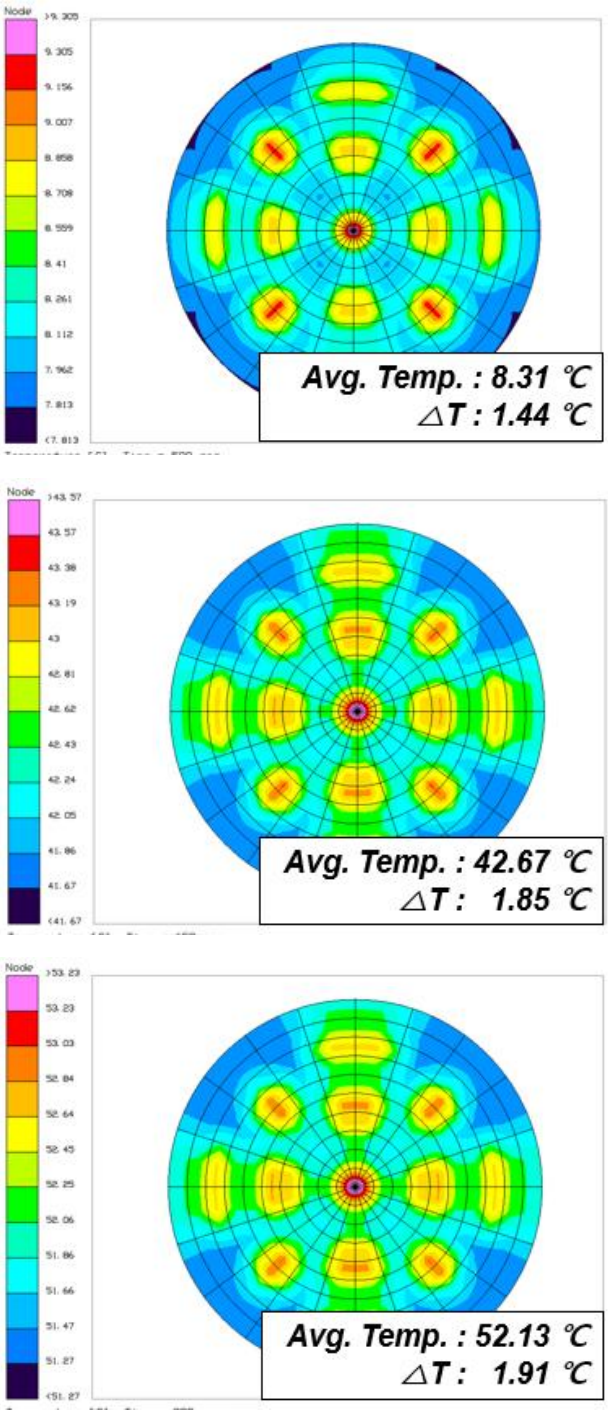


Fig. 26 Temperature Profiles of MEMS-based Black Body Thermal Analysis at Hot Case

Collection @ chosun

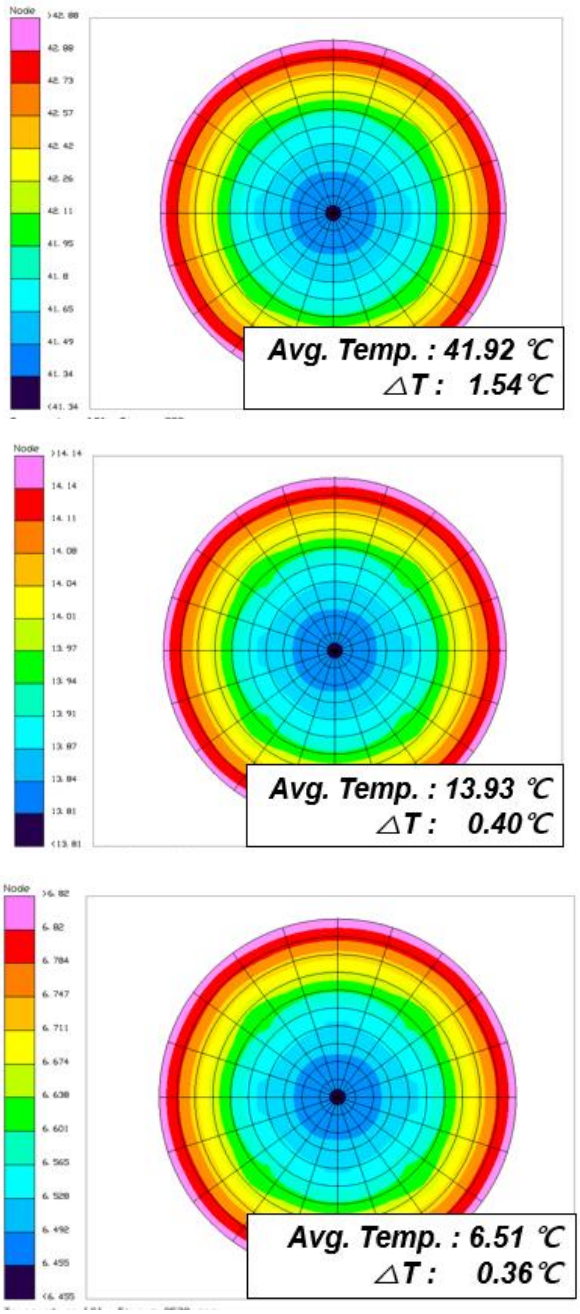
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

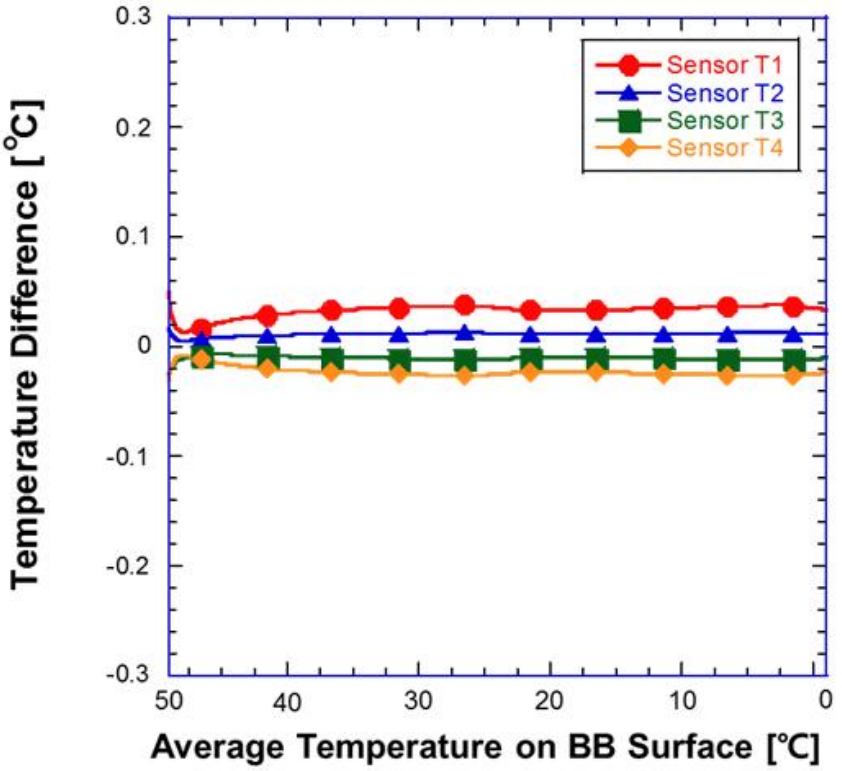


(b)

Fig. 27 Temperature Contour Maps on the MEMS-based Black Body Surface at Hot Case ((a) Heating Range, (b) Cooling Range)

Collection @ chosun

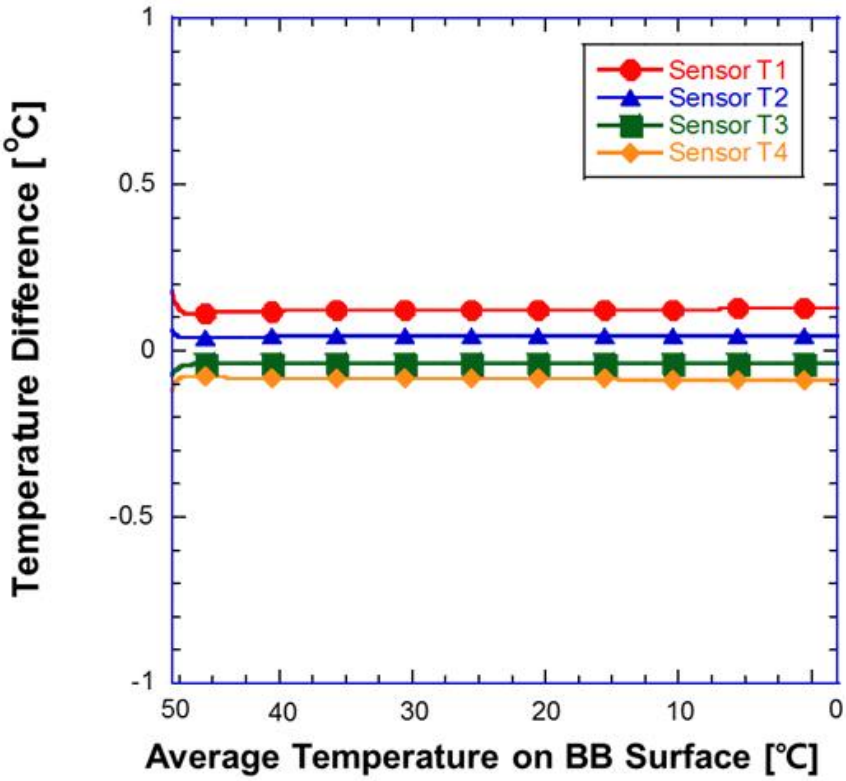
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b)

Fig. 28 Temperature Difference between Representative Surface Temperature and each Temperature Sensors for MEMS-based Black Body System ((a) Cold Case, (b) Hot Case)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

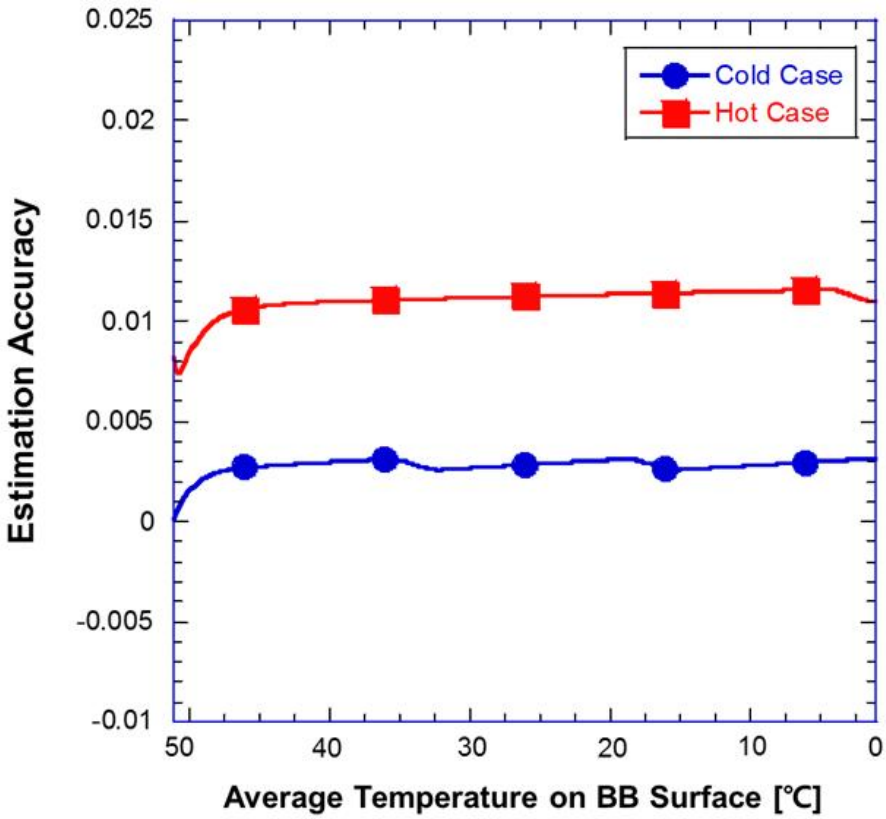


Fig. 29 Estimation Accuracy for MEMS-based Black Body System at Worst Cold and Hot Cases

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 11 Summary of Orbit Environment Thermal Analysis Results

Items	Cold Case	Hot Case
Heater Power[W]	8	
Heating Time [sec]	500	
$T_{max.}$ [℃]	48.22	52.31
Heating Range Max. ΔT [℃]	2.14	1.91
Cooling Range Max. ΔT [℃]	0.92	0.88
Max. Estimation Accuracy [℃]	0.003	0.012

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 5 장 결 론

우주용 적외선 센서와 같은 영상센서는 작동/비작동 및 시간경과에 따른 동일 광원에 대한 출력특성 변화가 생기며 이는 영상품질 저하에 직접적인 영향을 미치게 된다. 이에 따라 고품질의 영상데이터를 획득하기 위해서는 탑재교정 장치인 흑체시스템을 탑재하여 촬영 임무수행 전 교정임무를 반드시 수행해야한다. 본 논문에서는 종래의 흑체시스템의 열설계 및 시스템 복잡화에 대한 문제점에 기인하여 초경량, 저 전력, 고정밀도 구현 및 시스템 단순화가 가능한 MEMS 기술에 착안하여 MEMS 기반 흑체시스템을 제안하였다. 상기 흑체시스템은 흑체 표면 근접 위치에 복수개의 히터와 온도센서를 고집적화 가능하여 온도 균일화 및 대표표면온도 추정에 있어 용이하다. MEMS 기반 흑체시스템의 열설계는 고방사율, 흡수율 특성을 가지는 흑체코팅이 된 흑체 웨이퍼, 표면가열을 위한 마이크로 히터와 가열 후 잔열 수송 및 심우주로 열을 방출하기 위한 열전도 특성이 높은 방열판으로 구성된다. 제안한 흑체시스템의 설계 유효성 검토를 위해 기능모델을 제작하여 진공환경에서 기능시험을 수행하였으며, 시험결과를 토대로 열모델을 구축 및 보정하여 고 신뢰도의 열해석 모델을 확보하였다. 확보한 고 신뢰도의 열모델을 통해 궤도 열환경조건에 대한 열해석을 수행하였으며, Worst Cold (+9℃)와 Worst Hot (+33℃)의 경계온도조건에서 모두 요구조건인 40℃ 이상 승온 및 하강구간 즉, 교정구간에서의 온도구배가 1℃미만임을 확인하였다. 아울러, 마이크로 온도센서에 따른 대표표면온도 추정정확도 분석을 수행한 결과, Worst Cold, Worst Hot조건 모두 0.3℃미만의 정확도를 보임으로써 상기 흑체시스템에 대한 열설계가 타당함을 입증하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【참 고 문 헌】

1) M. Plank, "The theory of heat radiation", Philadelphia, P. Blakiston's Son &Co., Authorised Translation by M. Masius, 2012.

2) 尾谷賢, "天然物の 遠赤外放射特性", 日本, 北海道立工業試驗場報告, No.293, pp. 115-121, 1994.

3) 홍석민, 송인섭, "열상장비 기술 및 발전추세." 국방과 기술, 303 (2004.5): 26-39.

4) 이용수, "비냉각 적외선 검출기", 물리학과 첨단기술, 1998.

5) J. Kim, "Integrity evaluation of railway bogie using infrared thermography technique", Journal of the Korean Society for Nondestructive Testing, Vol.31, No. 2, pp. 144-149, 2011.

6) E. H. Kim, J. H. Im, H. S. Kim and G. S. Kim, ""Foreign Development Status and Applications of Infrared Imaging Satellite," Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 6, No. 2, pp. 51~59.

7) B. G. Chae, T. G. Kim, J. K. Lee, S. J. Kang and H. U. Oh, "Numerical Investigation of Temperature Uniformity and Estimation Accuracy for MEMS-based Black Body System," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 44, No. 5, pp. 455~462.

8) 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 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 38, No. 10, pp. 1020~1025.

9) S. M. Shin, "Black Body Design and Verification for Non-Uniformity Correction of Imaging Sensor and Uncertainty Analysis," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 41, No. 3, pp. 240~245.

10) K. W. Jin, G. H. Ju and K. H. Yang, "Research Trend of Calibration Methods on the Satellite Visible and Infrared Sensors," Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 7, No. 1, pp. 89~96.

11) Mooney, et al., "Characterizing IR FPA nonuniformity and IR camera spatial noise", Infrared Physics & Technology 37, 1996, pp.595-606.

12) Dimmock, J. O., "Capabilities and limitations of infrared imaging systems",

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Proceedings of the SPIE, Vol. 32, 1972, pp. 9-23.

13) Dimmock, J. O., "Capabilities and limitations of infrared vidicons vs. infrared scanning systems", Lincoln Laboratory Technical Report, TR 1971-49, 1971.

14) Xiong, X., Chiang, K., Esposito, J., Guenther, B., and Barnes, B., "MODIS on-orbit calibration and characterization", Metrologia, Vol. 40, No. 1, 2003, pp. S89-S92.

15) B. Guenthe, et al., "MODIS Calibration: A Brief Review of the Strategy for the At-Launch Calibration Approach", Journal of Atmospheric and Oceanic Technology 13, 1995, pp. 274-285.

16) https://atsrsensors.org/aboutATSR.htm

17) A.B. Fred, E.R. Henry, O.K. Robert, C.T. David, D.E. Scott, W.W. Mark, P.A. Douglas, K.G. Raymond, K.T. Joseph, N.C. Nick, L.S. William, E.B. Gali, D.W. John, K.S. Derson, The Geosynchronous Imaging Fourier Transform Spectrometer (GIFTS) on-board blackbody calibration system, in: Proceedings of the SPIE, Fourth International Asia-Pacific Environmental Remote Sensing Symposium, 8 November 2004.

18) Sapritsky, V. I., Mekhontsev, S. N., Prokhorov, A. V., Sudarev, K. A., Khromtchenko, V. B., and Samoilov, M. L. (1998). "Precision large area low and medium temperature blackbody sources." Proc., SPIE, 3437, 10.1117/12.331338.

19) Olschewski, et al., "The in-flight blackbody calibration system for the GLORIA interferometer on board an airborne research platform", Atmospheric Measurement Techniques, Vol. 6 No. 11, 2013, pp. 3067-3082.

20) Ghiseok Kim, Ki Soo Chang, Sang-Yong Lee and Geon-Hee Kim, "Design and Performance Evaluation of Low-Temperature Vacuum Blackbody System," JOURNAL OF THE KOREAN SOCIETY FOR NONDESTRUCTIVE TESTING, Vol. 33, No. 4, pp. 336~341.

21) H. J. Cho, H. J. Seo, K. S. Kim, S. W. Park and G. W. Moon, "Full Aperture Black Body Design, Fabrication and Validation for Infrared Detector Calibration," Aerospace Engineering and Technology, Vol. 12, No. 1, pp. 40~45.

22) Lee, K. M., Oh, H. U., "Calibration Mirror Mechanism with Fail-safe Function", Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 39, No. 7,

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

July 2011, pp. 682~687.

23) H. U. Oh and S. M. Shin, “Numerical study on the thermal design of on-board black body”, Aerospace Sciecnce and Technology, Vol. 18 Issue 1, pp.25-34.

24) Matthew et al., “Radiometric Calibration Methology of the Landsat 8 Thermal Infrared Sensor”, Remote Sensing, Vol 6 (2014), pp.8803-8821

25) Y. A. Cengel, "Heat transfer: A practical approach", Second edition, McGraw Hill Inc., 2004.

26) D. G. Gilmore, “Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume 1: Fundamental Technologies”, The Aerospace Corporation, 2nd Edition, 2002.

27) Miao, L. F., Xu, Q., Zhang, M. T., Sun, D. X., and Liu, Y. N., "Real-time implementation of multi-point nonuniformity correction for IRFPA based on FPGA", Proceedings of the SPIE, Vol. 7383, June 2009, pp. 1~8

28) Si-Hyung Lim, 2012, "Technological Trends and Prospects of Automotive MEMS Sensors," AUTO JOURNAL : Journal of the Korean Society of Automotive Engineers, Vol. 34, No. 10, pp. 24~29.

29) K. K. Back and B. K. Joo, 2006, "MEMS 기술동향," The Korean Institute of Electrical Engineers, Vol. 55, No. 10, pp. 20~27.

30) Baroncini, M., Placidi, P., Scorzoni, A.,Cardinali, G. C., Dori, L., Nicoletti, S., “Characterization of an embedded microheater for gas sensors application,” Proceeding on the international symposium on VLSI technology, 2001, pp.164-167

31) P. Bhattacharyya., “Technological Journey Towards Reliable Microheater Development for MEMS Gas Sensors - A Review,”Device and Materials Reliability, Vol.14, No. 2, June, 2014, pp.589-599

32) C. H. Ahn , 2010 , Fabrication and Performance Evaluation of Temperature Sensor Array on a 3- Dimensional Curved Surface , Proceedings of the 12th Korean MEMS conference : 173 ~ 174

33) Thermal Desktop User’s Guide, Ver. 5.8, Network Analysis Associates, Tempe, Az, 2006.

34) SINDA/FLUINT User’s Guide, Ver. 5.8, Network Analysis Associates, Tempe, Az, 2006.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【연 구 실 적】

<해외 논문>

1. Tae-Yong Park, Bong-Geon Chae and Hyun-Ung Oh, "Development of Electrical Power Subsystem of Cube Satellite STEP Cube Lab. for Verification of Space-Relevant Technologies", International Journal of Aerospace System Engineering, 2016, Vol. 3 No. 2, pp.31-37, http://dx.doi.org/10.20910/IJASE.2016.3.2.31

<국내 논문>

1. 박태용, 채봉건, 정현모, 오현웅, "큐브위성용 상용 전력계부품을 적용한 영구자석 자세제어 안정화 방식 큐브위성의 전력계 개념설계", 항공우주시스템공학회지, 제 8권 제 1호, 42-47, 2014
2. 권성철, 정현모, 하헌우, 한성현, 이명재, 전수현, 박태용, 강수진, 채봉건, 장수은, 오현웅, 한상혁, 최기혁, "우주기반기술 검증용 극초소형 위성 STEP Cube Lab.의 시스템 개념설계", 한국항공우주학회지, 제 42권 제 5호, 430-436, 2014
3. 채봉건, 하헌우, 장수은, 오현웅, "상용 반이중 통신방식 UHF대역 송수신겸용 안테나를 적용한 큐브위성의 통신시스템 구현", 한국항공우주학회지, 제 42권 제 6호, 522-528, 2014
4. 박태용, 채봉건, 이용근, 강석주, 오현웅, "상용 배열형 렌즈를 적용한 집광형 태양전력시스템의 우주적용 가능성 실험적 검토", 한국항공우주학회지, 제 42권 제 7호, 622-627, 2014
5. 박태용, 채봉건, 오현웅, "상용 프레넬렌즈를 이용한 극초소형 위성용 집광형 태양전력 시스템의 궤도 전력생성효율 분석", 한국항공우주학회지, 제 43권 제 4호, 318-325, 2015
6. 전영현, 채봉건, 정현모, 전성용, 오현웅, "큐브위성 STEP Cube Lab.의 지상국 시스템 개발", 항공우주시스템공학회지, 제 9권 4호, 37-42, 2015
7. 채봉건, 김태규, 이종광, 강석주, 오현웅, "MEMS기반 흑체시스템의 온도 균일도 및 추정 정확도의 수치해석적 검토", 한국항공우주학회지, 제 44권 제 5호,

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

455-462, 2016

8. 채봉건, 이용근, 강석주, 장수영, 오현웅, “차세대 중형위성 전자광학 탑재체 카메라 제어기 전장품의 열적 안정성 평가”, 공학기술논문지, 제 10권 제 2호, 185-190, 2017

<학회 발표>

1. Bong-Geon Chae, Tae-Gyu Kim and Hyun-Ung Oh, “Experimental Investigation of MEMS-based Black Body System” ,The 9th Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science & The 2nd Asian Joint Symposium on Aerospace Engineering, The Society for Aerospace System Engineering
2. Bong-Geon Chae, Tae-Gyu Kim and Hyun-Ung Oh, “Numerical Investigation of MEMS-based Black Body System using Thermoelectric Device”, 31st International Symposium on Space Technology and Science, The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences
3. Bong-Geon Chae, Hyun-Ung Oh, Suk-Joo Kang and Tae-Gyu Kim, “Thermal Analysis for MEMS-based Black Body System”, AJSAE 2016(Asian Joint Symposium on Aerospace Engineering 2016), The Society for Aerospace System Engineering
4. Tae-Yong Park, Bong-Geon Chae and Hyun-Ung Oh, “Development of Electrical Power Subsystem of Cube Satellite STEP Cube Lab. for Verification of Fundamental Space Technology”, AJSAE 2016(Asian Joint Symposium on Aerospace Engineering 2016), The Society for Aerospace System Engineering
5. 박귀중, 박태용, 채봉건, 오현웅, “가변 전도율 액체금속 방열판의 해석적 검토”, 항공우주시스템공학회 2017 추계 학술대회, 항공우주시스템공학회
6. 채봉건, 김태규, 오현웅, “펠티어 소자를 적용한 MEMS기반 흑체시스템 열설계 및 열해석”, 항공우주시스템공학회 2017 추계 학술대회, 항공우주시스템공학회
7. 채봉건, 김태규, 오현웅, “열전소자를 적용한 MEMS기반 흑체시스템의 수치해석적 검토”, 한국항공우주시스템공학회 2017 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회
8. 김혜인, 김정기, 최재섭, 김수현, 채봉건, 오현웅, “스마트폰 탑재 캔위성 SCSky Casnsat 시스템 개념설계”, 한국항공우주학회 2016 추계학술대회, 한국항공우주

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

공학회

9. 강수진, 권성철, 이명재, 박태용, 채봉건, 장수은, 한상혁, 오현웅, “큐브위성 STEP Cube Lab.의 환경시험 및 결과분석”, 한국항공우주학회 2016 추계학술대회, 한국항공우주공학회
10. 이명재, 김태규, 조문신, 채봉건, 오현웅, “SMA 스프링 엑추에이터를 활용한 전개수납형 교정 메커니즘의 발사환경 검증시험”, 한국항공우주학회 2016 추계학술대회, 한국항공우주공학회
11. 채봉건, 김태규, 오현웅, “열전소자를 적용한 MEMS기반 흑체시스템 해석적 검토”, 한국항공우주학회 2016 추계학술대회, 한국항공우주공학회
12. 김수현, 김정기, 최재섭, 김혜인, 채봉건, 오현웅, “스마트폰 탑재 캔위성 및 광역 구동 카메라 메커니즘 개념설계”, 항공우주시스템공학회 2016 추계학술대회, 항공우주시스템공학회
13. 채봉건, 이성문, 장수은, 오현웅, “캔위성을 이용한 태양전력 무선전송 및 에너지하베스팅 시스템의 실험적 검토”, 항공우주시스템공학회 2016 추계학술대회, 항공우주시스템공학회
14. 강수진, 권성철, 이명재, 박태용, 채봉건, 장수은, 오현웅, 한상혁, “우주핵심기술의 궤도검증을 위한 STEP Cube Lab.의 비행모델 개발 및 일련과정”, 한국항공우주학회 2016 춘계학술대회, 한국항공우주학회
15. 채봉건, 권성철, 전수현, 이명재, 한성현, 정현모, 강수진, 장수은, 오현웅, “A Series of Procedure for Developing Flight Model of STEP Cube Lab.”, 한국우주과학회 2015 추계학술대회, 한국우주과학회
16. 정현모, 권성철, 하헌우, 전수현, 이명재, 강수진, 박태용, 장수은, 채봉건, 전영현, 한성현, 전성용, 오현웅, “큐브위성 STEP Cube Lab.의 비행모델 개발”, 한국우주과학회 2015 춘계학술대회, 한국우주과학회
17. 전영현, 채봉건, 오현웅, “큐브위성 STEP Cube Lab.의 지상국 시스템 개념 설계”, 항공우주시스템공학회 2014 추계학술대회, 항공우주시스템공학회
18. 채봉건, 전영현, 오현웅, “극초소형위성 STEP Cube Lab.의 지상국 예비설계”, 항공우주시스템공학회 2014 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회
19. 박태용, 채봉건, 오현웅, “큐브위성 STEP Cube Lab.을 이용한 집광형 태양전력 시스템 검증”, 항공우주시스템공학회 2014 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회
20. 권성철, 정현모, 하헌우, 한성현, 전수현, 이명재, 김영욱, 강수진, 박태용, 차

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

진영, 채봉건, 장수은, 오현웅, “우주기초기술의 궤도검증을 위한 STEP Cube Lab.의 시스템 개념설계”, 항공우주시스템공학회 2013 추계학술대회, 한국항공우주시스템공학회

21. 하헌우, 정현모, 채봉건, 장수은, 오현웅, “UHF 송수신 겸용 안테나를 적용한 큐브위성의 통신계 설계”, 항공우주시스템공학회 2013 추계학술대회, 한국항공우주시스템공학회
22. 권성철, 하헌우, 정현모, 한성현, 이명재, 전수현, 김영욱, 박태용, 강수진, 차진영, 장수은, 채봉건, 오현웅, “ 우주기반기술 검증용 STEP Cube Lab.의 시스템 설계, 한국우주과학회 2013 추계학술대회, 한국우주과학회

<특 허>

1. 오현웅, 김태규, 채봉건, 정주용, 박종민, 신호현 “MEMS기반 흑체시스템(등록번호:10-1702433)”, 특허청, 등록

<수 상>

1. 채봉건, 정병현, 윤치열, 김현성, 윤지훈, 송창렬, 김도혁, 홍형재, 한지덕, 김민재, 오현웅, “P.P.T.(Power Plant Trio) Cansat”, 2016 조선대학교 캡스톤 디자인 경진대회 우수상
2. 채봉건, 장수은, 김정기, 이성문, 최재섭, 손민영, 오현웅, “캔위성을 이용한 태양전력 무선전송 및 에너지하베스팅 시스템”, 2015 조선대학교 창의아이디어 구현 경진대회 은상
3. Tae-Yong Park, Bong-Geon Chae and Hyun-Ung Oh, “Experimental Study on Solar Energy Collection System Using Commercial PMMA Lens for Cube Satellite Application”, 2015 APCATS Best Paper Award
4. 이명재, 정현모, 전수현, 채봉건, 오현웅, “전방향 구속이 가능한 열선전달식 힌지구동형 무충격 구속 분리장치”, 2014 제 2회 조선대학교 대학(원)생 발명(특허) 경진대회 은상
5. 박태용, 채봉건, 정현모, 정성용, 오현웅, “집광형 렌즈를 이용한 태양지향 3축 자세저어 극초소형 위성의 전력생성효율 증가방법”, 2014 제 1회 한국에너지기술평가원 에너지기술 창의아이디어 공모전 우수상 (한국신재생에너지학회장상)

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

6. 박태용, **채봉건**, 장수은, “우주 적용을 위한 고효율 태양집광형 전력시스템의 실험적 검증”, 2014 제 2회 항공우주학회 학부생논문경진대회 장려상
7. 권성철, 하헌우, 정현모, 한성현, 전수현, 강수진, 이명재, 박태용, 차진영, 장수은, **채봉건**, “STSL-I 큐브 솔루션”, 2013 조선대학교 창업 아이디어 공모전 우수상
8. 오현웅, 권성철, 하헌우, 정현모, 한성현, 이명재, 박태용, 강수진, 전수현, 차진영, **채봉건**, 장수은, “2013 큐브위성 경연대회 최종 3팀 선정”, 2013 미래창조과학부, 한국항공우주연구원 (최종 3팀 선발)

Collection @ chosun