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]I804:24011-200000266080

2017년 2월

석사학위 논문

액체금속을 이용한 우주용 가변 열전도 라디에이터에 관한 연구

조선대학교 대학원

항공우주공학과

강 수 진

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

액체금속을 이용한 우주용 가변 열전도 라디에이터에 관한 연구

A Study on Variable Conductance Radiator by Using Liquid Metal for Space Applications

2017년 2월 24일

조선대학교 대학원

항공우주공학과

강 수 진

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

액체금속을 이용한 우주용 열전도 라디에이터에 관한 연구

지도교수 오 현 웅

이 논문을 공학 석사학위 신청 논문으로 제출함

2016년 12월

조선대학교 대학원

항공우주공학과

강 수 진

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

강수진의 석사학위논문을 인준함

위원장 조선대학교 교 수 김 태 규 (인)

위 원 조선대학교 교 수 김 재 수 (인)

위 원 조선대학교 교 수 오 현 웅 (인)

2016년 12월

조선대학교 대학원

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

목 차

LIST OF FIGURES ····· iii

LIST OF TABLES ····· V

ABSTRACT ····· vi

제 1 장 서 론 ····· 1

제 1 절 연구배경 및 목적 ····· 1

제 2 절 종래연구 ····· 4

제 3 절 논문개요 및 구성 ····· 16

제 2 장 액체금속을 이용한 우주용 가변 열전달 라디에이터 ····· 19

제 1 절 액체금속이란 ····· 19

제 2 절 가변 열전도 라디에이터 운용개념 ····· 24

제 3 장 가변 열전도 라디에이터의 수치 해석적 접근 ····· 27

제 1 절 위성 라디에이터 설계 ····· 27

제 2 절 열저항 회로 해석 ····· 33

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 장 열제어 유효성 검증 시험 ····· 36
제 1 절 라디에이터 시편 제작 ····· 36
제 2 절 라디에이터 시편 성능시험 ····· 40
1. 시험 구성 ····· 40
2. 액체금속 구동시험 ····· 43
3. 가변 열전달 성능시험 ····· 45
제 3 절 열해석모델을 통한 열성능 해석 ····· 49
1. 보정 열해석모델 구축 ····· 49
2. 단열성능 해석 ····· 55
3. 물성치 최적화 설계 ····· 58

제 5 장 가변 열전도 라디에이터를 적용한 위성체의 열해석 ····· 63
제 1 절 위성체 열해석 모델 ····· 63
제 2 절 열해석 결과 ····· 73

제 6 장 결 론 ····· 74
【참고 문헌】 ····· 75
【연구 실적】 ····· 80

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF FIGURES

Fig. 1 Examples of Space Thermal Control Devices ·····13
Fig. 2 Liquid Metal Device pumped with an Electromagnetic Pump ·····14
Fig. 3 Example of Thermal Control Device using Liquid Metal ·····15
Fig. 4 Liquid Metal with Low Melting Point ····· 21
Fig. 5 Principle of Variable Conductance Radiator ····· 26
Fig. 6 Radiator Energy Balance ····· 30
Fig. 7 Energy Balance Schematic for Calculating of Radiator Size and Heater Power ····· 31
Fig. 8 Thermal Louver for Spacecraft ····· 32
Fig. 9 Thermal Resistance Network of Variable Conductance Radiator ····· 35
Fig. 10 Schematic of the Actuation Principle of the MHD Pump in which driving Force is Lorentz Force ····· 38
Fig. 11 Configuration of the Test Section and Test Rig Assembly ····· 39
Fig. 12 Schematic Diagram of Measurement of the Test Section ····· 41
Fig. 13 Configuration of the Test Set-up ····· 42
Fig. 14 Video Frame Showing Liquid Metal ····· 44
Fig. 15 The Infra-red Images w.r.t Different Modes ····· 47
Fig. 16 Temperature Data of Test Results for Case 1 and Case 2 ····· 48
Fig. 17 Temperature Data of the Additionally Cooling Test ····· 48
Fig. 18 TMM of the Test Section of Variable Conductance Radiator ····· 52
Fig. 19 Thermal Contour Map of TMM Correlation Results ····· 54
Fig. 20 Thermal Analysis Results of Cold Case ·····57
Fig. 21 Schematic Configuration of Heat Flow ·····60
Fig. 22 TMM of VCR with Optimization Design ····· 60
Fig. 23 Thermal Analysis Results for VCR with Optimization Design ····· 62
Fig. 24 Configuration of Aluminum Honeycomb Panel ·····65

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 25 Design Schematic of Conventional Radiator and Variable Conductance Radiator ····· 66
Fig. 26 Thermal Mathematical Model of Spacecraft Applied Radiator ····· 67
Fig. 27 Thermal Contour Map of Thermal Analysis Results ·····71
Fig. 28 Thermal Analysis Results w.r.t Comparison between Conventional Radiator and Variable Conductance Radiator ·····72

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

LIST OF TABLES

Table 1 Thermal Properties of Typical Metals or Alloys with Low Melting Point ····· 22
Table 2 Thermo-physical Properties of Water, Galinstan and Mercury ·····23
Table 3 Thermo-physical Properties for Thermal Analysis ·····53
Table 4 Thermal Coupling Condition ·····53
Table 5 Case 1 and Case 2 Correlation Results of VCR TMM by Temperature Difference between Prediction(℃) and Test(℃) ·····54
Table 6 Thermo-physical Properties for Optimization Design ····· 61
Table 7 Thermo and Optical Properties for Analysis of Spacecraft ·····68
Table 8 Thermal Analysis Case Condition ·····69

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

ABSTRACT

A Study on Variable Conductance Radiator by Using Liquid Metal for Space Applications

Kang Soo-Jin
Advisor : Prof. Oh Hyun-Ung, Ph. D.
Department of Aerospace Engineering
Graduate School of Chosun University

In spacecraft design, the function of the thermal control subsystem(TCS) is to keep all the spacecraft's component systems within acceptable temperature ranges during all mission phases. It must cope with the external environment, which can vary in a wide range as the spacecraft is exposed to deep space or direct sunlight, sunlight reflected off Earth (albedo), and infra-red(IR) energy emitted from Earth, and the internal heat generated by the operation of the spacecraft itself. During launch or in exceptionally low orbits, there is also a free molecular heating effect caused by friction in the rarefied upper atmosphere. In this environment, The thermal control subsystem protects the equipment from overheating, either by thermal insulation from external heat fluxes, or by proper heat removal from internal sources and the equipment from temperatures that are too cold, by thermal insulation from external sinks, by enhanced heat absorption from external sources, or heat release from internal sources.

Today's satellites have been getting high function and performance. This leads to an ever-larger heat produced by the payloads in the spacecraft, which will result in a shortened life, malfunction or even failure of satellite and these developments demands many requirements in order to realize maximum performance. For example, TCS is necessary to

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

keep specific components (such as optical sensors, batteries, atomic clocks, etc.) within a specified temperature stability requirement, to ensure that they perform as efficiently as possible. Furthermore, the recently satellites are getting smaller that led to increase of extremely high heat flux density and serous heat loads. It request on cooling beyond what can be offered by the common thermal control method and alternative ways are being required and implemented gradually at this time. Therefore, satellites need more effective thermal control technologies for both survive in harsh space thermal environment and guarantee high performance that shows within a temperature stability.

Recently, it is realized that using a liquid metal or its alloys with a low melting point as coolant could significantly lower the electric component temperature. The thermal conductivity of a metal is much higher than that of general liquid such as water, oil or more organic fluids. Thus, if a certain liquid metal or its alloys with a low melting point is adopted as the cooling fluid, a much higher cooling capacity than that of traditional fluid can be obtained. The liquid metal cooling is expected to open a new world for spacecraft cooling because of its evident merits over traditional coolant. Also, because of its high conductivity, a liquid metal can be driven by an MHD(Magneto-hydro-dynamic) pump which exploits the Ampere force arising from the application of direct current normal to the magnetic filed in the region of the fluid between two permanent magnets. Advantages of adopting an MHD pump lies in the ability toe pump these liquid efficiently with a silent, vibration-free, low energy consumption rate of the non-moving and compact MHD pump.

In this study, we investigate the possibility of using a liquid metal as coolant to enhance a efficiency of space thermal control. For this, we proposed a variable conductance radiator(VCR). VCR provide a variable thermal resistance between the heat source and radiator and can thereby

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

maintain the heat sources at a relatively constant temperature while the radiator temperature varies. Conventional radiator usually provide a single thermal emissivity and conductance. Unfortunately, though, variations in environment and component heat-generation rates, along with the degradation of surface finishes over time, can drive temperature variations in a passive design to ranges larger than some components can withstand. Heaters therefore are sometimes required in a thermal design to protect components under cold case environmental conditions or to make up for heat that is not dissipated when an electronic box is turned off. When VCR is applied the spacecraft, VCR makes it possible the effective thermal control by optimizing the conductance according to the temperature condition.

VCR is possible to change conductance that exploits the highly thermo-physical properties of liquid metals with very high heat transfer coefficients to adopted in a wide range of temperature. In this case of hot case, panel of VCR is filled with liquid metal inside, it is transferring the heat from the payload to radiator surface. In this case of cold case, panel of VCR is vacant with evacuate, it is insulating from the cold case environmental condition. We can use two type of thermal management in hot and cold condition by moving the liquid metal. This new method is expected to be flexible thermal management of a space radiator, where both efficient thermal control and extremely low energy consumption are of major concern.

In this paper, we have introduced the VCR that proposed a novel concept of radiator for spacecrafts and have fabricated a laboratory-scale test section of the VCR to demonstrate effectiveness of performance that change for heat conductivity and verify validation of thermal control. Additionally, we have developed a practical development model of VCR and verified efficiency by comparing to a conventional radiator from thermal

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

analysis.

Key Word : Liquid Metal, Coolant, Radiator, Space Thermal Management, Thermal Control Subsystem

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 1 장 서 론

제 1 절 연구배경 및 목적

인공위성 열제어계는 위성의 임무기간 동안 위성의 모든 탑재장비들이 각기 허용되는 온도 및 온도구배 내로 유지되도록 하는 임무를 가지며, 고진공 및 극저온과 고온의 극심한 우주 열환경에서 운용되는 위성의 열적 안정성을 책임지기 때문에, 다른 부체계 개발과 연동성이 높아 시스템 개발적인 성격을 지닌다. 예를 들어, 구조계와는 열지향오차 최소화를 위한 열변형 해석이 필요하며, 전력계에서는 태양전지판 면적결정에 필요한 태양전지판 온도계산 및 배터리 최적운용환경을 위한 제어를 요구하며, 그 외 자세제어계, 추진계, 탑재체 등에서 각기 요구하는 모든 온도 요구조건을 만족해야만 한다[1].

위성의 열제어 방식은 크게 수동형과 능동형으로 구분되는데, 먼저 수동형 열제어 방식으로는 가장 간편하게 위성의 표면의 열적 거동을 변경하는 열코팅(Thermal Coating) 기술이 있다. 코팅색의 파장대역에 따른 방사율과 흡수율을 이용한 것으로 방사율이 높아 태양흡수 저감 및 열방출을 위한 백색 페인트와 방사율/흡수율이 높아 내부 복사 열교환 증대를 위한 흑백 페인트 등이 대표적이다. 표면 열코팅만으로 열적인 문제를 해결할 수 없는 경우, 다층박막단열재(MLI: Multi-Layer Insulation)를 적용하여 위성 내부의 불필요한 열손실을 줄여 단열하고 외부의 과도한 열유입을 차단한다. 또한, 높은 방사율을 갖는 표면을 통해 위성 내부의 폐열을 외부 열환경으로 방출하는 라디에이터에는 열코팅 뿐만 아니라 유리를 이용해 태양열을 반사함으로써 온도변화를 막는 OSR(Optical Solar Reflector)과 위성 내부의 폐열을 방출하면서 외부에서 입사되는 열을 반사시키는 특수한 사각형 거울형상의 이차면경(SSM: Second Surface Mirror) 등이 있으며, 이 외에도 용융/경화 시의 잠열과 현열을 이용하여 열제어가 필요한 부품의 온도에 따라 열을 흡수하여 저장하거나 방출하는 상변화물질(PCM: Phase Change Material), 열을 수집하고 이를 이동시키는 써멀스트랩(Thermal Strap) 등이 있다. 이러한 수동형 열제어 방식은 처리 및 적용 방식이 비교적 단순하고 작업이 간편하며, 또한 작동 신뢰성 측면에서 매우 장점이 있지만, 정밀한 온도제어가 불가능하다는 단점이 있다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

따라서 수동적인 방식으로는 해결되지 않는 열제어 문제는 외부 열환경 변화에 능동적으로 반응하는 능동형 열제어 기술을 필요로 하게 되는데, 대표적으로 위성이 외부 열환경에 의해 저온 조건이 될 경우에 부족한 열을 보충해주는 히터가 있으며, 고정된 높은 방사율로 인해 탑재 장비의 비운용 시에도 지속적인 방열을 수행하는 라디에이터에 블레이드를 설치하여 센서/액츄에이터에 의해 설정온도 이하일 경우에는 블레이드가 닫치게 되어 외부 열유입 및 열방출을 차단하고, 설정온도 이상일 경우에는 블레이드가 열려 방열하는 온도 조절창(Thermal Louver)이 있다. 또한, 작동유체의 액화와 기화 상태에 따른 유동현상으로 열을 전달하는 히트파이프와 그 외에도 기계펌프 등을 적용한 다양한 냉각순환장치 등이 존재한다[1-2]. 이러한 능동 열제어 방식은 수동 방식으로는 불가능한 정밀한 열제어를 가능하게 하지만 위성체의 전력자원을 소비하고 복잡한 설계로 작동 신뢰성을 확보하는 것이 어려우며, 위성체 무게가 증가하는 등의 다양한 단점이 존재하여, 보수성향을 띄는 위성설계에 적용하기까지는 수많은 설계 제한을 만족해야만 한다.

위성 열제어 방식 중 수동형 라디에이터는 위성체 내부의 폐열을 방출하기 위해 위성체 패널의 표면에 고 방사율의 열 코팅을 처리하여 패널을 방열면으로 이용한 것이며, 이는 라디에이터의 표면의 광학 물성치를 이용하여 외부 열환경과의 복사 열전달을 통해 열교환을 하는 방식이다. 이러한 수동형 라디에이터는 위성이 방출해야하는 폐열량을 충분히 방열하기 위해서 높은 표면 방사율과 넓은 방열면적을 확보해야 하는데, 과도한 방열면적 확보는 식 구간 혹은 탑재장비의 비 운용 시기 등과 같은 저온환경에서도 지속적인 열 방출로 인한 불필요한 열손실을 초래하며, 결과적으로 이를 보상하기 위한 전기 히터를 필요로 하게 된다. 히터의 소비량은 위성체 전력자원을 소비하는 주요 요인 중 하나이며, 특히 식 구간에서는 위성 배터리만이 전력공급원이 되기 때문에 한정된 위성 전력자원의 소비를 절감하기 위해서는 방열면과 히터 사이의 최적 설계가 요구된다. 더 나아가, 최근의 위성은 소형화 개발추세와 고성능화됨에 따라 단위면적 당 발열량은 계속 증가하고 있으며, 동시에 고성능 기능의 구현을 위해 보다 엄격한 온도 요구조건이 증대하고 있다. 따라서 향후에는 기존의 열제어 방식만으로는 해결하기 어려운 열제어 문제가 가중될 것이며, 이를 해결하기 위해서는 고성능, 고효율의 새로운 열제어 기술 연구가 필요한 시점이다.

이에 본 연구에서는 높은 방사율로 고정되어 고온 환경에서만 장점을 갖는 기존의 라디에이터를 온도에 따라 방열 성능을 가변하여 넓은 온도범위의 환경에 능동적으로 열제어가 가능한 새로운 우주용 라디에이터를 개발하고자 하였다. 이에 기존에 열 유

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

체 시스템에 사용되어지는 물과 알코올과 같은 일반 냉각재보다 우수한 열 특성을 지닌 액체금속을 활용하여 보다 고성능의 열 유체 시스템을 제안하였으며, 더 나아가 액체금속이 갖는 높은 전기전도성을 활용하여 전자유체역학을 이용한 유체 시스템의 작동으로 기계장치를 결합한 온도 조절창과 같은 가변 방사율 라디에이터가 지닌 고장 및 작동 신뢰성 등에 대한 문제점을 개선하고자 하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 종래연구

기존의 우주용 라디에이터는 탑재장비가 직접적으로 장착되는 위성체의 구조체 패널에 높은 방사율 코팅을 처리하거나 혹은 OSR이나 SSM과 같은 평판형 라디에이터를 위성체에 체결하여 부분적 방열을 수행하거나 혹은 궤도상에서 수납되어 있던 방열판을 전개하여 방열면적을 확보하는 등의 다양한 형태로 적용되어져 왔으며, 형상에 상관없이 모든 라디에이터는 표면의 높은 방사율을 이용해 열을 방출하는 역할을 한다. 라디에이터의 성능은 표면의 방사율과 온도에 의해 결정되며, 대부분의 라디에이터는 0.8 이상의 방사율과 0.2 이하의 흡수율을 가지며, 이에 대표적인 표면처리 방식으로는 Silvered 혹은 Aluminized Teflon과 백색 페인트 등이 사용되어지고 있다. 그러나 제 1절의 연구배경에서 언급한 바와 같이, 라디에이터는 저온환경에서도 지속적인 방열을 수행함으로써 불필요한 열 손실을 초래하며 히터와의 조합에 의한 추가적인 열 제어가 요구된다. 이러한 수동적 열제어 장치들이 가지는 고정된 열·광학 특성인 방사율을 온도에 따라 변화시킨다면 추가적인 열 공급 장치 및 전력소모를 줄일 수 있어 효율적인 열 제어가 가능할 것이다. 이를 해결하기 위해 해외 대학 및 연구 기관에서는 열·광학 물성 특성을 변경 가능한 열 제어 장치를 연구 중이며 주로 방열 성능 및 방사율을 가변시키는 열 제어 장치들이 개발되고 있다. 이와 같은 가변 방사율 라디에이터를 위성에 적용될 경우, 위성 내부의 온도가 낮을 때에는 라디에이터의 낮은 방사율로 불필요한 열손실을 방지하고 위성 내부의 온도가 높을 때에는 고정 방사율 라디에이터와 같이 높은 방사율로 가변되어 방열 기능을 수행할 수 있어 보다 효율적인 위성 열제어가 가능하게 된다. 대표적인 가변 방사율 라디에이터로는 루버 및 셔터 방식 등 모터의 구동으로 블레이드 및 셔터의 개폐를 통해 방열적을 제어하는 방식과 물질의 온도에 따라 방사율이 변하는 감온변색 소재 및 전압 인가에 따라 물질의 색이 변하는 전기변색 소재 등이 존재한다[3].

W. Biter[4] 등은 높은 방사율과 전도율을 가지는 필름의 탈·부착을 통해 능동적으로 열 제어를 수행하는 ESR(Electrostatic Switched Radiator)를 개발하였다. 그림 1의 (a)는 ESR의 운용 개념도와 NASA에서 진행된 마이크로위성 기술 개발 프로젝트인 ST5(Space Technology 5)의 실험의 일환으로 제작된 실제 형상을 나타낸다. ESR은 전기적 대전을 통해 필름의 부착을 유지하는 원리로 덮개 필름이 표면에 부착될 경우, 높은 열전도성을 가지는 덮개 필름에 의해 표면의 열을 전달하여 높은 방열 성능을 가

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

지며 탈착 상태의 경우, 덮개 필름은 단열 상태가 되고 열전달은 낮은 방사율을 가지는 표면의 방사로만 이루어지는 원리로 열 제어를 수행하는 장치이다. ESR은 200-500V의 DC전압으로 작동할 수 있으며, 전압을 인가하면 고 방사율 상태가 되고, 제거하면 저 방사율 상태를 나타낸다. W. Biter 등은 실험을 통해 방사율이 약 0.74의 변화 폭을 구현 가능함을 검증하였으며, 더 많은 재료 연구 및 개발, 생산 공정 제어를 통해 최대 유효 방사율의 변화율을 0.8로 달성하기 위해 꾸준한 연구가 진행 중이다.

R. Osiander[5-6] 등은 나노 및 피코 급의 소형위성의 열제어를 위해 MEMS(Micro-electromechanical System) 기반의 루버 및 셔터 메커니즘을 적용한 초경량, 저전력형의 가변 방사율 라디에이터를 제작 및 개발하여 미래의 나노 급 위성의 능동 열제어 가능성을 제안하였다. 그림 1의 (b)는 루버형태와 셔터형태의 MEMS 기반 가변 방사율 라디에이터 형상을 나타낸다. 탑재장비의 온도에 따라 MEMS 루버가 개폐하여 방열 수행하는 루버 라디에이터를 개발하여 기존의 대형 위성에 적용되던 루버 방식 라디에이터의 문제점인 부피 및 무게 그리고 구동전력을 크게 축소하였다. 그러나 루버 라디에이터가 극심한 발사 환경에서의 기계적 구동부가 갖는 취약점 때문에, 이를 극복하고자 셔터 방식으로 보완하여 설계를 개선하였다. 셔터 방식 라디에이터는 사다리 형태의 셔터 구조물과 동일한 사다리 형태의 고 방사율을 갖는 셔터 블록이 있으며, 셔터 구조물이 수평방향으로 움직이며 셔터 블록의 고 방사율 면을 개폐하는 원리로 작동된다. 그리고 열악한 우주 환경에서의 외부 유입물에 의한 고장 방지 및 흡수율을 낮추고 UV 저항성을 높이기 위해 셔터 외부에 LaRC^{TM}CP1 재질의 덮개를 적용하는 등 우주용 어플리케이션으로의 적용을 앞두고 있다. 그러나 이러한 기계적인 구동부를 이용한 능동형 가변 방사율 라디에이터는 여전히 전력 및 진동문제 그리고 위성 무게 증가 및 기계적 작동으로 인한 신뢰도 확보에 단점에 존재한다.

한성현[7] 등은 기존의 MEMS 가변 방사율 라디에이터가 갖는 단점인 전력을 지속적으로 공급하여 변경된 방사율을 유지하고 구동부가 방열면 내에 존재하여 방열 면적을 감소시키는 문제를 해결하기 위해 전기장의 힘에 의해 비드가 이동하고 셀 격벽에 부착되게 하는 영상력에 의해 격벽에 고정되는 원리를 적용한 대전 입자형 가변 방사율 라디에이터를 제안하였으며, 이에 대한 성능 평가에 관한 연구를 진행 중이다. 그림 1의 (d)는 MEMS 기반 가변 방사율 라디에이터의 운용 개념과 라디에이터의 구성 및 형상을 나타낸다. 하지만 현재 MEMS 공정 기술은 제작 대상의 재질이 제한적이며 라디에이터의 구성 중 Upper Layer인 커버로 인한 영상력에 영향을 끼쳐 열제어 성능이 떨어지는 문제가 발생하는 등 향후 해결해야하는 MEMS 공정 및 제작 관련 연구가 지속되어

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

야할 필요가 있다.

상기와 같은 기계적 또는 전기적 구동장치를 불필요로 하는 수동형 열제어 방식에는 감온변색과 같은 물질 자체의 특성을 이용한 LSMO(La1-xSrxMn03) 및 VMNO(V1-x-yMxNyOn) 등이 있다. K. Shimazaki[8-9]는 페로브스카이트형 결정 구조를 가지는 망간 산화물을 합성하여 온도 변화에 따라 소재의 방사율이 가변하는 LSMO를 수동형 가변 방사율 라디에이터인 Smart Radiation Device(SRD)를 개발하였다. 재료의 합성 비율에 따른 방사율과 흡수율을 최적화하고 반사율을 이용하여 흡수율을 계산하는 연구를 수행하였으며 LSMO의 높은 흡수율을 해결하기 위해 표면에 다층박막구조를 가지는 연구를 수행하였다. 이에 SRD는 과학위성 MUSES-C에 X-band 안테나의 히터 파워를 절약하기 위한 열제어 장치로 탑재되었으며, 2003년 5월 9일에 발사되어 궤도 운용을 수행한 바 있다.

한선우[10] 등은 LSMO의 높은 합성 온도를 낮추면서 가변 방사율 특성을 유지하는 Sol-gel법을 기반으로 하는 공정법을 제안하였고 제작된 LSMO를 진공 및 극저온 환경에서의 시험을 수행하여 LSMO의 성능에 대한 우주 환경 적합성을 확인하는 등 국내에서도 감온변색 물질 개발에 관한 연구가 활발히 진행 중에 있다.

V. V. Vlassov[11-12] 등은 가변 방사율 재질의 높은 흡수율을 해결하기 위하여 낮은 흡수율을 기본으로 서로 다른 방사율을 갖는 두 개의 층으로 구성된 VESPAR(Variable Emittance SPAce Radiator)를 개발하였다. 그림 1의 (c)는 VESPAR의 두 단계 라디에이터의 개념도를 나타낸다. 하단은 가변 방사율 재질로 코팅되어 있고 상단은 일반적인 저 흡수율, 고 방사율을 가지는 라디에이터로 구성되어 있으며 내부에는 각 층간의 복사 열 전달의 효율을 증가시키기 위해 핀 형태로 제작되었다. 그리고 열 해석을 통해 VESPAR의 성능 분석을 수행하였다. 열해석 결과, 고온 영역에서는 고정 방사율 라디에이터와 같이 방열을 수행하였고 저온 영역에서는 과냉각으로 인하여 높은 히터 전력 및 사용량이 요구되는 동일한 면적의 기존의 고정 방사율 라디에이터와 달리 VESPAR는 열 제어를 위한 히터 전력을 최소화할 수 있었다. 또한 감온변색 물질과 같이, 물질 자체의 우수한 특성을 이용한 열제어는 별도의 구동장치가 불필요하여 시스템의 단순화 및 작동 신뢰성 확보 그리고 고장이 없다는 장점이 존재한다. 하지만 두 개의 층과 핀 형태로 인하여 무게가 증가하는 문제점이 존재하여 더 가벼운 재질로 제작되는 것이 요구되었다.

상기에 소개된 다양한 형태의 우주용 열제어 장치의 개발 현황에 맞추어, 본 연구에서 또한 새로운 개념의 가변 방사율 라디에이터를 소개하고자 한다. 이에 액체금속이

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

라는 우수한 열특성을 갖는 물질을 이용하여 새로운 개념의 우주용 열제어기를 제안하였다. 최근 우수한 열특성으로 주목받고 있는 물질인 액체금속 또한 미래의 새로운 유체시스템의 냉각재로의 개발이 기대되고 있는 물질 중 하나이다. 현존하는 액체 중 열전도가 가장 우수하다고 알려진 액체금속은 녹는점이 낮아 넓은 온도범위에서 액체 상태로 존재하는 금속 혹은 합금은 말한다. 대표적으로, 상온에서의 수은이나 원자로나 고온동력기관의 냉각재로 쓰이는 나트륨·리튬 및 나트륨-칼륨 합금 등이 있다. 액체금속은 1964년에 납과 비스무스의 합금인 액체금속을 냉매로 이용한 원자력 잠수함이 첫 출시되면서 우수한 열전달 매체 즉, 냉각재로 주목받기 시작했으며[13-14] 원자로의 핵연료에서 발생한 열을 밖으로 보내기 위한 순환 식 냉각재로 사용되었다. 최근에는 그 적용범위가 더 확장되어, 급격한 기술 성장세를 보이는 IT(Information Technology) 기술에도 적용하기 위한 연구 및 개발이 진행 중에 있다. 이는 고기능 및 고성능화에 따른 반도체의 고집적화는 좁은 면적의 고밀도 발열을 초래하며, 좁은 면적에 적용 가능한 고성능의 열제어 기술을 요구하면서 기존의 냉각재보다 우수한 열특성을 지닌 액체금속을 이용한 냉각장치가 필요해졌기 때문이다.

D. Dean[15] 등은 마이크로 히트파이프를 구현할 수 있는 MEMS 기술을 활용하여 수은을 이용한 마이크로 히트파이프(MHP: Micro Heat Pipe)를 제안 및 개발하였다. 액체금속은 물 또는 알코올에 비해 우수한 열적 특성을 가지면서 수년간 히트 파이프의 작동유체로 활용되어져 왔지만 MHP에서는 작동 유효성 및 성능에 관한 입증이 이뤄지지 않아 D. Dean이 최초로 액체금속을 이용한 MHP의 개발 및 성능 검증을 수행하였다. 그 결과, 기존의 물을 작동유체로 사용하던 히트파이프보다 약 2.7배 높은 열전도율인 790W/(m-K)의 열전달 성능을 가지는 액체금속 히트파이프를 개발하는데 성공하였으며, 이는 동등한 규격에 물로 채워진 MHP의 성능보다 우수하다는 것을 입증하였다.

M. Hodes과 R. Zhang[16] 등은 우수한 열특성을 가진 액체금속은 마이크로 쿨링으로의 냉각 잠재력에 대한 평가가 선행되지 않은 점을 인지하고 독성이 강한 수은을 대체하는 무독성 액체금속인 갈린스탄을 냉각재로 이용한 미니채널의 히트싱크를 제안하였다. 여기에 총계(즉, 칼로리+conjugate conduction+전도+대류)를 계산하는 1차 모델을 구축하여, 물과 갈린스탄에 각각 기하학적으로 최적화된 표면적에 대한 장방형 채널이 있는 마이크로채널과 미니채널을 고려하여 해석을 수행하였다. 1차 모델을 이용한 계산 결과, 물을 냉각재로 사용하는 기존의 히트싱크보다 갈린스탄(Galinstan)을 사용하는 히트싱크의 열저항을 약 40%로 감소 가능함을 확인하였다. 또한 R. Zhang 등[17-18]은 1차 모델[16]을 동일한 구성으로 실제 제작하여 성공적인 반복실험을 결과

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

를 획득하였으며, 실험을 통해 해석결과보다 더 높은 835W/cm^{2}의 열유속을 검증하였다. 더 나아가, 1차 모델을 기반으로 최적화 설계를 수행하여 최대 열유속 1002W/cm^{2}을 도달하였으며, 1차 모델에 비해 21.7% 낮은 최저 열저항 0.071℃을 도달할 수 있었다. 본 실험에서는 냉각재의 유동에 정량펌프를 사용하였으며, 이는 갈린스탄의 산화 조각으로 인한 고장을 염려하여 실제 실험은 수행하지 못하였지만, 갈린스탄을 냉각재로 사용하면 더 낮은 열저항을 얻을 수 있으며 흐름이 난류일 때 이 점이 더 분명해질 것으로 예상하였으며, 향후 액체금속을 이용한 미니채널의 히트싱크 개발을 과제로 남겨두었다.

액체금속의 또 하나의 특징은 높은 전기전도성이다. 이를 활용하여 자기장과 전류에 의해 발생하는 전자유체력 (MHD: Magneto-Hydro Dynamics)을 추진력으로 이용하는 전자력 펌프 적용이 가능하다. MHD는 전기장과 자기장 하에서 통전 유체의 유동과 관련도니 학문이며, 전기장이 자기장과 수직으로 통전유체, 즉 여기에서는 액체금속에 가해졌을 때 전기장과 자기장의 수직한 방향으로 통전유체가 밀려 나가는 현상을 말하며, 이를 MHD 발전의 원리로 Faraday[19]가 제안하게 되면서 이후 MHD 추진기 개발이 활발이 진행되었다. 이에 R. Wilcoxon[20]는 그림 2와 같이 전자력 펌프(Electromagnetic Pump)를 이용하여 1mm 두께의 기판 내부의 유동채널에 액체금속을 10A의 전류, 450mW 이하의 전력으로 회전시켜 6000W/m-K 이상의 열전도율을 보이는 액체금속 쿨링을 시연하였다. 기판 자체의 쿨링효과로 전자소자에 히트싱크나 써멀 스프레더(Thermal Spreader)와 같은 방열 장치를 부착하는 기계적인 위험 설계 등을 줄이는 것이 가능해졌다. W. Irshad [21] 등은 실리콘 재질 기반의 MEMS 공정 기술을 통한 마이크로 MHD 펌프를 제작하여 갈린스탄을 이용한 쿨러를 제안하였다. DRIE(Deep Reactive Ion Etching) 공정기술로 제작된 마이크로 MHD 펌프는 유동 채널은 깊이 0.5mm에 너비 4mm로 0.4T의 자기장과 0.5V의 전력으로 갈린스탄을 최대 10mm/s로 유동하는 것을 확인하였다. 그러나 열유속이나 열저항 관련 측정을 이뤄지지 않아 이를 이용한 열제어 성능 검토는 향후 과제로 남겨둔 상태이나, 액체금속을 이용한 MEMS 공정 기술이 현존하며 향후 열성능 평가 시험을 통해 MEMS 기반의 액체금속을 이용한 열제어 장치의 개발이 가능함을 확인하였으며, 이는 향후 극초소형 위성 또는 고집적화 기술의 작은 크기의 고 발열 전자소자에 적용 가능성을 기대할 수 있다.

L. Jing[23-24] 등은 전자력 펌프를 구동하기 위한 전력을 온도차에 의해 전력을 생산하는 열전 냉각기(TEC: ThermoElectric Cooler)와 결합하여 발열장비의 온도가 올라가면 이 열을 이용하여 열전 냉각기에서 자체적으로 전력을 생성하여 추가적인 외부

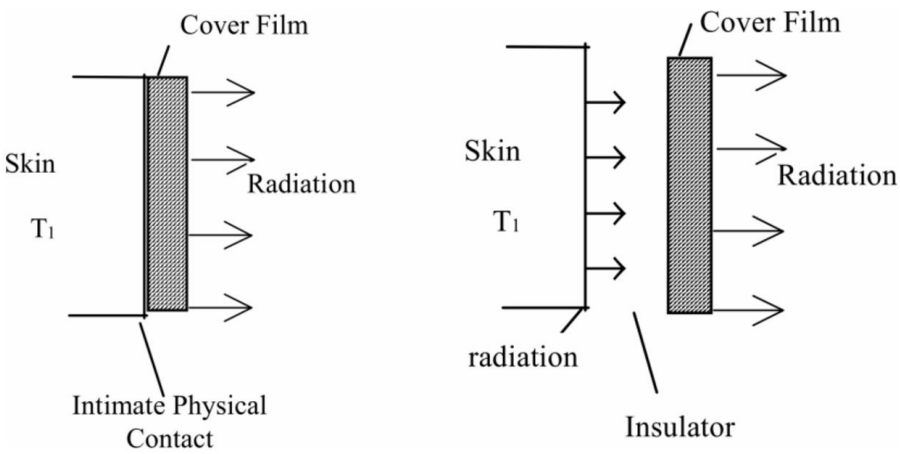
Collection @ chosun

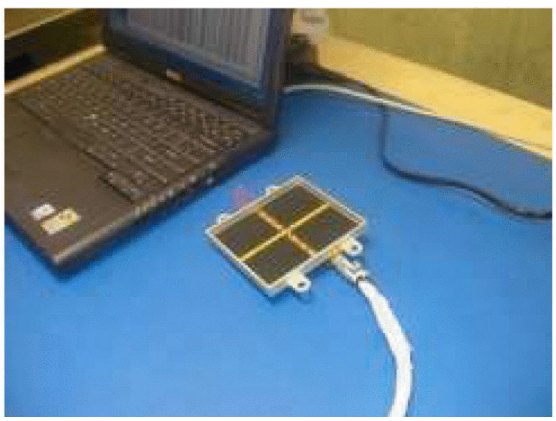
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

전원 공급 장치를 불필요로 하는 액체금속 쿨링 루프를 제안 및 연구하였다. 더 나아가 2개의 TEC를 병렬 연결하여 같은 발열온도에 대해 보다 높은 성능의 전력을 생성하면서 전자력 펌프의 성능을 높여 액체금속의 회전 속도에 기여함으로써 25W을 발열 소자를 91.5°C에서 62.5°C로 급격하게 냉각할 수 있음을 실험적으로 검증하였다. 그림 3은 쿨링 루프의 개념도와 연구 결과를 나타낸다. 이를 U. Ghoshal[22] 등이 제품화하여 액체금속을 이용한 PC 전용 냉각장치를 개발 및 생산하는 등 액체금속을 이용한 열제어 연구는 이미 우리의 일상생활에 적용 될 정도로 활발히 진행 중에 있다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

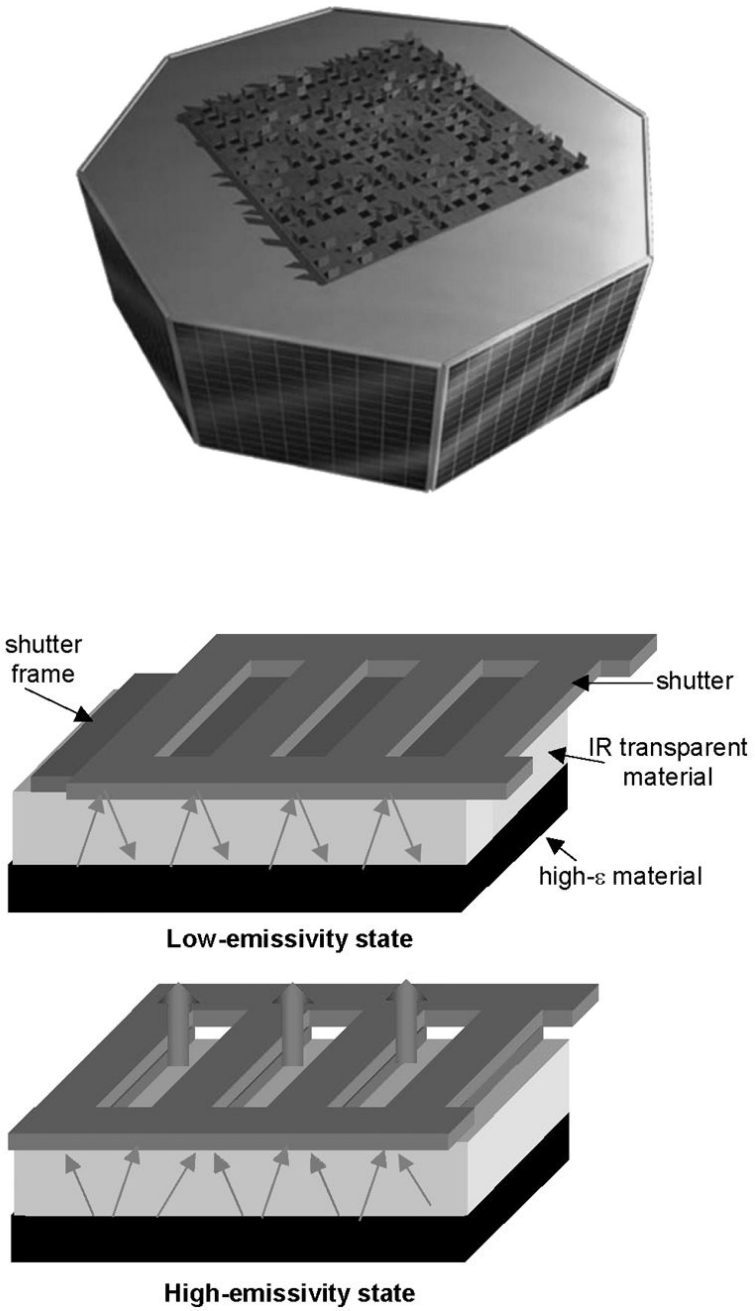




(a) ESR Operational Schematic(Left Panel: High Effective State, Right Panel: Low Effective Emissivity State) and ESR in ST5 Flight Configuration

Collection @ chosun

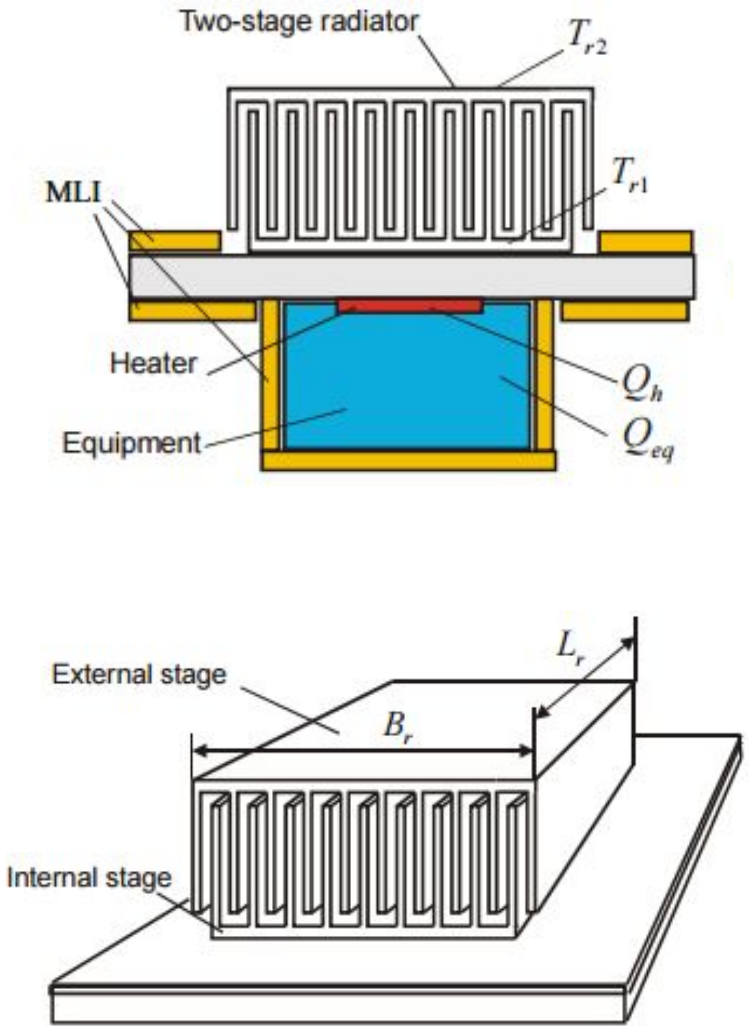
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(b) Artiest's Illustration of a Partially Open Louver Array on a Satellite Surface and Illustration of Shutter Concept

Collection @ chosun

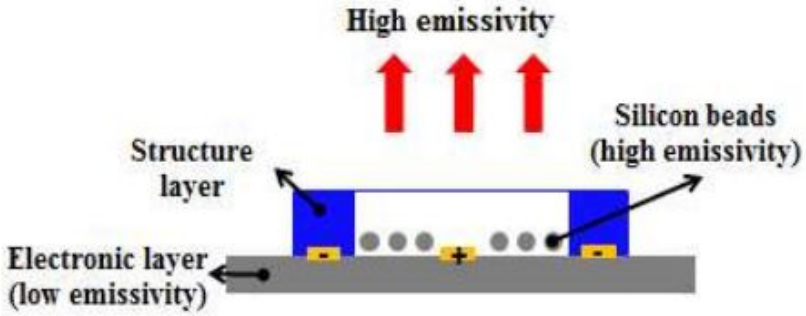
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



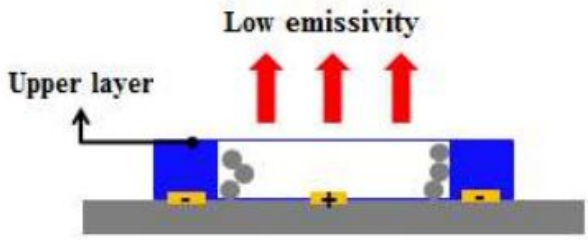
(c) Two Stage Radiator Design Concept

Collection @ chosun

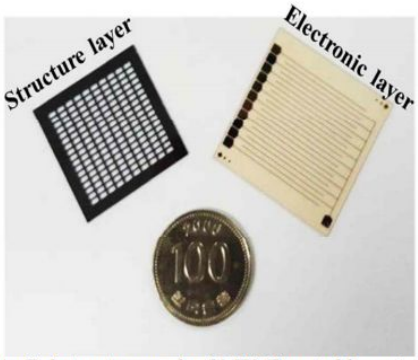
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



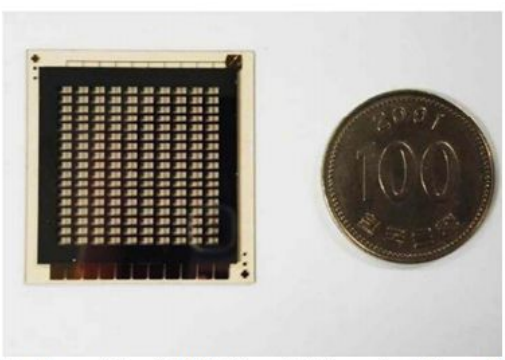
(a) Closed mode for a high emissivity



(b) Open mode for a low emissivity



(a) Fabrication result of MEMS variable emissivity radiator



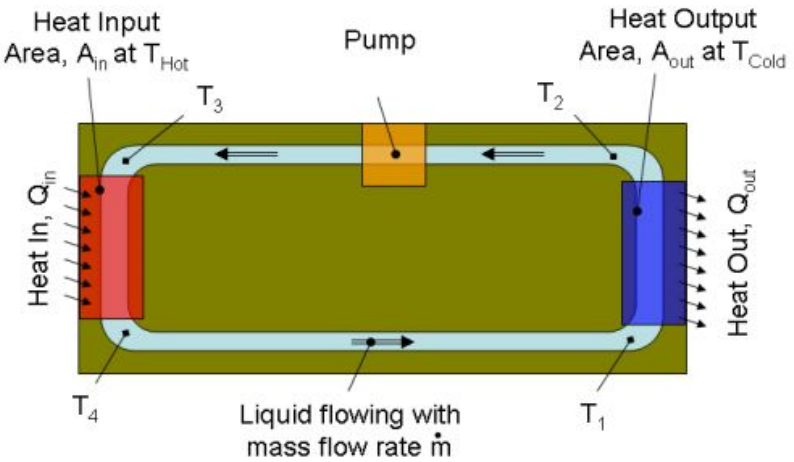
(b) Assembly of MEMS variable emissivity radiator

(d) Configuration of MEMS Variable Emissivity Radiator and Operating Concept of MEMS Variable Emissivity Radiator

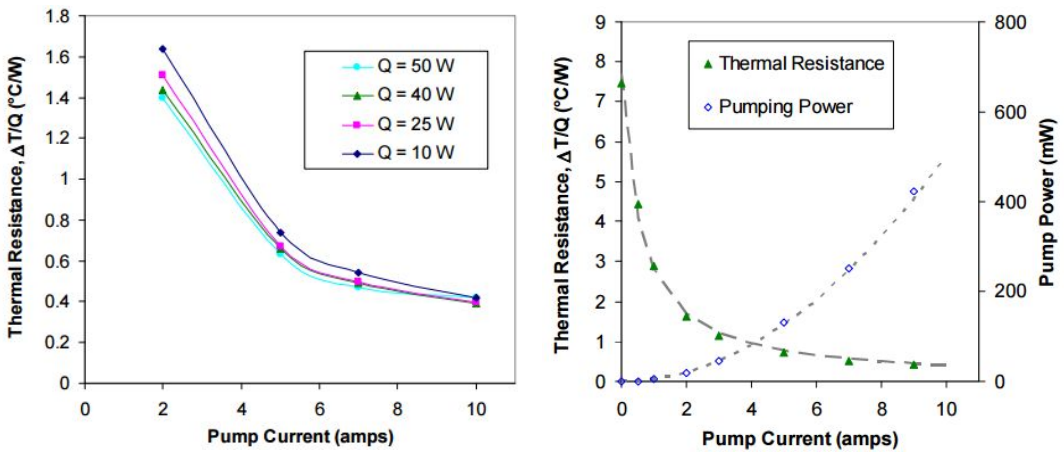
Fig. 1 Examples of Space Thermal Control Device

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) Liquid Metal Substrate Description

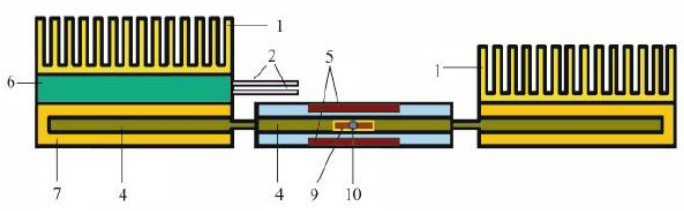


(b) Test Results (Left: Spreader Thermal Resistance vs. Pumping Current, Right: Pump Performance vs. Pumping Current)

Fig. 2 Liquid Metal Device pumped with an Electromagnetic Pump

Collection @ chosun

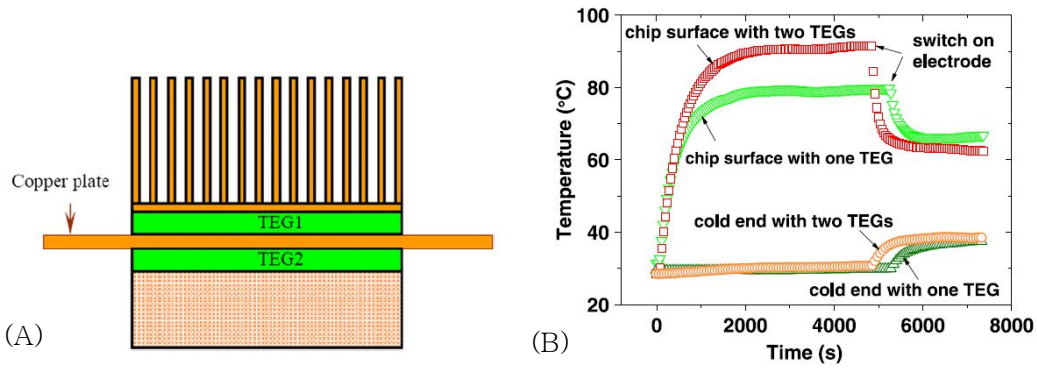
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(A)

(B)

(a) Principle and Prototype of Liquid Metal Cooling Loop driven by a Thermoelectric Generator(TEG) ((A): Principle, (B): Prototype)



(b) Enhancement of the TEG driven Chip Cooling Device ((A): Schematic for the two TEGs used for Generating a Larger Electric Current, (B): The Temperature Response of Chip Surface and Cold Section using One and Two TEG When the Input Power is 25W)

Fig. 3 Example of Thermal Control Device using by Liquid Metal

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 논문개요 및 구성

본 논문에서는 상기에서 소개한 새로운 우주용 열제어 어플리케이션인 액체금속을 이용한 가변 열전도 라디에이터를 제안하였다. 이는 기계적 장치를 이용하여 방열면적을 가변하는 기존의 능동형 라디에이터와 달리, 라디에이터 자체의 열저항 물성치를 가변하여 라디에이터에 부착된 탑재장비의 온도에 따라 라디에이터 자체의 열특성을 가변하고 방열 효율을 조절함으로써 넓은 온도범위를 갖는 우주 열환경 속에서 보다 효율적인 열제어가 가능하도록 한다.

가변 열전도 라디에이터는 기존의 수동형 라디에이터와 동일하게 패널의 표면은 고방사율의 열코팅으로 외부 열환경과 복사 열교환을 수행하며, 라디에이터의 패널 내부는 액체금속을 수용하는 저장소를 확보하여 액체금속을 채우거나 혹은 비움으로써 패널 자체의 열저항 및 열용량 특성을 가변한다. 위성체의 고온환경 혹은 탑재장비의 작동 시 발열로 방열이 필요할 때는 가변 열전도 라디에이터가 패널 내부를 열용량이 크고 열전도도가 높은 액체금속을 채움으로써 액체금속을 통한 탑재장비의 발열을 저장 및 고 방사율이 표면처리가 된 방열면의 표면으로의 열을 전달하는 등 열적완충질량(Thermal Buffer Mass) 및 열전달경로(Thermal Path)로써의 역할을 수행한다. 반대로, 저온환경 혹은 탑재장비의 비작동 시에서는 탑재장비의 불필요한 방열을 막고 외부로부터 들어오는 저온환경으로부터 탑재장비를 보호하기 위해, 라디에이터 내부에 채워진 액체금속을 이동시켜 패널 내부를 비움으로써 열전달경로를 차단시키고, 진공상태로 만들어 탑재장비와 라디에이터의 표면 사이의 전달 및 대류에 의한 열전달을 제한하여 탑재장비와 구조체 사이를 단열한다. 이와 같이, 탑재장비의 온도에 따라 방열성능을 조정할 수 있는 가변 열전도 라디에이터를 위성에 적용한다면 위성이 방열을 필요로 할 경우에는 우수한 축열 및 방열 성능으로 고발열 장비의 열을 우주로 방출하고, 위성이 단열을 필요로 할 경우에는 낮은 방열성능으로 불필요한 열손실을 줄여, 전기히터의 전력량을 불필요로 하거나 최소화 하는 것이 가능하다.

이에 본 논문에서는 라디에이터와 히터 설계의 상관관계를 정상상태 에너지 평형식으로 표현하였으며, 이를 이용하여 기존의 수동형 라디에이터와 가변 열전도 라디에이터를 위성에 적용할 때에 각각 열제어에 필요한 히터 전력량을 비교함으로써 가변 열전도 라디에이터의 위성 열제어의 효율성을 확인하였다. 또한, 가변 열전도 라디에이터의 기본 특성시험을 수행하기 위해 실험실 수준의 시편을 제작하여, 열전도 가변을

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

구현하고 실제 액체금속의 이동에 따라 열전도가 가변하는 라디에이터의 열적 특성 및 거동을 검토하였다. 본 실험을 위한 시편은 R. Wilcoxon[20]이 제안한 바와 같이, 액체금속이 갖는 높은 전기전도성을 이용한 MHD 펌프를 적용하였으며, MHD 펌프를 활용한 액체금속의 유동 성능 및 액체금속 이용한 라디에이터의 열저항 가변 유효성을 실험적으로 검증하였다. 또한, 본 시험으로부터 획득한 온도데이터로부터 난해한 네트워크, 유한차분과 유한요소 모델링이 간편한 Thermal Desktop[25]을 이용하여 열해석 모델(TMM: Thermal Mathematical Model)을 구축하였으며, 실험적으로 확인하지 못한 온도범위에서의 라디에이터의 열적거동을 해석적으로 예측하였다. 열해석에는 Resistor-Capacitor 네트워크(Network) 방식의 전도 및 복사 열전달을 계산하는 SINDA[26]를 이용하였다. 또한, 가변 열전도 라디에이터의 열제어 성능 향상을 위한 물성치 최적화 설계를 수행하여 개발모델을 설계하였으며, 열해석을 통한 최적화 설계의 타당성을 확인하였다. 또한, 위성체 형상을 가정한 모델에 가변 열전달 라디에이터의 개발모델과 기존의 수동형 라디에이터(Convectional Radiator)를 각각 적용하여 실제 위성체의 고온 및 저온온도와 심우주(Deep Space) 열환경을 모사한 열환경에서의 탑재장비의 온도를 비교 및 분석함으로써 가변 열전도 라디에이터의 열제어 효과를 확인하였다.

본 논문의 구성으로 제 1장에서는 가변 열전도 라디에이터의 제안 배경 및 연구 목적, 그리고 종래연구와 논문개요 및 구성을 설명하였다.

제 2장에서는 액체금속 소개 및 액체금속을 이용한 우주용 가변 열전도 라디에이터의 운용 개념을 소개하였다.

제 3장에서는 2장에서 소개한 가변 열전도 라디에이터를 위성에 적용 할 경우에 우주 열환경에서의 효율적인 열제어가 가능함을 방열판과 히터 설계를 위한 정상상태 에너지 평형식을 이용하여 검토하였으며, 가변 열전도 라디에이터의 운용 개념을 구체화하기 위해 열저항 회로 해석을 이용하여 설명하였다.

제 4장에서는 가변 열전도 라디에이터의 열전도 가변 구현 및 열제어 유효성을 검토하기 위하여 실험실 수준의 시편을 제작하여 실험적 검토를 수행하였다. 또한, 시편을 이용한 온도시험 결과로부터 보정된 열해석모델을 구축하여 온도환경에 따른 운용 모드별 열제어 유효성을 해석적으로 예측하였으며, 보다 효율적인 열제어를 위한 물성치 최적화 설계를 수행하여 설계의 타당성을 해석적으로 검토하였다.

제 5장에서는 위성체를 모사한 열해석 모델을 구축하고 이에 가변 열전도 라디에이터와 기존의 수동형 라디에이터를 각각 적용하여 고온과 저온환경에서 탑재장비의 열

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

적 거동을 비교 및 분석하여 본 논문에서 제안한 가변 열전도 라디에이터의 효율적인 열제어 가능성을 확인하였다.

제 6장에서는 결론, 참고문헌 및 연구실적을 정리하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 장 액체금속을 이용한 우주용 가변 열전도 라디에이터

제 1 절 액체금속이란

액체금속이란 사용 온도에서 융액으로 존재하는 금속 또는 합금으로서 일반적인 금속의 특성인 높은 열용량, 열전도성, 전기전도성 등을 포함하며 또한, 낮은 녹는점과 높은 비점으로 넓은 온도범위에서 융액 상태로 존재한다는 것이 특징으로 이러한 유동에 의한 열전달 매체로 적용하기에 매우 적합한 열특성을 가진다.

표 1[23, 27]은 다양한 녹는점을 갖는 금속과 합금들의 열 물성치를 보여주며, 녹는점이 200° C 이하인 액체금속들로 정리하였다. 200° C 이상의 냉각 작업을 수행하는 일은 드물기 때문이다. 특히 수은, 갈린스탄, 세슘 그리고 갈륨 등은 그림 4와 같이 상온에서도 액체 상태로 존재하며, 대체적으로 열전도율이 0.6W/m-K인 물보다 수십 배 높은 열전도율을 가지므로 기존의 물이나 일반 액체를 이용한 냉각장치를 액체금속으로 대체한다면 훨씬 고효율의 냉각성능을 나타낼 수 있을 것이다.

순수한 금속 중 수은(Mercury, Hg)은 녹는점이 -38° C 이하로 실온에서 액체로 존재하는 유일한 금속이다. 그러나 수은은 독성이 매우 강해, 이를 대체할 수 있는 무독성 합금을 만들어낸 것이 독일의 Gerathern Madical AG[28]에서 제조하고 미국의 RG Medical Diagnostics에서 배포하고 있는 갈린스탄(Galinstan)이다. 이 합금은 다른 금속에 첨가되어 녹는점을 더욱 낮추는 갈륨(Gallium, Ga) 68.5%와 저융점 합금 제조에 사용되는 인듐(Indium, In) 21.5% 그리고 주석(Tin, Sn) 10%로 구성되며, 녹는점이 -19° C이면서 무독성이므로 온도계의 수은을 대체할 액체금속으로 사용되고 있다. 표 2[29, 30]에서는 갈린스탄을 물과 수은과 비교함으로써 우수한 열특성 및 수은을 대체할 물질로 적합함을 확인할 수 있다. 갈린스탄은 물보다 약 27.5배 높은 열전도도를 가지며, 증기압력이 주의 조건에서 무시할 수 있을 정도의 매우 낮은 수치를 가지며, 또한 약 9.86배 높은 0.178N/m의 표면장력으로 작은 균열 또는 불완전한 밀봉(Seal)에 대한 누설을 위험을 줄일 수 있다는 장점이 있다. 그러나 갈린스탄의 화합물 중 갈륨은 실온에서 산화물 보호피막을 만들고 고온에서는 산소와 반응하여 산화 갈륨(Ga_2O_3)을 만드는 성질이 있어 사용과 관리에 유의해야 한다는 단점이 있다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

본 논문에서 제안한 우주용 열제어 어플리케이션에 적용할 열전달 매체로 갈린스탄으로 선정하였으며, 갈린스탄의 낮은 녹는점은 대부분의 전자장비의 저온에 대한 허용온도범위를 포함하므로 상온을 벗어나 극심한 온도변화를 겪는 우주용 어플리케이션으로 적용하기에 적합할 것으로 판단하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Fig. 4 Liquid Metal with Low Melting Point

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 1 Thermal Properties of Typical Metals or Alloys with Low Melting Point

Liquid Metals	Melting Point [℃]	Specific Heat [kJ/kg-K]	Density [kg/m3]	Thermal Conductivity [W/m-K]
Mercury	-38.87	0.139[a)]	13,546[a)]	8.34[a)]
Galinstan	-19.00	0.376	6,440	16.50
Cesium	28.65	0.236[b)]	1,796[b)]	17.40[b)]
Gallium	29.80	0.370[c)]	5,907[c)]	29.40[c)]
Cerrolow117	47.20	0.035	8,900	-
Cerrolow136	58.00	0.032	8,800	-
Field's metal	62.00	0.250	7,880	28.07
Wood's metal	70.00	-	-	-
Rose's metal	98.00	-	-	-
Indium	156.80	0.270[d)]	7,030[e)]	36.40[e)]
Lithium	186.00	4.389[f)]	515[f)]	41.30[f)]

Note: [a)] 25° C, [b)] 100° C, [c)] 50° C, [d)] at melting point, [e)] 160° C, [f)] 200° C

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 2 Thermo-physical Properties of Water, Galinstan and Mercury

Property	Water	Galinstan	Mercury
Density [kg/m^3]	998	6440	13,533
Melting Point [° C]	0	-19.00	-38.83
Boiling Point [° C]	100	>1300	356.62
Viscosity [Pa · s]	1.0	2.4[a)]	1.526[a)]
Surface Tension [N/m]	0.0728	0.718	0.425
Vapor Pressure [Pa]	3169[c)]	<10^{-6} [b)]	0.1713[c)]
Thermal Conductivity [W/m-K]	0.61	16.5	8.541
Electrical Conductivity [S/m]	10^{-3}	2.30×10^6	1.04×10^6

Note: [a)] 20° C, [b)] 500° C, [c)] 25° C

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 가변 열전도 라디에이터의 운용개념

본 연구에서 제안하는 가변 열전도 라디에이터의 운용 개념은 그림 5에 나타낸 바와 같이 총 3가지 운용 모드를 가진다. 가변 열전도 라디에이터는 기존의 수동형 라디에이터와 마찬가지로 고 방사율의 표면처리를 통해 외부 열환경과의 복사 열교환을 통해 위성체 내부의 폐열을 방출을 기본으로 한다. 기존의 라디에이터와 다른 점은 라디에이터의 구조체인 패널 내부에 액체금속을 수용하는 저장소를 확보하고, 이 저장소에 액체금속을 채우고 비움으로써 패널 자체의 열특성을 가변하고 이를 통해 서로 다른 열제어 모드를 갖는다는 것이다. 이를 위해 액체금속 저장소는 탑재장비가 부착되는 위치와 이 위치에서 액체금속을 비워내기 위한 저장소로 총 2개의 액체금속 저장소를 가진다. 가변 열전달 라디에이터의 운용모드 개념은 다음과 같다.

그림 5의 (a)와 같이, 가변 열전달 라디에이터와 탑재장비 사이가 액체금속으로 채워진 경우는 방열모드(Radiation Mode)로 탑재장비의 운용 시 발열을 열용량이 큰 액체금속이 회수하여 저장하는 열적완충질량(Thermal Buffer Mass)로써의 역할을 수행하여 탑재장비의 온도가 급격히 상승하는 것을 방지한다. 또한, 높은 열전도도를 가지는 액체금속을 열전달 경로(Thermal Path)로 이용함으로써 탑재장비의 열을 액체금속을 경로하여 라디에이터의 표면으로 전달하여 고 방사율의 표면처리가 된 표면으로부터 복사 열교환을 통해 탑재장비의 방열을 수행할 수 있도록 한다.

이에 반대로 그림 5의 (b)와 같이, 액체금속을 방열면과 전자장비 사이에서 제거시킴으로써 열전달 경로를 차단하는 경우는 단열모드(Insulation Mode)로 수직방향으로의 열전달 경로 부재로 라디에이터를 사이로 위성체 내부와 외부의 열교환을 차단한다. 식구간이나 탑재장비의 비운용 시기와 같은 저온환경에서는 탑재장비의 불필요한 지속적인 방열을 방지하고 외부의 저온 열환경으로부터 차단하여 탑재장비를 보온한다. 또한 패널 내부는 진공 상태로 복사를 제외한 대류 및 전도의 열전달 경로를 모두 차단함으로써 효과적인 단열이 가능하도록 한다.

마지막으로 그림 5의 (c)에서는 서멀 스프레드(Thermal Spreader)와 같이, 액체금속을 두 개의 액체금속 저장소 사이를 잇는 채널로 확장하여 온도를 분포시킬 수 있는 면적을 보다 넓게 확보하고, 라디에이터의 표면과의 접촉면적을 넓힘으로써 탑재장비의 열을 보다 빠르게 전달함으로써 즉각적인 방열 성능을 향상시키고자

Collection @ chosun

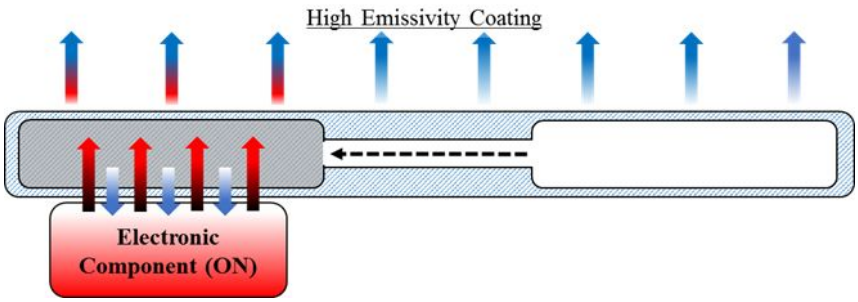
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

하였다. 이는 액체금속이 갖는 유동 특성을 이용한 것으로, 기존의 유체시스템과 같이 냉각재의 이동을 이용하여 열을 즉각적으로 운송하는 역할로도 이용 가능할 것으로 기대된다.

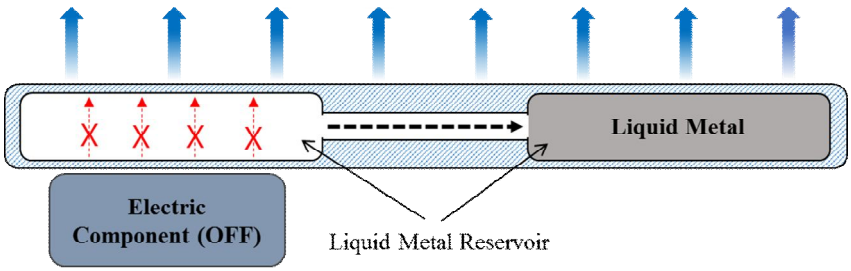
상기 제안한 3가지 모드가 가능한 가변 열전도 라디에이터는 주변온도에 따라 능동적인 온도제어가 가능하여, 기존의 높은 방사율로 고정된 라디에이터와 비교하여 극저온 및 고온의 환경에 노출되는 위성에 적용 될 경우에 매우 효율적인 열제어를 기대할 수 있다.

Collection @ chosun

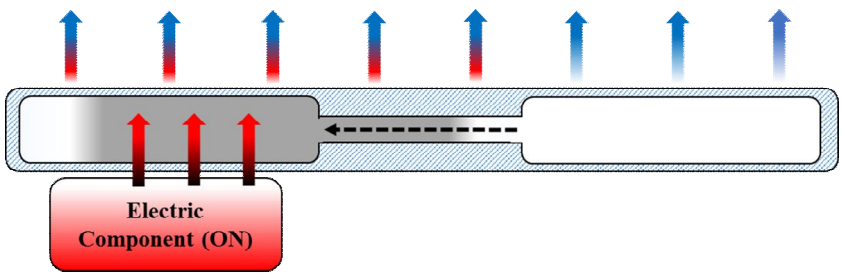
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) Radiation Mode (Electric Component is ON)



(b) Insulation Mode (Electric Component is OFF)



(c) Heat Spreader Mode (Electric Component is ON)

Fig. 5 Principle of Variable Conductance Radiator

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 장 가변 열전달 라디에이터의 수치 해석적 접근

제 1 절 위성용 라디에이터 설계

인공위성은 혹독한 우주 열환경에 그대로 노출되기 때문에 성공적인 임무수행을 위해서는 열설계가 필수적이다. 위성의 열적 특성에 가장 큰 영향을 끼치는 우주 열환경 중에 대표적인 것 중 하나가 극심한 온도차이다. 5570° C의 흑체온도를 갖는 태양과 -270° C의 심우주로부터의 온도소스(Heat Source)와 열싱크(Heat Sink)는 온도의 극한치를 보여준다. 뿐만 아니라 위성은 지구의 적외선 및 태양이 지구에 반사되는 알베도(Albedo)의 영향을 받는다. 뿐만 아니라, 위성 자체의 작동 시 발열로 인한 위성 내부의 폐열을 방출하는 등의 위성 내부와 외부 사이의 열적 평형을 이루는 설계가 반드시 수행되어야 한다. 이러한 위성의 열적 관계를 그림 6에 나타내며, 이와 같은 위성의 에너지 보존식을 아래와 같이 정리할 수 있다[2].

$$\text{Environmental Heat Loads} + \sum Q_{int} = \text{Reradiated Energy} \quad (1)$$

상기의 에너지 보존식으로부터 위성 열설계의 가장 첫 단계인 라디에이터 설계를 진행하며, 이는 전체 위성의 크기를 결정하는 중요한 요소이기 때문에 시스템 초기설계 단계에서 수행된다. 보다 상세한 위성 열환경 요소는 그림 7과 같으며, 식 (2)와 같이 정리할 수 있다[31].

$$\alpha_S A_R (S+A) + \varepsilon A_R E_{IR} + P_D = \varepsilon \sigma \eta A_R T_R^4 \quad (2)$$

여기서, α_S는 방열판의 태양광 흡수율, S는 태양열유속의 수직성분(W/㎡), A_R는 라디에이터 면적(㎡), ε는 방열판 적외선 방사율, E_{IR}는 지구의 적외선(W/㎡), P_D는 전장품의 열소산량(W), η는 라디에이터의 효율 그리고 T_R은 라디에이터의 온도(°C)이다.

식 (2)의 좌변의 항은 각각 태양열유속과 알베도에 의한 열유입, 지구가 방출하는

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

적외선에 의한 열유입 그리고 위성 내부의 열소산이며, 우변의 항은 방열판의 심우주로의 열복사량을 나타낸다. 식 (2)을 이용하면 제어하고자 하는 방열판 온도 T_R이 주어질 때 방열판 면적 A_R을 결정할 수 있다.

위성은 식(Eclipse) 구간과 같은 저온조건에서 라디에이터를 통한 지속적인 방열로 위성 내부의 불필요한 온도손실이 발생하게 된다. 따라서 위성은 허용온도범위 내로 유지하기 위해 추가적인 열 공급 장치인 히터를 필요로 하게 되며, 필요한 히터의 전력량을 산출하기 위해서 식 (2)의 에너지 보존식은 식 (3)과 같이 나타낼 수 있다 [31].

$$\alpha_S A_R(S+A)+\varepsilon A_R E_{IR}+P_D+Q_H=\varepsilon\sigma\eta A_R T_R^4 \tag{3}$$

여기서, Q_H는 히터의 용량이다. 식 (2)에서 구한 방열판의 면적에 따라 식 (3)을 통해 히터의 필요 용량을 산출하게 된다.

이와 같이, 라디에이터와 히터는 긴밀한 설계 관계를 가지며 효율적인 위성 열설계를 위해서는 라디에이터와 히터 간의 최적화 설계가 필요하다. 더 나아가 서론에서 언급한 바와 같이, 라디에이터와 같은 수동적 열제어 장치들이 가지는 고정된 열·광학 특성인 방사율을 온도에 따라 변화시킨다면 히터의 전력소모를 줄이는 효율적인 열제어가 가능할 것이다. 이에 가장 대표적인 열제어 방식이 온도조절창(Thermal Louver)이다. 그림 8의 (a)와 같이, 액츄에이터를 적용한 블레이드의 개폐로 방열을 능동적으로 제어하는 것이 가능하다[2]. 이는 에너지 보존식에서 라디에이터 효율에 해당하며, 블레이드의 개폐로 라디에이터의 효율을 제어 가능하도록 한다. 이를 위성에 적용할 경우, 히터의 용량을 최소화하거나 혹은 불필요로 할 수 있다. 그러나 이런 기계식 구동장치가 적용된 라디에이터는 그림 8의 (b)에서 확인할 수 있듯이[32-33], 구동 장치 자체의 고장 발생 가능성과 우주 환경에 그대로 노출되기 때문에, 우주에 떠다니는 유입물로 인한 고장이 빈번하게 발생하여 그 기능을 다하지 못하고 있다.

본 논문에서 제안하는 가변 열전도 라디에이터는 기계장치를 이용하여 유효 방열면적을 개폐함으로써 방열 성능을 제어하는 기존의 능동형 라디에이터와 달리, 라디에이터 자체의 열저항 특성을 가변하여 라디에이터 구조체에 부착된 탑재장비의 열이 라디에이터를 통해 외부로 전달되는 열전도도를 제어한다. 고온에서는 라디에이터의 열전

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

도도를 높여 탑재 장비의 열이 방열면으로 잘 전달되어 외부로 방출될 수 있도록 하고, 반대로 저온에서는 라디에이터의 열전도도를 낮춰 방열면으로 열이 전달되는 것을 최소화하여 불필요한 온도소실을 최소화함으로써 결과적으로 온도보상을 위한 히터의 사용을 최소화할 수 있다. 가변 열전도 라디에이터의 자세한 운용개념을 다음 절에서 소개한다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

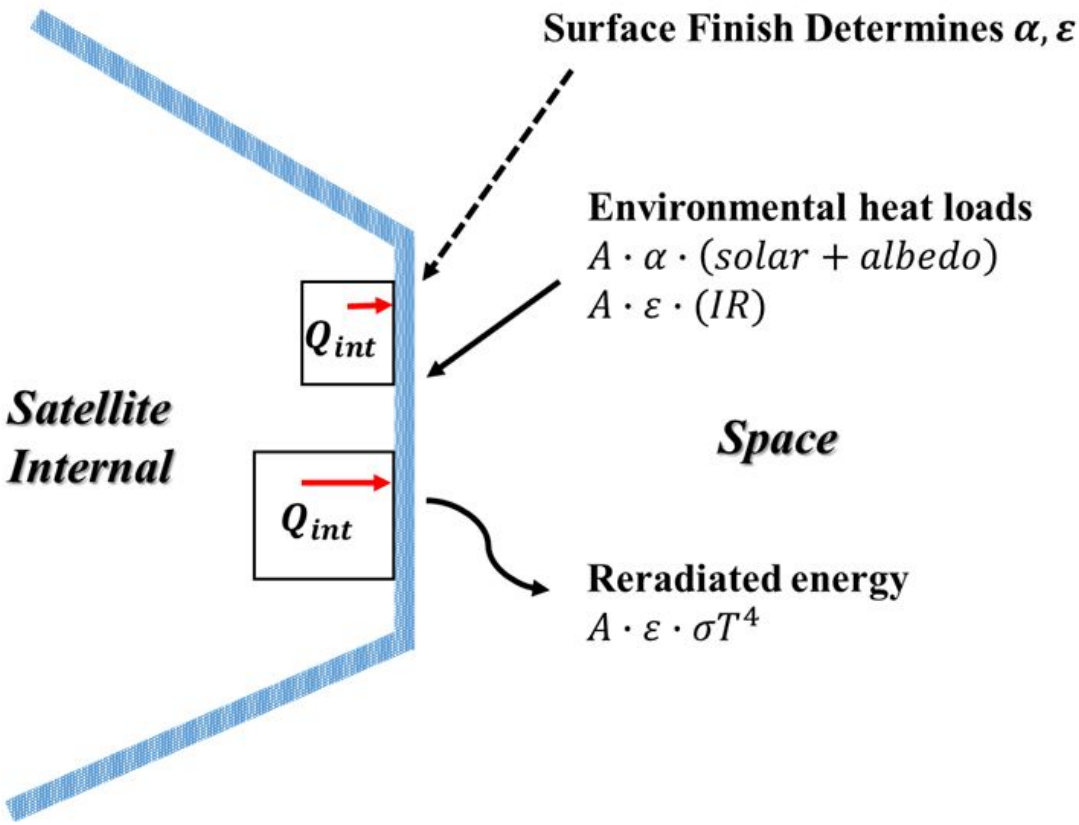


Fig. 6 Radiator Energy Balance

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

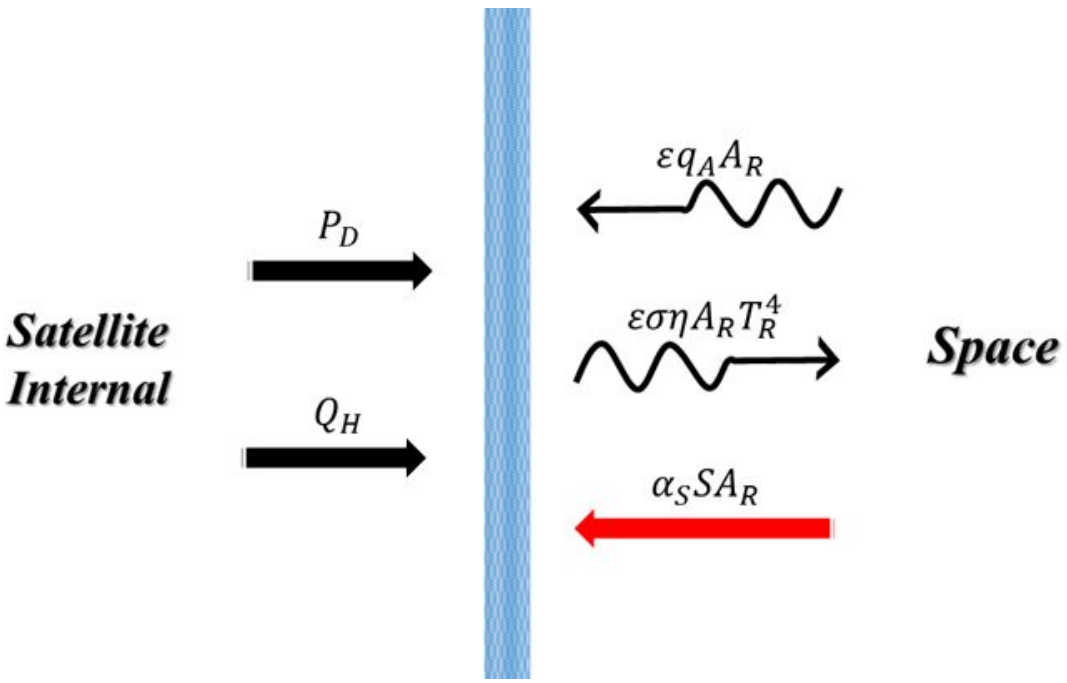
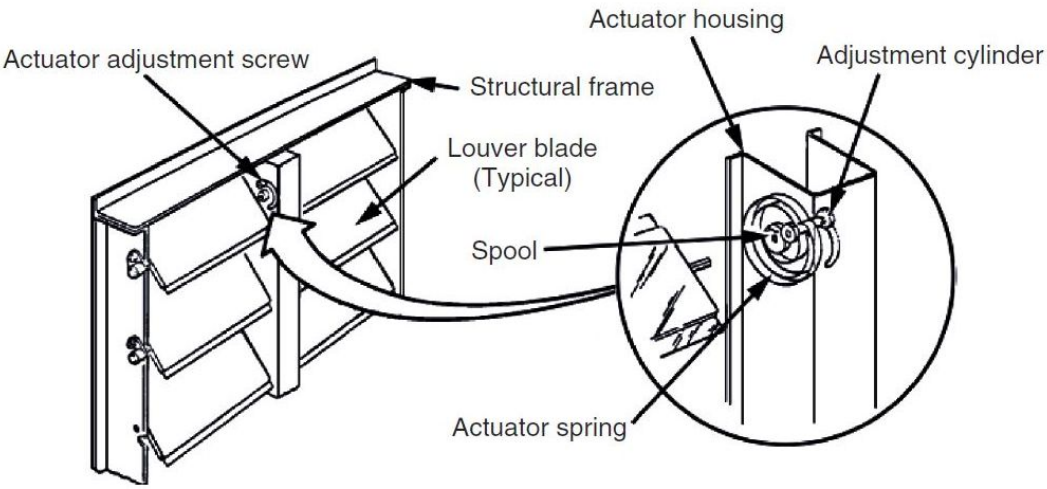


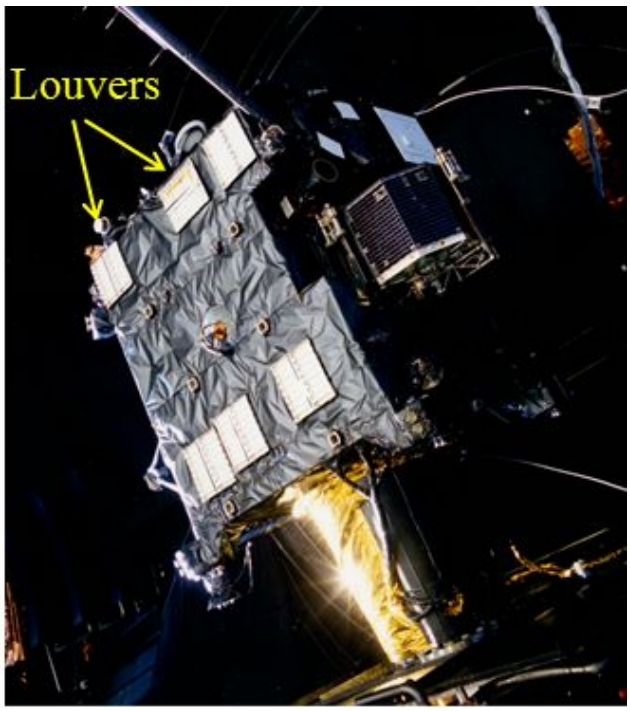
Fig. 7 Energy Balance Schematic for Calculating of Radiator Size and Heater Power

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) Schematic View of the Louver



(b) Rosetta Spacecraft

Fig. 8 Thermal Louver for Spacecraft

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 열저항 회로 해석

가변 열전달 라디에이터의 운용 모드에 따라 가변하는 열전달 특성을 그림 9에 열저항 회로도로 정리하여 나타내었다. 그림 9에서 보여지는 바와 같이, 액체금속이 단면 A-A면의 저장소에 채워진 상태로 가정하면, 단면 A-A와 단면 B-B는 각각 방열모드와 단열모드를 나타내며, 액체금속의 위치에 따라 총 열저항은 그림 9의 열저항 네트워크(Thermal Resistance Network)를 보여주는 하단 그림과 같이 R_k항이 가변하는 형태를 보인다. 각각의 모드에 대한 수직방향으로의 총 열저항은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$R_{A-A} = R_{k1} + R_{k,LM} + R_{k2} \tag{4}$$

$$R_{B-B} = R_{k1} + R_{vacuum} + R_{k2} \tag{5}$$

여기서, R_{A-A}는 단면 A-A에서의 총 열저항을 나타내며, R_{k1}, R_{k2}는 가변 열전달 라디에이터 구조체의 열전도율, $R_{k,LM}$은 액체금속의 열전도율, R_{B-B}는 단면 B-B에서의 총 열저항, R_{vacuum}은 대류 및 전도가 없는 복사 열전달 항만 고려되는 진공환경에서의 열저항을 나타낸다.

가변 열전달 라디에이터의 열제어 모드에 따른 총 열저항은 제 4장에서 실험적으로 도출하고 보다 효율적인 열제어 성능을 위해 각 항에 해당하는 물성치 최적화 설계를 수행한다. 열저항은 Fourier 법칙으로부터 도출 가능하다. 아래의 식 (6)은 전도에 의한 열전달을 정리한 Fourier 법칙이며, 식 (7), (8)은 식 (6)으로부터 도출된 전도열저항 식을 나타낸다.

$$\dot{Q} = -kA\frac{dT}{dx} \tag{6}$$

$$\dot{Q} = -kA\frac{T_1 - T_0}{L} = \frac{T_0 - T_1}{(L/kA)} = \frac{\triangle T}{R_{cond}} \tag{7}$$

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

$$R_{cond} = \frac{L}{kA} \tag{8}$$

여기에서, $\dot{Q}$는 단위 시간당 통과하는 열량, k는 물질의 열전도율, A는 열이 통과하는 단면적이다. 식 (7)에서 마이너스 부호는 온도 구배와 반대로 열이 고온 영역에서 저온 영역으로 전달되는 것을 의미한다. R_{cond}는 열전도에 의한 열저항을 나타내며 식 (8)로부터 주어진 온도 차이에 대하여 열저항이 크면 열전달률이 작고 열저항이 작으면 열전달률이 크다는 것을 알 수 있다.

식 (5)의 R_{vacuum}은 복사에 의한 열전달 방식으로 매질을 통해 열이 흘러가는 전도나 열과 매질이 같이 움직이는 대류와는 달리 전자기파를 통해서 고온의 물체에서 저온의 물체로 직접 에너지가 전달하기 때문에 복사에 의한 열저항은 Stefan-Boltzmann 법칙으로부터 도출된다. 아래의 식 (9)는 Stefan-Boltzmann 법칙으로 나타내며, 식 (10), (11)을 통해 복사열저항을 도출 가능하다.

$$\dot{Q} = \varepsilon\sigma A(T_s^4 - T_\infty^4) \tag{9}$$

$$\begin{aligned}\dot{Q}_{Rad} &= \varepsilon\sigma A(T_s^2 + T_\infty^2)(T_s + T_\infty)(T_s - T_\infty) \\ &= (T_s - T_\infty)/R_{Rad}\end{aligned} \tag{10}$$

$$R_{Rad} = 1/[\varepsilon\sigma A(T_s^2 + T_\infty^2)(T_s + T_\infty)] \tag{11}$$

여기에서, T_s는 절대온도이고 σ는 Stefan-Boltzmann 상수 (σ=5.67051×10^{-8} W/m^2-K^4), ε는 방사율, R_{Rad}는 복사열저항을 나타낸다. 그러나 식 (9)는 표면에 부딪히는 복사는 일부 반사되고 나머지는 투과하거나 표면에 흡수되는데, 이 흡수계수가 방사율 ε와 같다고 가정하고 나온 방정식이므로, 실제 R_{Rad}을 설계할 때에는 흡수율과 방사율을 모두 고려해야만 한다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

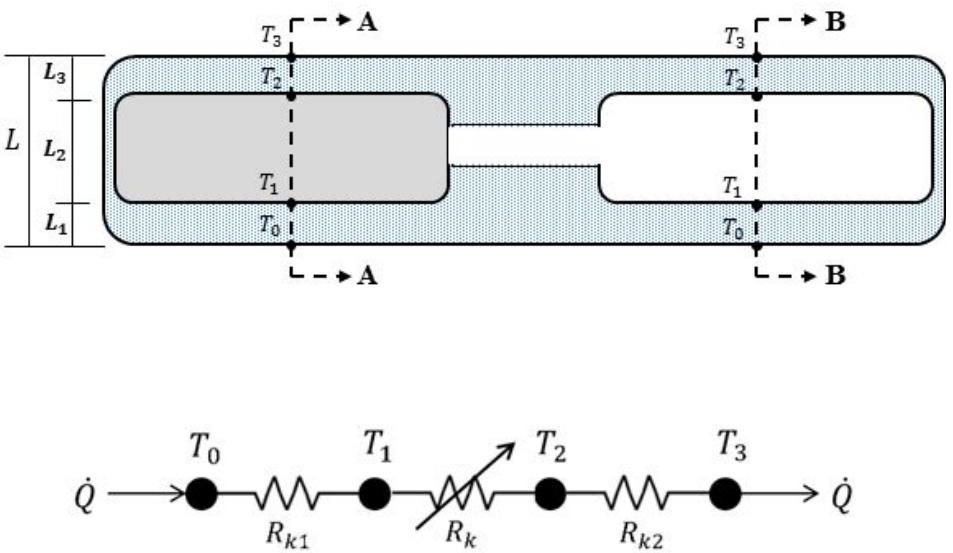


Fig. 9 Thermal Resistance Network of Variable Conductance Radiator

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 4 장 열제어 유효성 검증시험

제 1 절 라디에이터 시편 제작

본 논문에서 제안한 가변 열전도 라디에이터의 액체금속의 유동을 통한 열전도 가변 구현과 가변하는 열전도 특성에 의한 열제어 유효성을 검토하기 위해 실험실 수준의 시편을 제작하였다. 라디에이터 시편은 기계장치가 필요 없는 액체금속의 도전성을 이용한 MHD 펌프를 적용하여 제작되었으며, 이를 통해 가변 열전도 라디에이터의 열전도 가변의 구현 및 성능 검토를 실험적으로 수행하였다.

MHD 펌프는 종래의 기계식에 비해 회전부가 없고 기밀을 요하는 패킹장치 등이 없어 보수가 필요 없기 때문에 유지/보수의 필요성을 배제시킬 수 있으며 또한 유량을 제어함에 있어서 유도전압을 조절하여 쉽게 구현할 수 있다는 장점을 가진다. 따라서 신뢰성과 안정성이 요구되는 시스템뿐만 아니라 용융금속의 수송에 중용한 역할을 담당한다[34]. 자기유체역학 이론은 전기적으로 전도성을 가진 유체와 자기장의 상호작용에 기반하고 있으며, 그림 10과 같이, 유로 내에 흐르는 액체금속에 대하여 서로 수직하게 전류 및 자기장을 발생시키게 되면, 액체금속에 대한 구동력은 플레밍의 오른손 법칙에 의하여 유로 내의 축 방향으로 발생하게 되고, 따라서 액체금속을 축 방향으로 이송하게 된다. 액체금속을 유동시키는 힘인 로렌츠 힘(F)은 전류밀도(J)와 자성 밀도(B)와의 관계를 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\overrightarrow{F_x} = \overrightarrow{J_z} \times \overrightarrow{B_y} \tag{12}$$

MHD 펌프에 사용되는 작동유체는 1S/m 또는 그 이상의 전도도를 지닌 전기 전도성 액체에 국한된다[36]. 액체금속 갈린스탄은 2.30×10^6S/m으로 매우 높은 전기 전도성을 가지므로 MHD 펌프 성능에 매우 유리하다.

라디에이터 시편은 그림 11의 (a)와 같이, 약 6.2그램의 액체금속을 수용하는 지름 35㎜의 저장소 2개와 두 개의 저장소를 잇는 너비 4㎜, 깊이 1㎜, 길이 150㎜의 마이크로 채널, 그리고 MHD 펌프의 구동원인 전류를 흘려주기 위한 전극으로 구성된다. MHD 펌프의 성능에 가장 큰 영향을 미치는 요인은 작동유체의 점성과

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

구조체와의 마찰력이다. 갈린스탄은 공기 중에 산화표막을 만드는 성질이 있기 때문에, 관리 및 보관에 유의해야한다. 또한 구조체와의 마찰력을 줄이기 위해, 라디에이터의 시편은 낮은 마찰계수를 갖는 불소수지 PTFE로 제작하였다. 불소수지 PTFE는 1938년 듀폰연구소의 화학자인 플랭케박사가 개발한 불소수지로 TEFLON이란 상품명으로 잘 알려져 있다. 테플론은 불소와 탄소의 강력한 화학적 결합으로 인해 매우 안정된 화합물을 형성함으로써 거의 완벽한 화학적 비활성 및 내열성, 비점착성, 우수한 절연 안정성 그리고 낮은 마찰계수 등을 특징으로 한다. 따라서 MHD 펌프 성능의 향상과 고온의 열시험을 위해 시편은 테플론으로 제작하였으며, 시험을 위한 치구와 조립된 형상은 그림 11의 (b)와 같다. 하나의 저장소 바닥면에는 탑재장비를 모사하는 시험용 히터가 부착되며, 액체금속의 유동을 시각적으로 확인하기 위해 시편의 덮개는 투명도가 높은 아크릴로 제작하였다. 또한, 라디에이터 시편은 시험치구 사이에 G10(Fiberglass Epoxy)의 열전도도가 매우 낮은 단열재(Adiabatic Layer)와 조립하고 시험용 히터는 다층박막단열재를 덮는 등 가변 열전도 라디에이터의 열특성 분석에 영향을 미치는 외부 열유입을 차단하고 열적으로 독립시킴으로써 보다 정확한 열특성 분석 환경을 마련하였다.

본래 가변 열전도 라디에이터는 내부가 진공상태로 전도는 물론 대류에 의한 열전달까지 차단하여 효과적인 단열을 하는 것이 목적이지만, 시편의 제작 및 시험과정을 간소화하기 위해 시편 수준의 라디에이터 시험에서는 시편 내부의 대류에 의한 열전달은 무시하도록 한다. 시편수준에서의 단열모드에서의 수직방향의 총 열저항은 R_{B-B}의 정의와 다르므로 아래 식 (13)과 같은 $R_{B-B'}$로 정의한다.

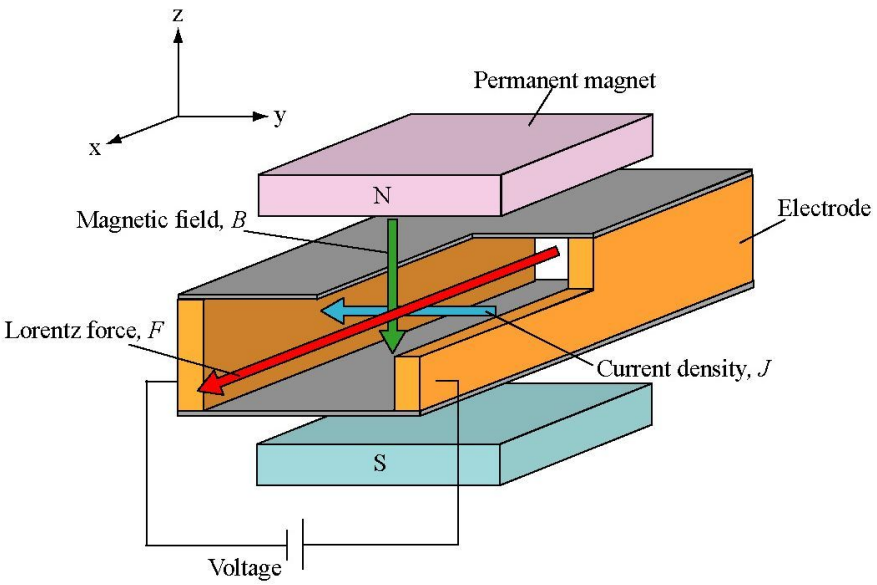
$$R_{B-B'} = R_{k1} + R_{convection} + R_{k2} \tag{13}$$

여기에서 $R_{convection}$은 대류에 의한 열전달 저항을 나타낸다.

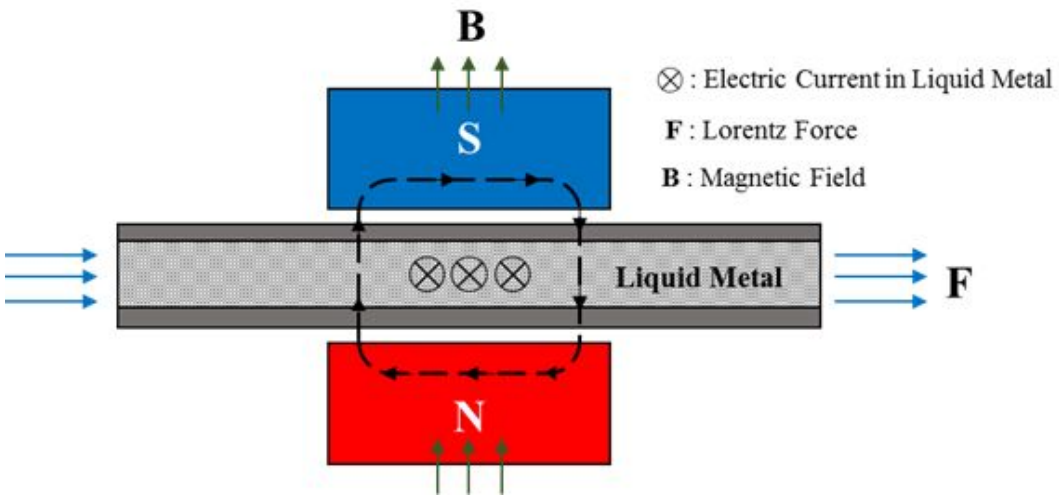
시편수준의 시험에서 가변 열전도 라디에이터에 반영하지 못한 설계 요소는 제 4장 3절에서 본 시험으로부터 획득한 온도데이터를 기반으로 구축한 열해석모델에 반영하여 가변 열전도 라디에이터의 열제어 성능을 해석적으로 검토하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) 3-Dimensional Diagram

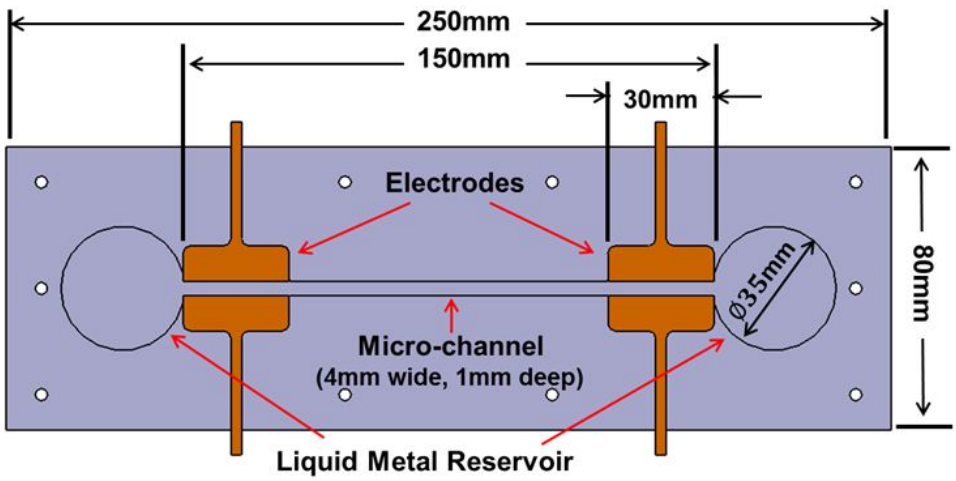


(b) 2-Dimensional Diagram

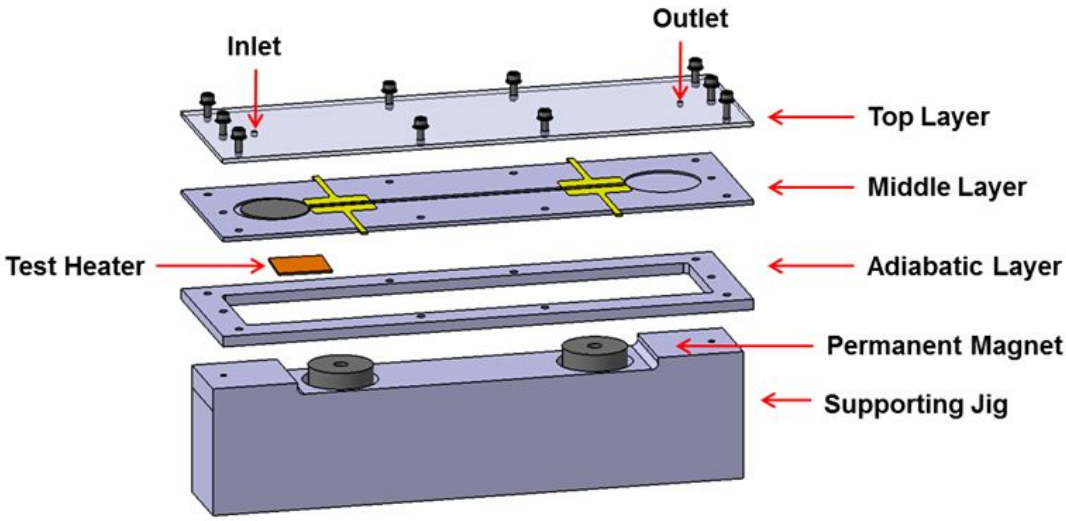
Fig. 10 Schematic of the Actuation Principle of the MHD Pump in which driving Force is Lorentz Force

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) Dimension of the Test Section



(b) Exploded View of the Test Section

Fig. 11 Configuration of the Test Section and Test Rig Assembly

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 2 절 라디에이터 시편의 성능시험

1. 시험 구성

가변 열전도 라디에이터의 시편을 통해 MHD 펌프를 이용한 열전도 가변의 구현 유효성 및 액체금속을 이용한 열제어 성능 검증시험을 위해 그림 12와 같이 시험을 구상하였다. 시편은 시편 내부를 확인할 수 있는 투명 아크릴을 포함한 총 두 개의 층으로 구성되며 이를 다수의 볼트로 체결하여 조립하게 된다. 액체금속은 점성이 높은 것이 특징으로 실제 시편에서도 별도의 실링 처리 없이도 누수 발생이 없음을 확인하였다. 시편 내부로 액체금속을 일정한 속도와 원하는 양으로 정확하게 주입하기 위해 실린지펌프를 이용하였으며, 탑재장비의 운용 시 발열을 모사하기 위해 부착형 시험용 히터를 사용하였으며, 또한 시험용 히터의 작동 및 MHD 펌프의 작동 전류를 인가하기 위해 파워서플라이(Power Supply)를 사용하였다. 또한, 시험용 히터의 작동에 의한 발열이 시편에 인가 시, 가변 열전도 라디에이터 시편의 가변 열전도에 따른 열적 거동을 비교 및 분석하기 위해 적외선 카메라로 시편의 표면을 촬영하고 열전대를 부착하여 온도데이터를 수집하였다. 열전대는 시험용 히터의 표면과 히터와 같은 수직선상의 라디에이터 바닥면과 표면, 즉 아크릴 부분 그리고 표면에는 마이크로 채널을 따라 1/3 즉, 50mm 간격으로 부착하여 라디에이터의 운용모드에 따른 시편의 수직방향과 수평방향으로의 열저항을 측정하였다. 그림 13은 실제 시험구상 모습을 보여준다.

실린지펌프는 KDS KD Scientific KDS200의 Laboratory Syringe Pump를 사용하였으며, 파워서플라이는 PSB-2000 Series, 시험용 히터는 허용온도범위가 -200° C ~ 200° C인 Flexible Heater사의 Polyamide Film 재질의 KHLV Series를 사용하였다. 적외선 카메라는 R&D 및 학술연구용의 소형 적외선 열화상 카메라인 FLIR사의 T400 Series를 사용하여 온도시험 시 시편의 적외선 이미지를 촬영하였다. 또한, 열전대는 -250° C ~ 350° C 사이의 온도를 오차 0.5° C로 측정 가능한 Omega 사에서 제공하는 T Type 열전대를 사용하였으며, 이를 National Instruments 사에서 제공하는 NI CompactDAQ의 16채널 열전쌍 입력 모듈인 NI 9213과 연결하여 온도데이터를 수집 가능하도록 하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

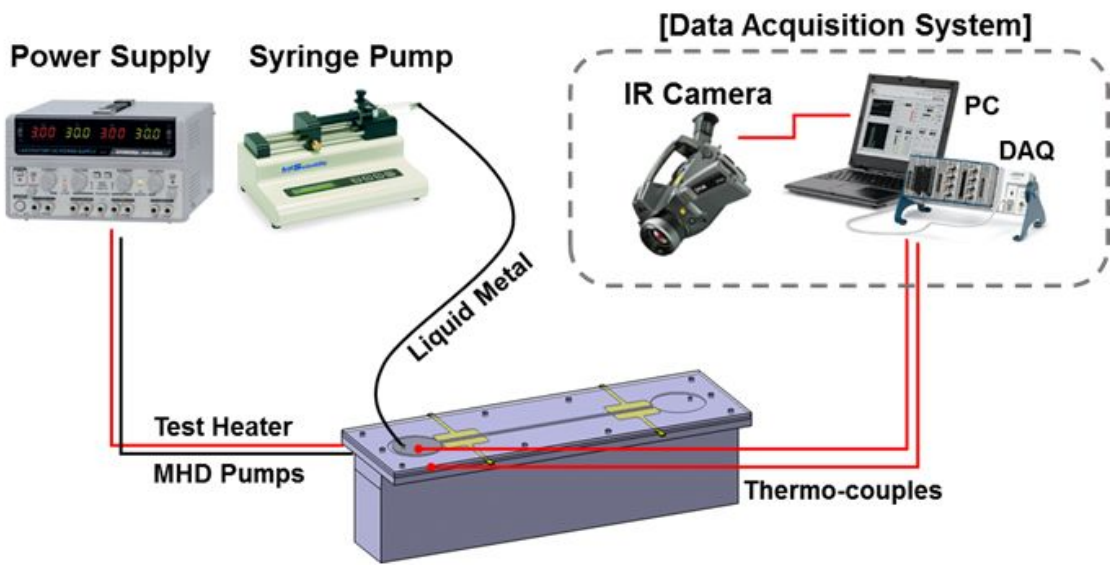


Fig. 12 Schematic Diagram of Measurement of the Test Section

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

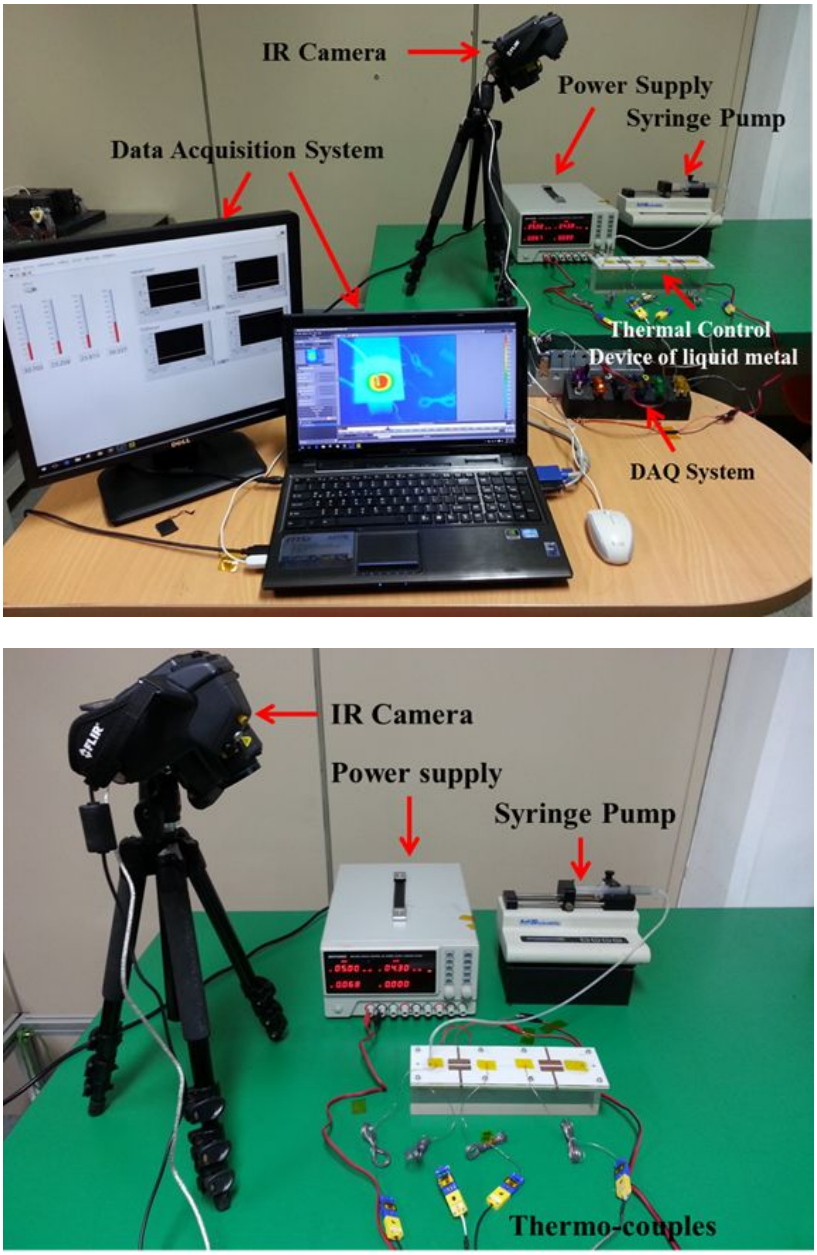


Fig. 13 Configuration of the Test Set-up

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2. 액체금속 구동시험

MHD 펌프의 구동 요소인 자성은 상용의 영구자석 중 최대 에너지 적이 가장 높으면서 자력에 비해 가격이 저렴하여 여러 형태의 업종에서 폭 넓게 사용되고 있는 네오디움(NdFeB)을 사용하였다. 본 시험에서는 약 0.47T(4700Gauss)의 자성밀도를 갖는 네오디움 자석을 사용하였으며, 이에 최소 구동전력은 1.6A, 0.59V 로 액체금속의 유동이 가능함을 반복실험을 통해 확인하였다. 최소 구동전력으로 6.2그램의 갈린스탄을 액체금속 저장소 밖으로 모두 이동시키는데 약 30초가 소요됨을 측정하였으며, 이는 그림 14의 5초당 프레임 샷을 통해 MHD 펌프를 이용한 액체금속의 유동을 확인할 수 있다.

울산과학기술대학교에서 수행한 '고속로 액체 금속 냉각재 MHD 특성 연구' 보고서[38]에는 유로 폭(즉, 본 연구에서는 라디에이터 시편의 마이크로 채널)에 따른 MHD 유동 특성을 살펴보았는데, 유로 폭이 증가함에 따라 점성력의 영향이 줄어들어 유속이 빨라져 전류밀도가 증가하는 반면 폭이 증가함에 따라 자기장의 세기가 줄어들어 전류밀도가 감소하는 현상이 서로 대립되었으므로, 전류 밀도에 실제 자기장 모델을 대입하고 무차원한 결과 유로 최적의 폭을 찾는 연구를 수행하였다. 이와 같이 액체금속의 자기유체역학적 펌프의 특성 연구는 국내에서도 활발히 진행 중이며[34-38], 더 나아가 미국에서는 냉각재로 수은을 사용한 MHD 펌프가 적용된 우주선용 전원 공급 장치의 냉각장치에 관한 연구가 이미 진행되었으며, 이는 위성기술에서의 고도의 신뢰성과 안전성이 요구되어 많은 장점이 있는 전자기 펌프의 사용이 필수 불가결한 상황임에도 불구하고, 현재 이를 연구하고 있는 나라는 미국, 영국, 프랑스, 일본 등으로 극히 제한되어 있는 실정이다. 따라서 본 논문에서 제안한 새로운 우주용 열제어기에도 MDH 펌프 적용은 장점이 많은 것으로 보여지며, 향후 MHD 펌프를 적용한 가변 열전도 라디에이터의 제품 개발이 진행된다면, 국내 위성개발에서도 주목받을만한 가치 있는 연구가 될 것으로 보여진다.

또한, MHD 펌프는 기계적으로 움직이는 부분이 없어 시스템 부피 절약 측면에서도 큰 장점이 있어, 마이크로 유체 시스템에 적합하며, 이미 MEMS 기반 기술의 마이크로 MHD 펌프에 관한 연구가 활발히 진행 중이다[33-35]. 이는 최근 위성의 소형화 추세에서 매우 요구되어지는 기술과 맞아 향후 우주용 어플리케이션으로의 적용이 기대되어진다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

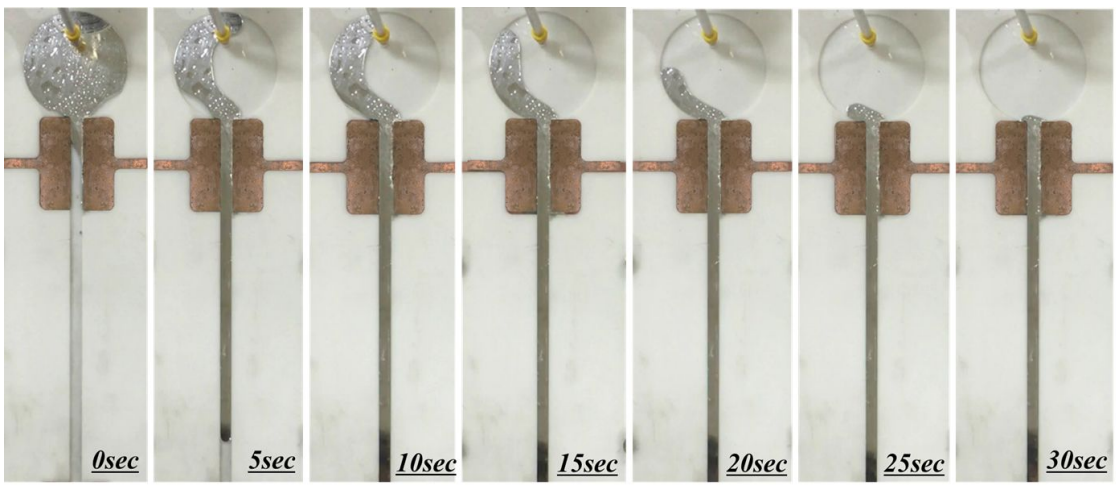


Fig. 14 Video Frame showing Liquid Metal

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

3. 가변 열전달 성능시험

제 2장 2절에 제안한 가변 열전도 라디에이터의 총 3가지에 대한 운용모드에 대하여 동일한 발열량을 인가했을 때의 각각의 모드에서의 열적 거동을 비교 및 분석하였다.

첫 번째 시험(Case 1)은 단열모드(Insulation Mode)로 탑재 장비가 위치한 저장소에 액체금속이 없는 경우이며, 두 번째 시험(Case 2)는 방열모드(Radiation Mode)로 저장소에 액체금속이 채워진 경우, 마지막으로 세 번째 시험(Case 3)은 방열면 확장모드(Heat Spreader Mode)로 액체금속이 마이크로채널로 확장된 경우이다.

열제어 성능시험 결과는 그림 15의 적외선 이미지로도 쉽게 비교할 수 있듯이, Case 1에서는 라디에이터의 수직방향으로의 열전도 경로 부재로 인한 높은 열저항으로 인해 탑재장비의 열이 방출되지 못하고 높은 온도를 보이고 있으며, Case 2에서는 높은 열용량과 열전도도를 갖는 액체금속이 라디에이터 내부를 충진 함으로써 탑재장비의 발열을 저장하고 방열면으로 전달함으로써 탑재장비의 온도가 현저히 낮아진 것을 확인할 수 있다. 그러나 시편 자체의 낮은 열전도도 특성으로 수평방향으로의 온도 확장은 이뤄지지 않는 것을 알 수 있다. 이는 Case 3과 같이 액체금속을 마이크로 채널로 확장하면서 열의 수평방향으로의 이동을 도울 수 있었다. 액체금속의 이동으로 낮은 온도를 갖는 시편의 구조체와 방열면 표면과의 보다 넓은 접촉면적을 확보함으로써 전도를 통한 즉각적인 열교환을 통해 방열을 보다 효율적으로 수행함으로써 Case 2와 비교하여 동일한 시간대에 보다 빠르게 탑재장비의 열을 낮추는 것이 가능해졌다. 그러나 액체금속이 열원과의 접촉면적을 50% 이하로 줄일 경우, 오히려 탑재장비의 온도는 상승하는 현상을 확인하였다. 따라서 액체금속의 채널로의 이동을 통한 보다 높은 방열을 원한다면 열원과의 접촉 면적을 열원 면적의 절반 이상을 확보해야함을 확인하였다.

그림 15의 온도 맵으로부터 라디에이터 시편은 낮은 열전도도 재질을 기반으로 수평방향으로의 열전달은 미미하며, 내부의 액체금속에 의한 열전달에 의존한다는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 향후에 가변 열전도 라디에이터의 개발모델에서는 아크릴 부분, 즉 방열면이 되는 라디에이터의 표면을 높은 열전도도를 갖는 재질로 교체한다면, Case 2와 Case 3에서 수평방향으로의 열전달 성능을 높여 보다 효율적인 탑재장비의 방열이 가능할 것으로 보인다.

그림 16과 그림 17은 시험용 히터의 온도를 열전대로 측정한 결과를 보여준다. 그림

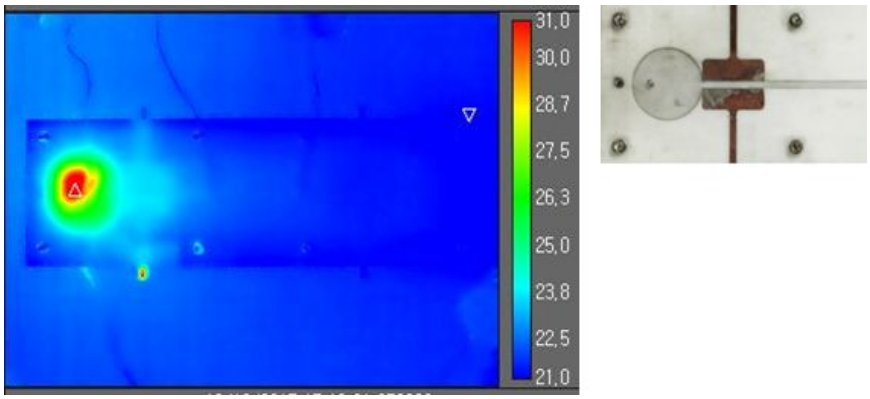
Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

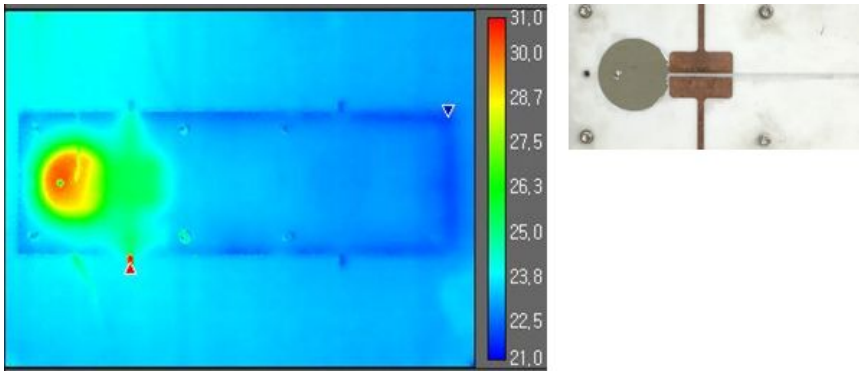
16에서 Case 1과 Case 2에서의 시험용 히터 온도를 비교한 결과, 약 6.2그램의 매우 소량의 액체금속만으로도 히터는 약 9℃ 정도의 온도 차이를 보이고 있으며, 각 시험에서 히터의 수렴온도로부터 Case 1에서의 시편 열저항은 Case 2보다 약 2.76배 높은 것으로 확인되었다. 즉, 제 3장 2절에서 정의한 총 열저항인 R_{A-A}는 $R_{B-B'}$보다 약 2.76배 높은 것으로 확인하였다. 이는 $R_{B-B'}$에서 R_{B-B}로 대류 열전달 항을 제외한 시편 내부를 진공 처리한다면 열저항은 더 높아질 것이며, 이는 가변 열전달 라디에이터의 단열모드 성능을 더욱 향상시킬 수 있을 것으로 기대되어진다. 그림 17에서는 제안한 3개의 운용모드 외에 추가적인 쿨링 시험을 수행하였으며, 매우 효과적인 즉각 냉각이 가능함을 확인하였다. 탑재장비의 반대방향에 위치한 저장소에서 탑재장비 방향으로 액체금속을 이동시키면 탑재장비를 순간적으로 약 11.2℃를 냉각하는 효과를 확인하였다. 이는 열원으로 회수되는 액체금속의 양을 조절한다면 원하는 온도까지의 단계적인 냉각으로 온도 조절이 가능할 것으로 보이며, 이로부터 가변 열전도 라디에이터로 보다 정밀한 열제어가 가능할 것으로 기대되어 진다.

Collection @ chosun

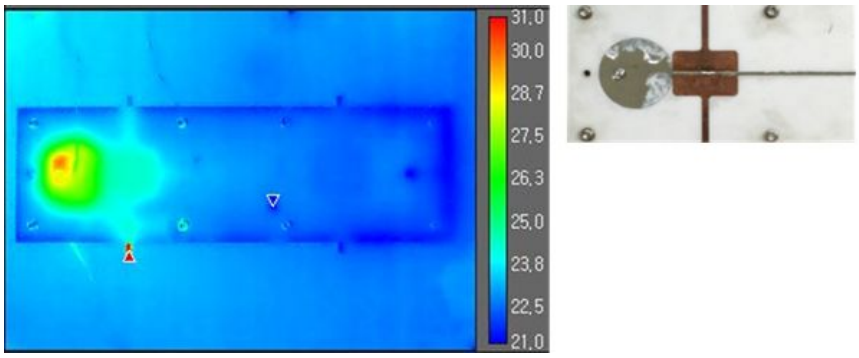
조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) Case 1: Insulation Mode



(b) Case 2: Radiation Mode



(c) Case 3: Heat Spreader Mode

Fig. 15 The Infra-red Images w.r.t Different Modes

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

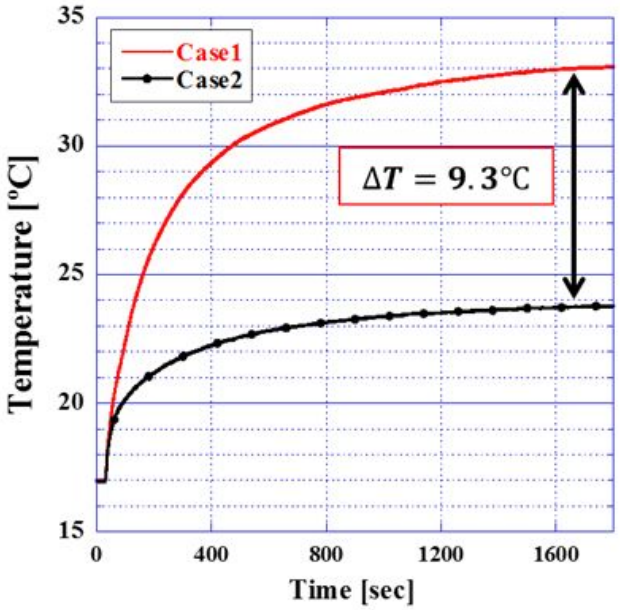


Fig. 16 Temperature Data of Test Results on Case 1 and Case 2

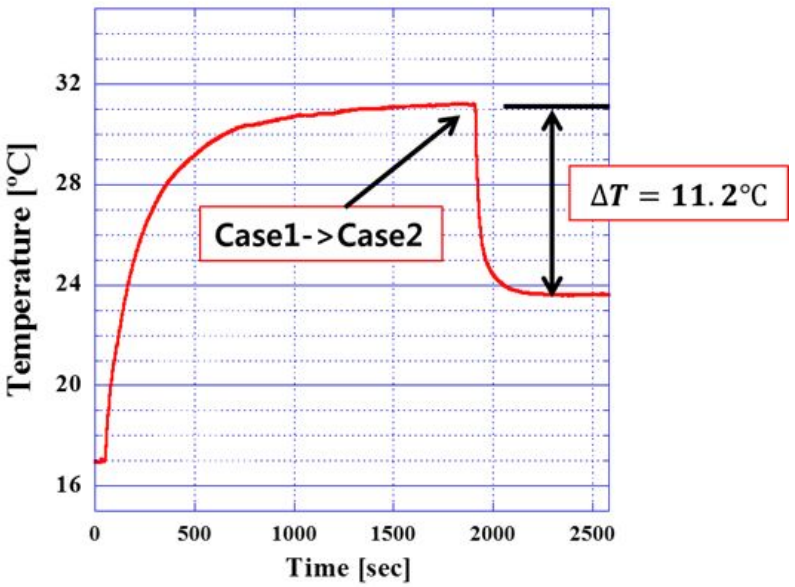


Fig. 17 Temperature Data of the Additionally Cooling Test

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 3 절 열해석모델을 통한 열성능 해석

1. 보정 열해석모델 구축

본 절에서는 가변 열전도 라디에이터의 시편으로 수행한 성능시험으로부터 획득한 가변 열전도 라디에이터의 운용모드에 따른 온도데이터를 기반으로 시편을 모사한 열해석모델(TMM: Thermal Mathematical Model)을 구축하였으며, 신뢰도 높은 보정 열해석모델을 이용하여 시험에서 반영하지 못한 요소를 해석적으로 검토하고자 하였다.

먼저, 열해석모델은 시험온도 데이터와의 오차를 2℃ 이내로 줄이는 보정작업을 통해 해석모델의 신뢰도를 확보하고자 하였으며, 본 열해석모델을 기반으로 시편수준의 성능검증시험에서 반영되지 않은 시편 내부의 진공에 의한 단열과 시험에서 수행하지 못한 저온환경에서의 단열성능을 해석적으로 확인하였다.

열해석은 유한차분, 집중 파라미터 방법을 이용하여 복잡한 시스템에서의 유체 유동 모델링과 열전달 설계에 손쉽게 사용할 수 있는 프로그램인 SINDA/FLUINT를 사용하였으며, 이를 이용하여 시편의 보정된 열해석모델은 그림 18과 같이 구축하였다. 열해석모델의 노드는 Middle Layer에 1424개, Top Layer에 540개, 그리고 시험용 히터에 1개로 구성되어 있으며, 수평판 형상에 대한 자연대류계산은 SINDA/FLUINT의 Thermal Solver에 포함된 라이브러리 함수를 통해 지구 중력계수를 반영한 자연대류(Analysis Type: Natural Convection Horizontal Flat Plate Upward Heated or Down side Cooled)를 해석에 반영하였다. 시험용 히터(Test Heater)에 적용된 열하중은 실제로 성능시험에서 파워서플라이를 통해 시험용 히터에 인가해준 전력인 0.5W가 100% 발열한다는 가정 하에 0.5W를 입력하였다. 해석의 초기온도와 환경온도(즉, 대기 온도)는 17° C로 설정하였다. 해석에 사용된 열·광학 물성치와 열 정보는 표 3과 표 4와 같으며, 열해석모델의 보정은 라디에이터 조립 층 간 혹은 시험용 히터와 시편, 그리고 액체금속과 시편 구조체 사이의 Conductance를 조절하는 방식으로 진행하였다. 이를 바탕으로 온도수렴조건에서의 라디에이터 시편의 각 운용모드에서의 보정 결과는 그림 19와 표 5와 같다. 그림 19는 각 운용모드에서의 시편의 수렴온도 도달 시의 온도 맵을 나타내며, 표 5는 실제 시험에서 획득한 온도데이터와 해석결과와의 온도와 둘 사이의 온도차를 정리 및 비교하여 나타낸다. 표 5에 시험데이터와 해석결과 사이의 오차가 2℃ 이내로 모두 만족하고 있음을 확인할 수 있다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

일반적으로 우주 열환경에서 운용되는 위성의 경우, 운용되는 열환경의 온도변화 폭이 넓기 때문에 열해석모델의 보정은 보다 온도 차가 큰 저온환경과 고온 환경에서의 열평형 시의 온도데이터를 기반으로 수행되어야만 열해석모델의 신뢰성을 더욱 높일 수 있다[39-42]. 따라서 향후에 가변 열전도 라디에이터의 개발모델 개발과정에서는 보다 넓은 온도범위에서의 온도시험을 수행하여 보다 신뢰도 높은 열해석모델을 구축하여 궤도상에서의 가변 열전도 라디에이터의 열제어 효율성을 검토할 계획이다.

열해석에 사용된 SINDA/FLUINT는 수치해석에 기반을 두는 궤도 열해석 전문 상용 소프트웨어로, 일반적으로 우주 환경에서 운용되는 시스템의 열모델에 적용되는 에너지방정식에서 대류 항을 제외한 에너지방정식 식 (14)을 Crank-Nicholson 방식을 이용하여 식 (15)와 같이 계산하며, 식 (16)과 같이 T^{n+1}이 수렴될 때까지 반복해서 계산한다[25-26].

$$\rho c\frac{\partial T}{\partial t}=\nabla\cdot(k\nabla T)+\dot{Q}'''-\nabla\cdot(q_r) \tag{14}$$

여기서, 우측의 첫째 항은 전도에 의한 계산 항이며, 두 번째 항은 경계표면 복사에 의한 계산 항이다. 마지막 항은 장비의 발열량과 히터 등의 내부 발열량과 외부 경계에서 흡수되는 열량이 포함되어 계산된다.

$$\frac{2C_i}{\triangle t}(T_i^{n+1}-T_i^n)=2Q_i+\sum_{j=1}^{N}[G_{ji}(T_i^n-T_i^n)+\hat{G}_{ji}(T_j^n)^4-(T_i^n)^4] \tag{15}$$
$$+\sum_{j=1}^{N}[G_{ji}(T_j^{n+1}-T_i^{n+1})+\hat{G}_{ji}(T_j^{n+1})^4-(T_i^{n+1})^4]$$

$$|T_j^{(l+1)}-T_j^{(l)}|^{\bar{k}}<\epsilon^* \tag{16}$$

여기서, T_j^n는 현재시간 t일 때 노드 j의 온도를 나타내며, T_j^{n+1}는 그 다음시간인 t+$\triangle T$일 때의 노드 i의 온도, G_{ji}는 노드 j와 i의 연결된 선형 컨덕터, $\hat{G}_{ji}$는 노드 j와 i에 연결된 복사 컨덕터, C_i는 노드 i의 열용량, Q_i는 노드 i의 힛싱크와 힛소스,

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

l은 반복 수준, $\bar{k}$는 시간 단계, ϵ^*는 Convergence Criteria를 의미한다. 본 해석에서는 대류 열전달 항을 계산하는 라이브러리 함수가 추가적으로 사용되었지만, 이 내용은 생략하도록 한다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

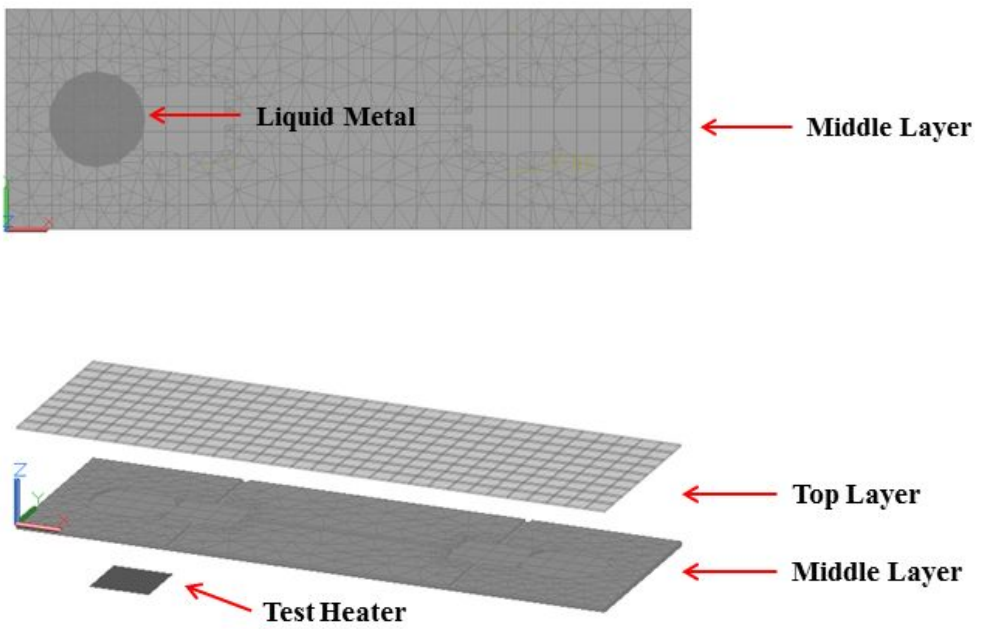


Fig. 18 TMM of the Test Section for the Variable Conductance Radiator

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 3 Thermo-physical Properties for Thermal Analysis

Unit (Material)	Thermal Conductivity [W/m-K]	Density [kg/m^3]	Specific Heat [J/kg-K]
Middle Layer (Teflon)	0.25	2200	1200
Top Layer (Acrylic)	0.14	1400	1470
Test Heater	0.12	1410	1090
Liquid Metal (Galinstan)	16.5	6440	879.2

Surface Optical Property	α Solar	ε IR
White (Teflon)	0.39	0.88

Table 4 Thermal Coupling Condition

Coupling btw	Type	Value [W/m-K]	Remark
Heater to Middle Layer	Constant Coefficient	1700	Adhesive
Top Layer to Middle Layer		1000	Bolting
Liquid Metal to Test Section		1300	-

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

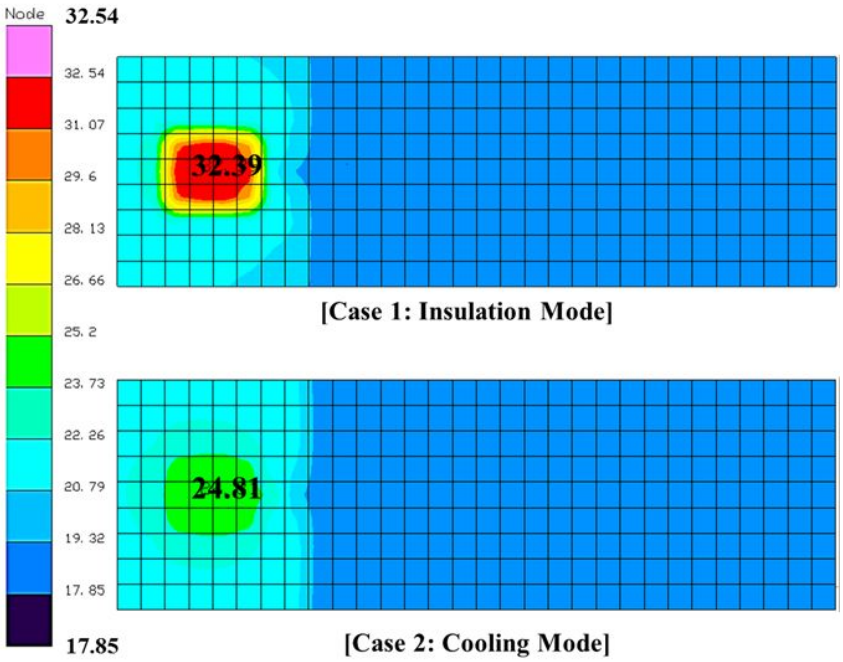


Fig. 19 Thermal Contour Map of TMM Correlation Results

Table 5 Case 1 and Case 2 Correlation Results of VCR TMM by Temperature Difference between Prediction(℃) and Test(℃)

Unit	Case 1			Case 2		
	Test	Analysis	△T	Test	Analysis	△T
Test Heater	33.06	31.53	1.53	23.79	24.39	**0.60**
Reservoir	25.14	23.63	1.51	20.92	22.69	**1.77**
A Third of μ-channel	17.60	18.06	0.46	16.78	18.15	**1.37**
Two Thirds of μ-channel	17.43	17.99	0.56	16.43	18.06	**1.63**

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2. 단열성능 해석

상기에서 구축한 보정 열해석모델을 통해 실험적으로 검증하지 못한 저온환경에서의 단열모드에서의 열제어 유효성을 해석적으로 검토하였다. 보정 열해석모델의 단열모드는 총 열저항이 $R_{B-B'}$인 시편 내부가 대류 열전달이 반영된 상태이며, 본 해석에서는 시편 내부의 자연대류 열전달 해석을 제외한 본래 제안했던 진공에 의한 단열상태인 R_{B-B}의 열저항을 가진 열해석모델을 구축하여 두 모델 사이의 단열 성능을 비교/분석하였다.

시험용 히터는 비작동 상태이며 환경온도가 -30℃일 때, 라디에이터는 단열모드로 해석을 수행하였다. 열해석 결과는 그림 20과 같이, 시편 내부의 대류 열전달 항의 유무에 따라 약 7℃의 온도 차가 존재하는 것을 확인하였으며, 이로부터 진공을 이용한 단열은 가변 열전달 라디에이터의 보다 효율적인 단열 성능을 위한 중요한 요소임을 해석적으로 확인하였다. 또한 이어질 연구 내용에서는 가변열전도 라디에이터의 물성치 최적화 설계를 수행하여 개발모델의 개발을 진행하였으며, 본 개발모델의 가변 열전도 라디에이터는 기존에 위성체에 많이 적용되고 있는 라디에이터의 형태인 알루미늄 허니콤 패널(Aluminum Honeycomb Panel)에 고 방사율 코팅으로 처리한 수동형 라디에이터와의 저온 및 고온 환경에서의 열제어 성능을 비교 및 분석함으로써 기존의 수동형 라디에이터보다 효율적인 열제어가 가능함을 해석적으로 다시 한 번 다룬다.

이미 시중에는 건축 자재용의 수많은 단열재가 출시되고 있으며, 그 중에는 본 논문에서 단열모드와 같은 원리의 진공단열재(VIP: Vacuum Insulation Panel)도 존재한다. 실제로 패널 형태로 출시된 진공 단열재의 열전도율은 0.0045W/m-K 이하로 단열재의 대명사인 비드법 단열재인 스티로폼보다 1/8 수준에 불과하다. 즉, 두께 30㎜의 진공단열재로 240㎜의 비드법 단열재를 대체할 수도 있는 것이다. 하지만 비드법 단열재 대비 세 배 이상의 가격은 차지하더라도, 단열재를 이어 불일 때 발생하는 선형열교와 현장가공의 어려움, 그리고 시공 중 파손의 위험 등으로 아직까지 많이 사용되는 편은 아니다[43]. 그러나 최고의 단열 성능을 자랑하는 만큼, 구조 및 제작 기술을 보안한 진공단열재는 해외는 물론 국내에서도 이미 많은 건물에 적용된 사례가 있다[44-46]. 또한 J. Fricke[47-48] 등은 진공단열재의 진공도와 내부 복사 열전달을 고려한 코팅 방식에 따른 열전도도에 관한 연구내용을 해당 참고문헌에 기술하였다. 진공도는 낮을수록 단열성능이 높아지며, 일반적으로 복사에 의한 열전달을 최소화한 적외선 방사율

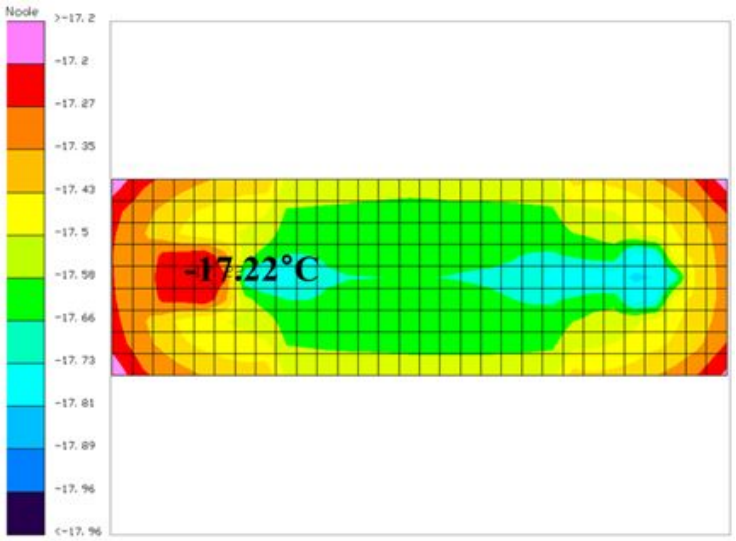
Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

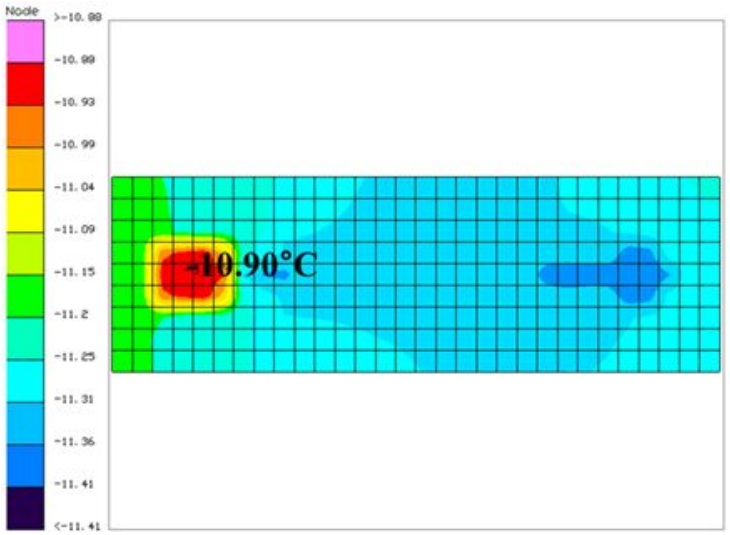
이 0.05 이하인 Silver Coating을 적용한다고 언급했다. 이를 반영하여, 향후 본 연구에서 제안하는 가변 열전도 라디에이터의 개발모델 또한 고진공 실링과 시편 내부의 흡수율/방사율을 고려한 열설계 반영이 필요할 것으로 보이며, 또한 가변 열전도 라디에이터를 적용하고자 하는 대상체는 위성으로 발사환경에서의 구조건전성을 물론 운용환경이 무중력과 극저온, 고진공 상태이므로, 액체의 역류현상과 고 압력환경에서의 액체의 누설 문제도 간과할 수 없을 것으로 보인다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) with $R_{B-B'}$



(b) with R_{B-B}

Fig. 20 Thermal Analysis Results of Cold Case

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

3. 가변 열전도 라디에이터의 물성치 최적화 설계

상기에서는 본 연구에선 제안한 가변 열전도 라디에이터의 기본 특성시험과 열해석을 통한 넓은 온도범위에서의 효율적인 열제어의 유효성을 확인하였다. 본 절에서는 가변 열전도 라디에이터의 열제어 성능 향상을 위해 물성치 최적화 설계를 수행하고자 하였으며, 열해석을 통해 물성치 최적화 설계의 타당성을 검토하였다.

식 (4), (5)에서 가변 열전도 라디에이터의 총 열저항의 구성 요소 중 라디에이터 구조체의 열저항 즉, 구조체의 열전도도인 $R_{k1,k2}$는 가변 열전도 라디에이터의 단열모드에서의 성능을 확보함과 동시에 같은 패널에 위치하는 다른 탑재장비에 미치는 열을 최소화하기 위해 높은 열저항을 갖는 재질을 기반으로 선정하였지만, 방열모드에서 탑재장비의 발열을 보다 효율적으로 액체금속으로 전달하고 또한 이를 라디에이터 표면으로 전달하기 위해서 부분적으로 알루미늄이나 구리와 같은 높은 열전도도를 갖는 금속계열로 반영하고자 하였다. 또한 R_{k2}인 방열면의 표면 전체를 높은 열전도도 즉, 낮은 열저항의 재질로 한다면 수평방향으로의 열전달 효과로 볼 수 있어 제 2절의 3장에서 Case 3의 방열확장모드의 효율을 더 향상시킬 수 있을 것으로 보인다. 이에 따라, 그림 21과 그림 22는 물성치 최적화 설계에 따른 열전달 흐름 개념도와 이를 반영한 가변 열전도 라디에이터의 열해석모델을 보여주며, 표 6에 적용된 열·광학 물성치와 열모델 정보를 정리하였다. 기존의 Middle Layer는 고 강성이면서 열전도가 낮은 티타늄(Titanium)을 기반으로, 액체금속이 채워지는 저장소 위치에는 부분적으로 정사각형의 구리블럭으로 대체하였으며, 구리블럭을 사이로 액체금속과 Test Heater 즉, 탑재장비를 모사하는 발열장비가 위치하게 된다. 또한, Top Layer를 구리 층으로 대체하여 방열면의 표면 전체에 열전달을 용이하게 하여 온도구배를 최소하고자 하였다. 또한, 라디에이터 내부는 흡수율과 방사율이 낮은 Silver Coating으로 처리하여 저온환경에서의 복사에 의한 열전달을 최소화 하고자 하였으며, 라디에이터의 표면을 방사율의 높은 Black Paint를 처리하였다.

물성치 최적화가 반영된 가변 열전도 라디에이터의 개발모델을 보정된 시편모델과 열해석 결과를 비교한 결과는 그림 23에서 보이는 것과 같이, 개발모델의 탑재장비를 모사하는 시험용 히터의 온도가 시편모델에 비해 약 5.3℃ 더 낮아진 것으로 보아 방열이 효율적으로 전도되고 있음을 확인하였다. 추가적으로 저온환경에서의 라디에이터 내부에 처리하는 코팅의 흡수율/방사율에 따른 단열성능을 Black Paint와 Silver

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Coating으로 비교/분석한 결과, 1℃이상의 온도 차가 나지 않아 열제어 성능에는 큰 영향을 미치지 않는 것으로 확인되었다. 이는 라디에이터의 상하부의 온도 차가 크지 않아 복사에 의한 열전달이 미미한 것으로 보여지며, 우주 열환경에서 운용되는 위성체의 구조체에 티타늄과 같은 열전도율이 낮은 재질을 적용한 라디에이터를 기준으로 위성체 내부와 외부의 온도 차가 발생할 경우에는 복사에 의한 열전달 영향을 고려하지 않을 수 없을 것이다.

부가적인 설명으로 개발모델에 적용된 티타늄은 같은 강도의 강철보다 43%나 가볍고, 합금은 알루미늄 합금에 비해 2배나 강하며, 내부식성이 높은 금속으로 특히 항공기 제작에 많이 사용되는 금속이다. 특히나 티타늄의 열전도율은 21.9W/m-K으로 알루미늄의 0.13배로 낮은 것이 특징이며, 이와 같은 물리적 특징은 본 논문에서 제안하는 가변 열전도 라디에이터의 개발모델에 단열모드를 위한 열제어 설계와 향후 개발모델의 제작 가능성을 고려하여 적용하게 되었다[49].

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

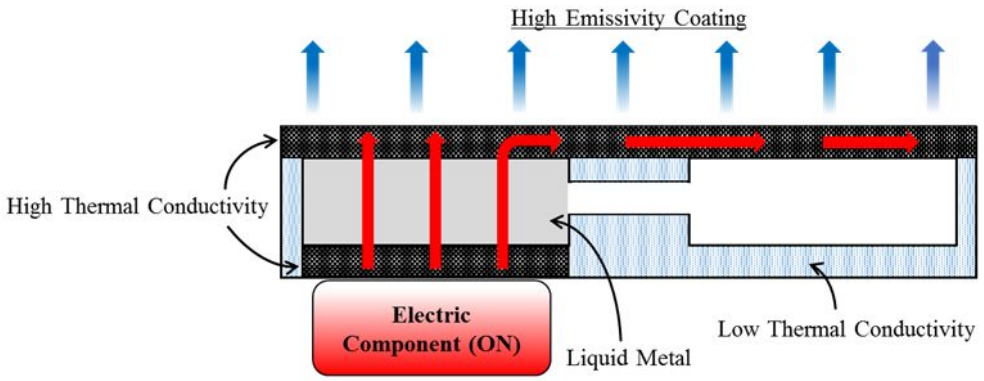


Fig. 21 Schematic Configuration of Heat Flow

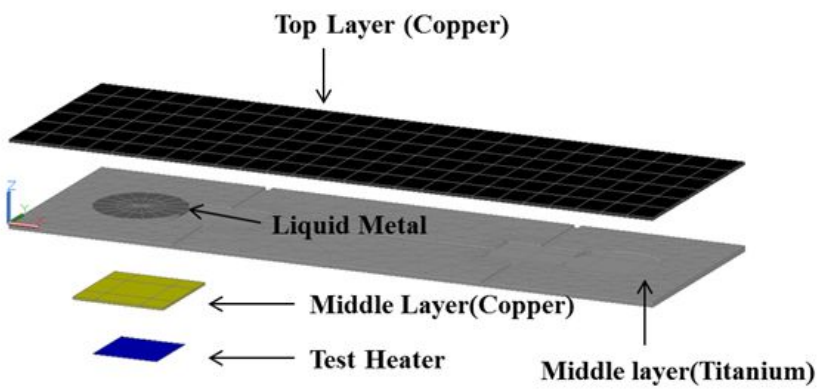


Fig. 22 TMM of Optimization Design

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

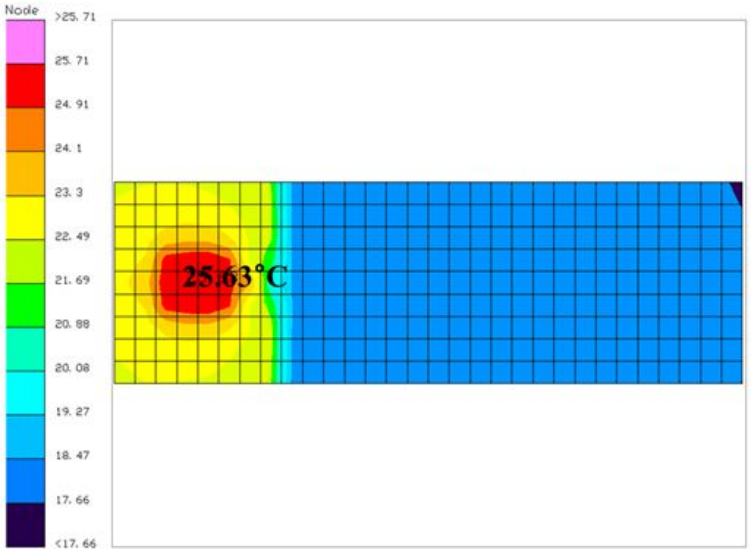
Table 6 Thermo-properties for Optimization Design

Material Thermal Properties	Thermal Conductivity [W/m-K]	Density [kg/m^3]	Specific Heat [J/kg-K]
Titanium	21.9	4430	0.145
Copper	385.0	8930	384.4
Liquid Metal	16.5	6440	376.0

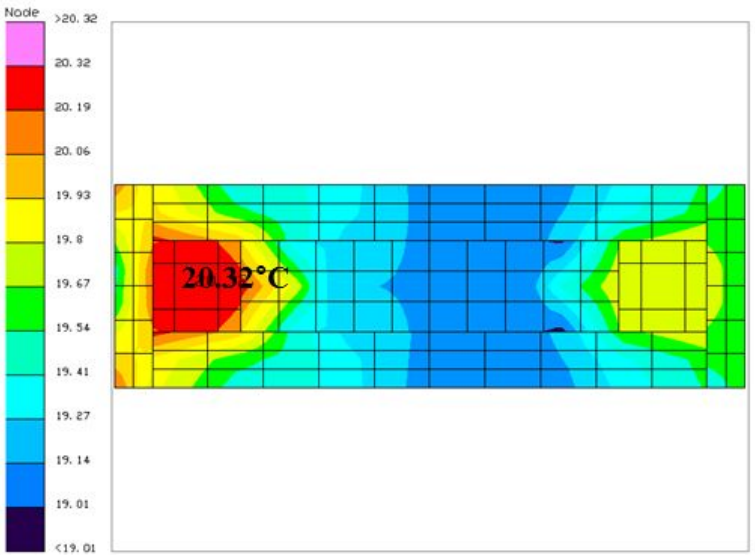
Surface Optical Property	Solar Absorptivity	IR Emissivity
Black Paint	0.86	0.86
Silver Coating	0.04	0.02

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) Before Optimization Design



(b) After Optimization Design

Fig. 23 Thermal Analysis Results for VCR with Optimization Design

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

제 5 장 가변 열전달 라디에이터를 적용한 위성체 열해석

제 1 절 위성체 열해석 모델

본 절에서는 가상의 위성체를 모사하여 50W의 고 발열 탑재장비를 본 논문에서 제안하는 가변 열전도 라디에이터와 기존에 위성에 흔히 적용되는 수동형 라디에이터 즉, 위성체의 구조체인 알루미늄 허니콤 패널에 고 방사율의 코팅을 처리한 라디에이터에 적용하여 고온과 저온환경에서의 열제어 성능을 비교 및 분석하였으며, 이를 통해 가변 열전도 라디에이터의 열제어 효율성을 확인하고자 하였다.

가변 열전도 라디에이터의 상기 제 4장 3절에서 제안한 개발모델의 열설계 개념을 반영하였으며, 이와 비교 대상인 기존의 라디에이터(Conventional Radiator)는 그림 24와 같이, 벌집 모양의 심재 양면에 알루미늄 판을 붙인 패널로 가볍고 강도가 우수한 것이 장점으로 위성체의 구조체로 흔히 적용되는 패널의 표면에 고 방사율의 표면 코팅으로 처리하는 방식이며, 이는 알루미늄의 높은 열전도율 특성으로 수평방향으로의 열전도는 우수하지만, 벌집 모양의 심재는 수직방향으로의 열전도는 낮은 이방성 열전도를 특징으로 한다.

열해석에 적용한 두 라디에이터의 내부 구성은 그림 25에서 비교한다. 두 라디에이터는 동일한 방열면적인 0.232㎡을 기준으로 기존에 흔히 위성체의 패널로 사용되는 알루미늄 허니콤 패널(Aluminium Honeycomb Panel)의 구성인 15.1㎜의 심재 양면에 0.4㎜의 알루미늄 판을 붙인 구조체 형태로 가정하여 동일한 구성, 두께 및 크기의 가변 열전도 라디에이터를 구축하였다. 이에 가변 열전도 라디에이터는 높이 15.1㎜의 액체금속 저장소를 마련하였으며, 물성치의 최적화 설계를 수행한 개발모델의 열설계를 반영하여 방열면 표면은 0.4㎜의 구리 층을, 위성체 내부 즉, 탑재장비가 장착되는 방열면의 바닥면은 부분적으로 구리블럭 그리고 그 외에는 단열을 위해 열전도도가 낮은 티타늄을 적용하였다.

두 라디에이터를 적용한 위성의 열해석모델은 그림 26과 같다. 라디에이터가 적용된 위성체에 방열 유효면적 0.232㎡을 제외하고는 MLI로 단열 처리하였으며, 심우주(Deep

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Space)를 모사하는 주변 환경을 -270℃로 설정하여 위성체와 열교환을 하는 환경을 구축하였다. 열해석에 사용된 열·광학 물성치는 표 7에 정리하였다. 위성 구조체의 내부와 탑재장비는 흑색페인트로 처리하여 위성 내부의 열적 온도구배를 최소화하였다. 열해석 조건은 표 8에 정리한 바와 같이, 저온과 고온에 대하여 두 가지 경우에 대해여 수행하였다. 라디에이터가 적용된 패널을 제외한 위성체의 7면체(Spacecraft's Structure)에는 경계온도조건(Boundary Condition)으로 설정하여 고온 및 저온환경에서의 위성체의 온도를 모사한 열해석을 수행하였으며, 위성체의 온도는 고온조건에서 +45℃, 저온조건에서 -15℃로 가정하여 해석을 수행하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

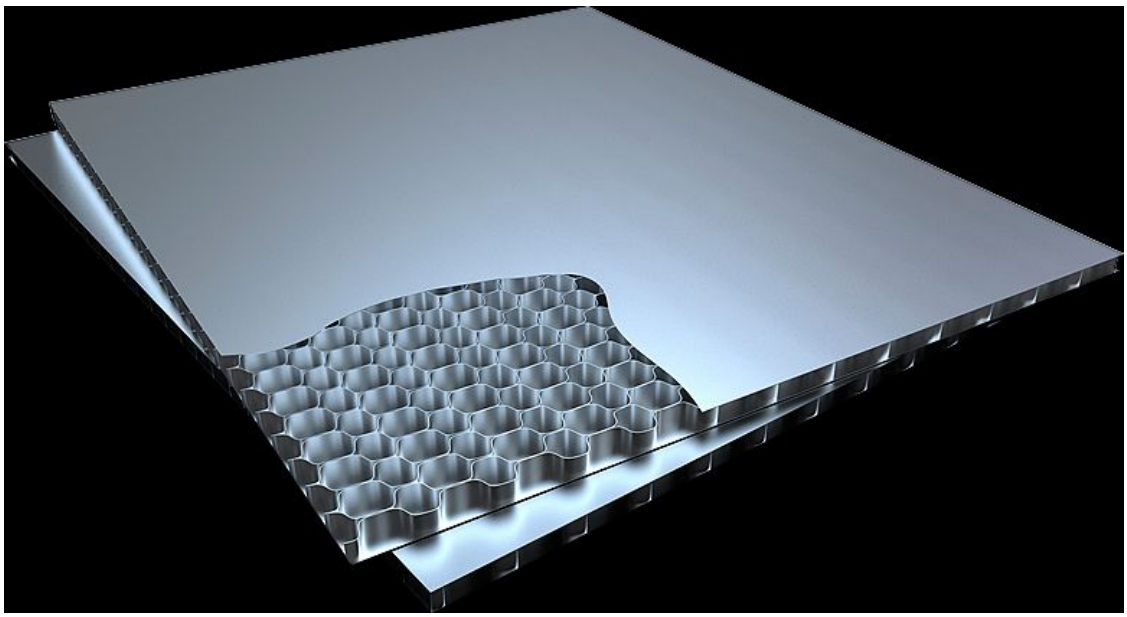
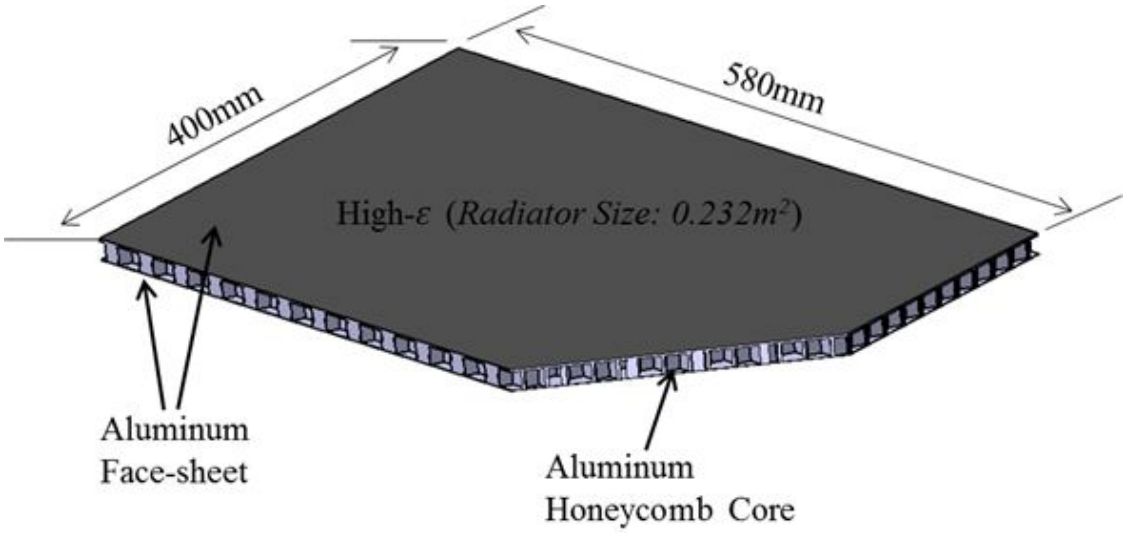


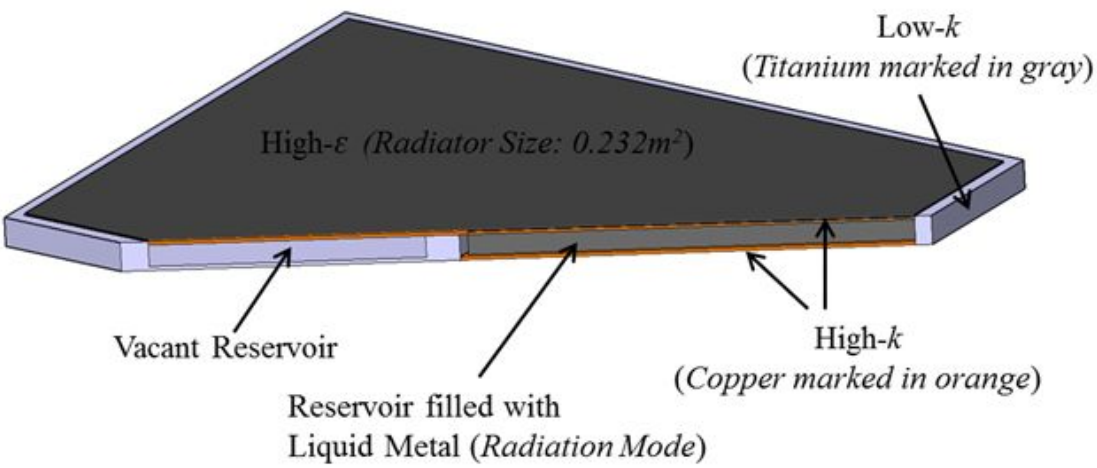
Fig. 24 Configuration of Aluminum Honeycomb Panel[50]

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) Conventional Radiator

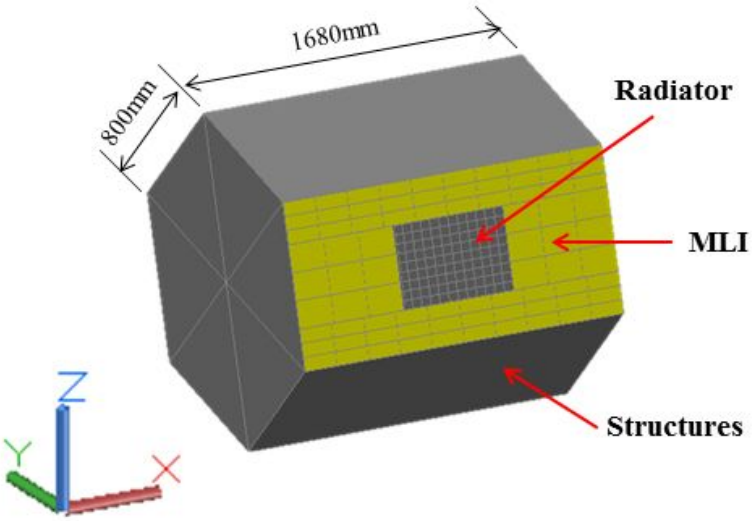


(b) Variable Conductance Radiator

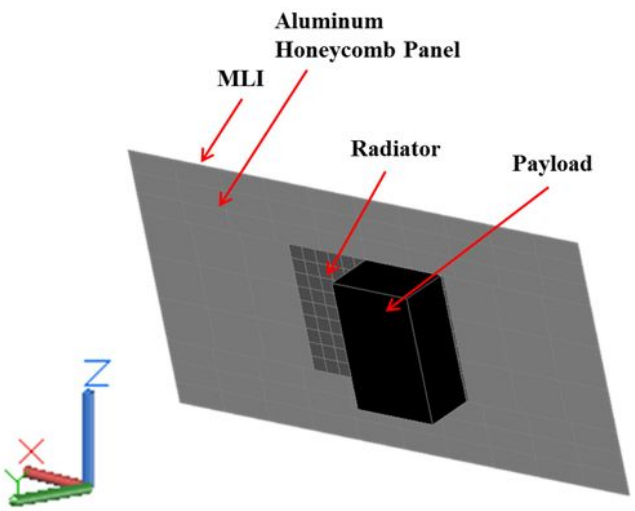
Fig. 25 Design Schematic of Conventional Radiator and Variable Conductance Radiator

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) External View



(b) Internal View

Fig. 26 Thermal Mathematical Model of Spacecraft applied Radiator

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 7 Thermo and Optical Properties for Analysis of Spacecraft

Material	Thermal Conductivity [W/m-K]	Density [kg/m^3]	Specific Heat[J/kg-K]
Titanium	21.9	4430	540
Copper	391.2	8860	390
Galinstan	16.5	6440	376
Aluminum Face-sheet	167.9	2770	879.2
Aluminum Honeycomb Core	3.0	380	800
Parameter	**Solar Absorptivity**	**IR Emissivity**	**a/e**
Radiator	0.24	0.79	0.304
MLI	0.87	0.82	1.061
Black Paint	0.95	0.87	1.092

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Table 8 Thermal Analysis Case Condition

Analysis Case	Hot Case	Cold Case
Initial Temperature	0°C	
Deep Space	-270.42°C	
Spacecraft's Structure	+45°C	-15°C
Heat Dissipation of Electric Component	50W	0W

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

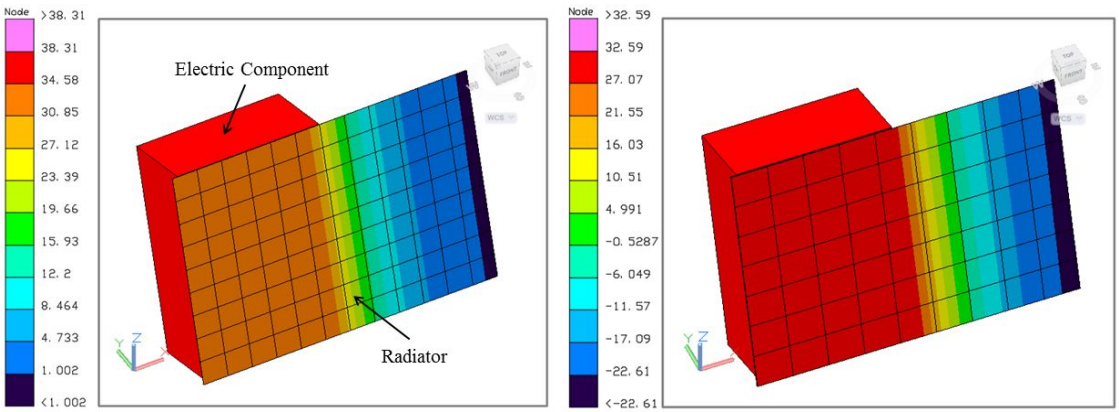
제 2 절 열해석 결과

가변 열전도 라디에이터와 기존의 수동형 라디에이터(Conventional Radiator)를 적용한 위성을 고온과 저온환경에서 비교 및 분석한 결과는 그림 27과 같다. 그림 27의 (a)는 고온 환경에서의 두 라디에이터를 비교한 온도 맵을 나타낸다. 가변 열전도 라디에이터는 라디에이터 내부의 액체금속의 위치에 따라 서로 다른 열저항을 갖는 특성으로 인해 패널의 온도구배가 크게 나는 것을 알 수 있다. 또한, 기존의 수동형 라디에이터와 비교하여 탑재장비(Electric Component)가 부착된 위치의 라디에이터의 온도가 더 낮아 탑재장비의 온도도 더 낮은 것을 확인하였으며, 이는 가변 열전도 라디에이터의 방열모드에서의 높은 열용량과 수직방향으로의 높은 열전도도로 탑재장비의 온도를 방출하는 것에 효과적임을 확인할 수 있다. 그림 27의 (b)는 저온환경에서의 탑재장비가 비 작동 상태일 때에 두 라디에이터를 비교한 온도 맵을 나타낸다. 가변 열전도 라디에이터의 단열모드로 인해 탑재장비가 부착된 위치의 라디에이터 온도가 매우 낮은 것을 알 수 있는데, 이는 패널 내부가 진공상태로 매우 낮은 열용량 상태이기 때문이며, 라디에이터 표면의 낮은 온도는 라디에이터 자체의 높은 열저항과 내부의 낮은 흡수율/방사율로 인해 탑재장비에 미치는 열 영향을 최소화하는 것이 가능함을 알 수 있다. 본 해석 결과, 탑재장비의 온도를 막대 그래프로 그림 28에 나타내었다. 고온 환경에서 가변 열전도 라디에이터는 기존의 수동형 라디에이터보다 탑재장비의 최고 온도가 5.72℃ 낮은 결과는 보였으며, 저온 환경에서는 최저 온도가 20.67℃ 높은 결과를 보였다. 결과적으로 궤도상에서 위성체가 고온/저온에서 각각 +45℃, -15℃일 때, 가변 열전도 라디에이터를 위성에 적용한다면 기존의 수동형 라디에이터보다 탑재장비의 온도변화 폭을 26.39℃ 좁힐 수 있어 탑재장비의 온도안정성을 더 확보하는 것이 가능하며, 또한 저온환경에서는 탑재장비의 효과적인 단열성능으로 저온에 대한 온도보상을 위한 추가적인 히터 설계를 불필요로하거나 히터 전력량을 최소화할 수 있음을 해석적으로 확인하였다.

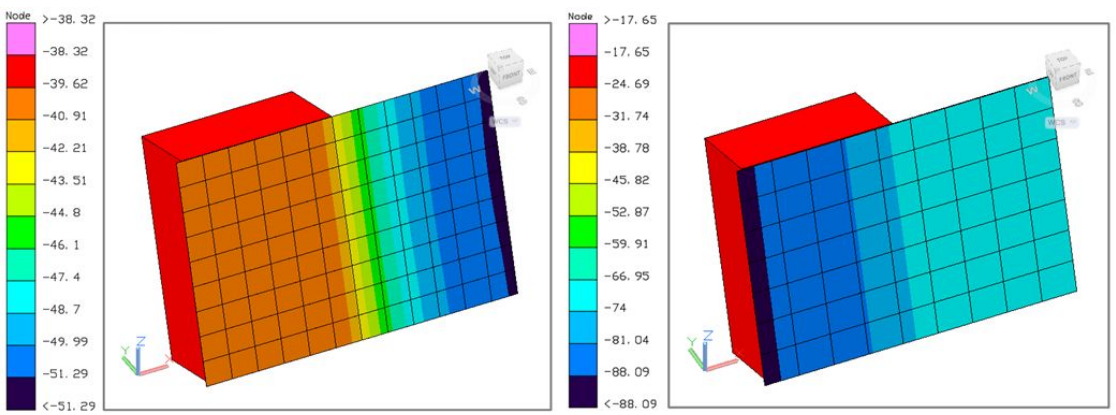
이와 같이, 극심한 온도변화를 겪는 위성에 본 논문에서 제안한 가변 열전도 라디에이터를 적용할 경우, 열제어 목표물의 온도에 따라 방열면의 성능 및 열특성을 가변함으로써 기존의 수동형 라디에이터 보다 효율적인 위성 열제어가 가능함을 해석적으로 검증하였다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a)Hot Case (Left: Convectional Radiator, Right: Variable Conductance Radiator)

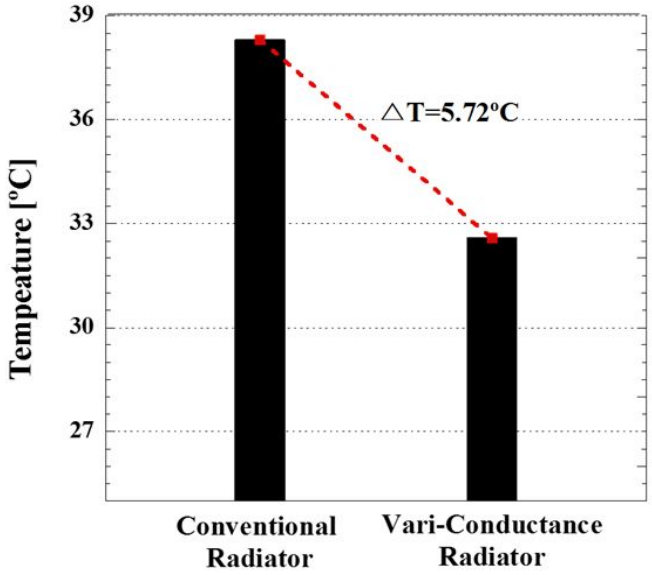


(b)Cold Case (Left: Convectional Radiator, Right: Variable Conductance Radiator)

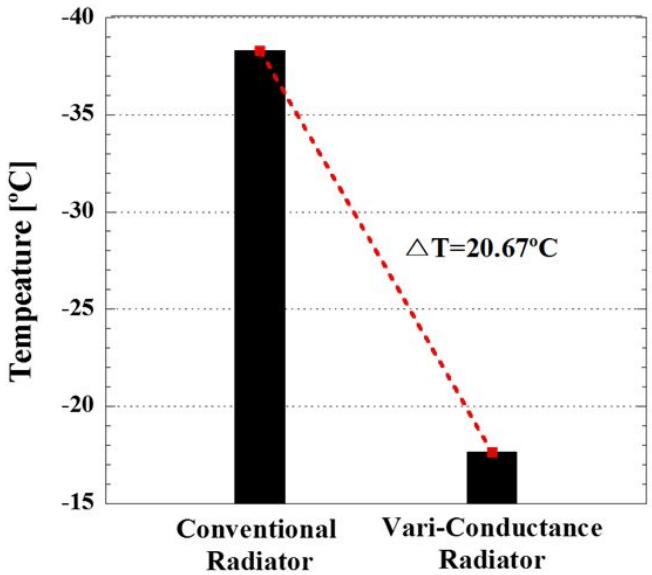
Fig. 27 Thermal Contour Map of Thermal Analysis Results

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY



(a) Hot Case



(b) Cold Case

Fig. 28 Thermal Analysis Results w.r.t Comparison between Conventional Radiator and Variable Conductance Radiator

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

결 론

기존의 수동형라디에이터는 고정된 높은 방사율로 위성 내부의 폐열을 방출하는 수동적인 열제어 방식으로 저온환경에서도 지속적인 방열에 의한 열손실이 발생하는 단점이 있다. 이를 해결하기 위해 우수한 열특성으로 미래 유체시스템의 대체 냉각재로 주목받고 있는 액체금속을 이용한 우주용 가변 열전도 라디에이터를 제안하였으며, 이에 대해 기본 특성시험을 수행하였으며, 열해석 기반의 위성 열제어 성능 향상 설계 및 성능 검증을 해석적으로 검증하였다.

기존에도 라디에이터를 온도에 따라 능동적으로 방열 성능을 가변하기 위한 기법은 다양한 형태로 연구되어져 왔으며, 그 중 루버 형태의 기계적인 구동부를 적용한 방열면의 개폐 방식의 능동형 라디에이터인 온도 조절창(Thermal Louver)가 대표적이다. 본 연구에서 제안하는 가변 열전도 라디에이터는 라디에이터 구조체 내부에 열전달 매체의 유동함으로써 구조체 자체의 열특성인 열저항을 가변하는 방식이며, 현존하는 액체 중 가장 높은 열용량와 열전도도를 갖는 액체금속을 열전달 매체로 이용하여 열제어에 매우 효율적인 열유체 시스템을 제안하였다.

본 논문에서는 가변 열전달 라디에이터의 실험실 수준의 시편을 제작하여 열전도 가변을 위한 구동 방식으로 액체금속이 갖는 높은 전기전도성을 활용한 MHD 펌프를 적용하여 시험을 수행하였으며, 낮은 구동 전력과 높은 구동 재현성을 확인하였다. 본 실험을 통해 액체금속의 유동에 따른 가변 열전도 라디에이터의 열전도 가변에 따른 열적 거동을 실험적으로 검토하였다. 가변 열전도 라디에이터는 열전도 즉, 열저항의 가변으로 고온 환경에서는 액체금속이 갖는 높은 열용량과 열전도도로 탑재장비의 열을 효율적으로 축열 및 방출하며, 저온환경에서는 진공상태에 의한 높은 열저항으로 외부 저온환경으로부터 탑재장비의 온도손실을 방지한다. 이러한 운용개념을 각각 방열모드와 단열모드로 정의하였으며, 이러한 열제어 운용개념을 시편을 통해 실험적으로 검토한 결과, 액체금속의 유동에 따라 시편의 열저항은 약 2.76배 차이를 가지는 것을 확인하였으며, 방열모드에서 약 6.2그램의 소량의 액체금속만으로도 탑재장비의 운용 시 발열을 약 9℃ 정도 냉각하는 것이 가능함을 확인하였다.

또한, 시편의 성능시험에서 획득한 온도데이터로부터 보정된 수학적 열해석모델(TMM)을 구축하고, 이를 통해 실험적으로 검토하지 못한 열설계 요소에 대하여 해석적

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

으로 검토하였으며, 가변 열전달 라디에이터의 물성치 최적화 설계를 수행하였다. 최종적으로는 가변 열전도 라디에이터가 위성에 적용되었을 때에 기존의 고정된 열·광학 물성치의 수동형 라디에이터(Conventional Radiator)와 비교하여 저온과 고온 환경에서의 열적 거동을 비교/분석함으로써 가변 열전도 라디에이터의 효율적인 위성 열제어에 대한 유효성을 검증하였다. 해석은 심우주를 모사한 환경에서 위성체 온도가 고온/저온환경에서 각각 +45℃/-15℃ 일 때를 가정하여 해석한 결과, 가변 열전도 라디에이터가 적용된 탑재장비의 온도를 수동형 라디에이터에 적용되었을 때와 비교하여 온도변화 범위를 약 26.39℃ 줄일 수 있음을 확인하였다. 이로써 가변 열전도에 의한 탑재장비의 보다 열적 안정성을 확보하는데 유리하며 극심한 온도변화를 겪는 궤도상에서 효율적인 열제어가 가능함을 해석적으로 검증하였다.

향후, 해석 결과를 토대로 최적화 설계가 수행된 개발모델에 대한 열성능 시험을 수행할 계획이며 실제 궤도상에서의 운용을 위해, 무중력 상태에서의 액체를 제어하기 위한 추가적인 설계 연구가 수행되어야 한다. 더 나아가, 액체금속의 유동을 좀 더 정밀하게 제어할 수만 있다면 탑재장비의 온도를 보다 정밀하게 제어할 수 있어 보다 효율적인 위성 열제어 효과를 기대할 수 있을 것으로 판단된다.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【참 고 문 헌】

1) B. S. Hyun, H. G. Kim, and J. J. Lee, "Technological Trends in Spacecraft Thermal Control Subsystem", Journal of the Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 5, No. 1, 2007, pp.32-38.
2) D. G. Gilmore, "Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume 1: Fundamental Technologies", The Aerospace Corporation, 2nd Edition, 2002.
3) H. W. Ha, "Design and Performance Evaluation of Thermal Control for MEMS-base Charged Particle Type Variable Emissivity Radiator", The Master's Thesis in Chosun University, 2015.
4) W. Biter, S. Oh, and S. Hess, "Electrostatic Switched Radiator for Space Based Thermal Control", Proceedings of 2002 AIP Conference, 2002, pp.65-72.
5) R. Osiander, S. L. Firebaugh, J. L. Champion, D. Farra, and M. A. G. Darrin, "Microelectromechanical Device for Satellite Thermal Control", Journal of The IEEE Sensors, Vol. 4, No. 4, 2004, pp.525-530.
6) D. Farra, W. Schneider, R. Osiander, J. L. Champion, M. A. G. Darrin, D. Douglas, and T. D. Swanson, "Controlling Variable Emittance (MEMS) Coating for Space Applications", Inter Society Conference on Thermal Phenomena, Vol. 8, 2002, pp.1020-1024.
7) S. H. Han, S. J. Kang, H. U. Oh, and T. G. Kim, "Performance Verification of MEMS Variable Emissivity Radiator for Spacecraft Thermal Control System", Proceedings of The 29th IEEE International Conference of Micro Electro Mechanical Systems (MEMS), 2016.
8) K. Shimazaki, A. Ohnishi, and Y. Nagasaka, "Development of Spectral Selective Multilayer Film for a Variable Emittance Device and Its Radiation Properties Measurements", Proceedings of The 16th European Conference Thermophysical Properties, London in United Kingdom, 2002.
9) S. Tachikawa, K. Shimazaki, A. Ohnishi, H. Hirosawa, Y. Shimakawa, A. Ochi, A. Okamoto, and Y. Nakamura, "Smart Radiation Device based on a Perovskite Manganese Oxide", Proceedings of The 9th International Symposiumon

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

Materials in a Space Environment, Noordwijk, Netherlands, 2003.

10) S. W. Han, B. S. Choi, T. H. Song, S. J. Kin, and B. J. Lee, "Experimental Investigation on Variable Emittance Material Based on (La,Sr)MnO_3", Journal of The Korean Society of Mechanical Engineers Vol. 37, No. 6, 2013, pp.583-590.

11) V. V. Vlassov, F. L. Sousa, A. P. C. Cuco, and A. J. S. Neto, "New Concept of Space Radiator with Variable Emittance", Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, Vol. 32, No. 4, 2010, pp.400-408.

12) V. V. Vlassov, A. T. Santos, "Experimental Results of VESPAR Space Radiator Development Model", Proceedings of The 20th International Congress of Mechanical Engineering, 2009.

13) A. V. Zrodnikov, A. D. Efanov, and Y. I. Orlov, "Heavy Liquid Metal Coolant: Lead-bismuth and Lead-technology", Journal of The Atomic Energy, 2004, pp.534-537.

14) A. E. Waltar, and A. B. Reynolds, "Fast Breeder Reactors", 1981.

15) R. Dean, D. Harris, A. Palkar, and G. Wonacott, "Liquid Metal filled Micro Heat Pipes for Thermal Management of Solid-state Devices", Journal of The Industrial Electronics, IEEE Transactions, Vol. 59, No. 12, 2012, pp. 4888-4894.

16) M. Hodes, R. Zhang, L. S. Lam, R. Wilcoxon, and N. Lower, "On the Potential of Galinstan-Based Minichannel and Minigap Cooling", Journal of The IEEE Transactions of Components, Packaging and Manufacturing Technology, Vol.4, No.1, 2014, pp.46-56.

17) R. Zhang, and M. Hodes, "Thermo-fluid Characteristics of a Minichannel Heat Sink Cooled with Liquid Metal", Proceeding of The 29th IEEE Semiconductor Thermal Measurement & Management Symposium, San Jose in California, 2013, pp.159-166.

18) R. Zhang, and M. Hodes, "High Heat Flux, Single-Phase Microchannel Cooling", Proceeding of The 30th IEEE Semiconductor Thermal Measurement & Management Symposium, San Jose in California, 2014, pp.1-7.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

19) M. Faraday, “Experimental Researches in Electricity”, Phil. Trans., Vol. 15, pp.175, 1832.

20) R. Wilcoxon, “A Compliant Thermal Spreader with Internal Liquid Metal Cooling Channels”, Proceeding of The 26th IEEE Semiconductor Thermal Measurement & Management Symposium, San Jose in California, 2010, pp.210-217.

21) U. Ghoshal, D. Grimm, S. Ibrani, C. Johnston, and A. Miner, “High-Perform ance Liquid Metal Cooling Loops”, The 21st IEEE Semi-conductor Thermal Measurement & Management Symposium, CA, USA, 2005.

22) W. Irshad, and D. Peroulis, “A Silicon-Based Galinstan Magnetohydrodynamic Pump”, Proceeding of The Power MEMS 2009, Washington DC, USA, 2009, pp. 127-129.

23) M. Kunquan, and L. Jing, “ Liquid Metal Cooling in Thermal Management of Computer Chips”, Frontiers of Energy and Power Engineering in China, Vol. 1, Issue 4, 2007, pp.348-402.

24) M. Kunquan, and L. Jing, “Heat-driven Liquid Metal Cooling Device for the Thermal Management of a Computer Chip”, Journal of Physics D: Applied Physics, Vol. 40, No. 15, 2007, pp.4722-4729.

25) Timothy, D. P., Steven, G. R., Mark J. W., David, J., Brent A. C., and Douglas P. B., “Thermal Desktop User’s Guide”, 2006.

26) Timothy, D. P., Steven, G. R., Mark J. W., David, J., Brent A. C., and Douglas P. B., “Sinda/Fluint User’s Guide”, 2006.

27) https://en.wikipedia.org/wiki/Field%27s_metal

28) Geratherm Medical AG, Galinsatn Safety Data Sheet, Jul. 20. 2011. [Online]. Available: http://www.rgmd.com/msds/msds.pdf

29) T. Liu, P. Sen, and C. J. Kim, “Characterization of Nontoxic Liquid-Metal Alloy Galinstan for Applications in Microdevices”, Journal of Microelectromechanical Systems, Vol. 21, No. 2, 2012, pp.443- 450.

30) U. Ghoshal, D. Grimm, S, Ibrani, C. Johnston, and A. Miner, “High-Performance Liquid Metal Cooling Loops”, Proceedings of The 21th IEEE Semiconductor Thermal Measurement & Management Symposium, San Jose in

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

California, 2005.

31) J. H. Kim, H. Y. Jun, and K. H. Yang, "A Study of Analytic Method and Numerical Simulation for Conceptual Design of Bus Radiator and Heater Power of COMS(Communication, Ocean and Meterological Satellite)", Journal of Computational Fluids Engineering, Vol. 10, No. 3, 2005, pp.63-69.

32) D. J. Scheeres, F. Marzari, L. Tomasella, and V. Vanzani, "ROSETTA Mission: Satellite Orbits around a Cometary Nucleus", Journal of Planetary and Space Science, Vol. 46, Issues 6-7, 1998, pp.649-671.

33) M. Domingo, J. J. ramirez, "Mechanical Design and Test of ROSETTA Plat for Louvers", Proceedings of The 10th European Space Mechanism and Tribology Symposium, San Sebastian, Spain, 2003, pp.239-292.

34) D. H. Yoo, G. H. Kim, and J. S. Kwak, "The Establishment of the Network for the MHD Study on Liquid Metal Flow of a Fast Reactor between UNIST and ANL", The Project Report by UNIST LMMHD Lab and ANL MHD Research Group, 2013.

35) J. W. Choi, "Laterally Driven Electromagnetic Micropump", The Master Course Thesis in Pusan National University, 2007.

36) S. Lim, and B. Y. Choi, "A Study on the MHD(Magetohydrodynamic) micropump with Side-walled Electrodes", Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 23, 2009, pp.739-749.

37) S. Y. Choi, and H. R. Kim, "MHD Behavior of Liquid Metal Coolant in Fast Reactor", A Trends/Research Report, Ulsan National Institute of Science and Technology (UNIST), 2013.

38) 김동화, "전자펌프의 원리 및 기술 개발 현황", 특집 : 직선 운동형 전동기, 한국에너지연구소.

39) J. J. Lee, H. K. Kim, and B. S. Hyun, "The Correlation of Satellite Thermal Mathematical Model using Results of Thermal Vacuum Test on Structure-Thermal Model", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 37, No. 9, 2009. pp.916-922.

40) E. Anglada, and I. Garmendia, "Correlation of Thermal Mathematical Models for Thermal Control of Space Vehicles by Means of Genetic Algorithms", Journal of Acta Astronautica, Vol. 108, 2015, pp.1-17.

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

41) E. W. Grob, “Thermal Model Correlation of a Geosynchronous Weather Satellite”, Proceedings of the 46th International Conference on Environmental Systems, 2016, Vinenna, Austria.
42) R. M. Amundsen, J. A. Dec, and B. E. George, “Aeroheating Thermal Model Correlation for Mars Global Surveyor (MGS) Solar Array”, AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 42, No. 3, 2005, pp.464-473.
43) 배성호, “패시브하우스 콘서트: 낸낭방비는 1/10로, 쾌적함은 두 배로, 유쾌한 패시브하우스 건축의 모든 것”, 주택문화사, 2014.
44) S. E. Kalnæs and B. P. Jelle, “ Vacuum Insulation Panel Products: A State-of-the-art Review and Future Research Pathways”, Journal of the Applied Energy, Vol. 116, No. 1, 2014, pp.355-375.
45) H. Simmler, and S. Brunner, “Vacuum Insulation Panles for Building Application: Basic Properties, aging Mechanisms and Service Life”, Vol. 37, Issue 11, 2005, pp.1122-1131.
46) K. G/ Wakili, R. Bundi, and B. Binder, “Effective Thermal Conductivity of Vacuum Insulation Panels”, Journal of the Building Research and Information, Vol. 32, Issue 4, 2004, pp.293-299.
47) J. Fricke, H. Schwab, and U. Heinemann, “Vacuum Insulation Panels - Exciting Thermal Properties and Most Challenging Applications”, International Journal of Thermophysics, Vol. 27, No. 4, 2006, pp.1123-1139.
48) J. Fricke, and H. Schwab, and U. Heinemann, “Vacuum Insulation Panels-Exciting Thermal Properties and Most Challenging Application”, International Journal of Thermophysics, Vol. 27, Issue 4, 2006, pp.1123-1139.
49) https://en.wikipedia.org/wiki/Titanium
50) www.cospal.com/honeycomb.html

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【연 구 실 적】

<해외 논문>

1. Soo-Jin Kang, Hyun-Ung Oh, "**On-orbit Thermal Design and Validation of 1U Standardized CubeSat of STEP Cube Lab**", International Journal of Aerospace Engineering, Vol 2016, 2016

<국내 논문>

1. **강수진,** 정현모, 오현웅, "**영구자석 안정화 자세제어 방식이 적용된 큐브위성의 열적 특성분석**", 항공우주시스템공학회지, 제 7권 제 3호, 26-32, 2013
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. **강수진,** 하헌우, 오현웅, "**우주기반기술 검증을 위한 극초소형 위성 STEP Cube Lab.의 궤도 열해석**", 한국항공우주학회지, 제 42권 제 9호, 795-801, 2014
4. 하헌우, **강수진**, 조문신, 오현웅 "**MEMS 기반 고체 추력기의 마이크로 점화기를 이용한 궤도 열제어**", 한국항공우주학회지, 제 42권 제 9호, 802-808, 2014
5. 하헌우, **강수진**, 한성현, 김태규, 오현웅, "**정전 구동형 MEMS 기반 가변 방사율 라디에이터의 광학 물성치 최적화 설계**", 한국항공우주학회지, 제 43권 제 2호, 149-155, 2015
6. **강수진**, 정현모, 서정기, 오현웅, "**큐브위성 STEP Cube Lab. 비행 모델의 열진공 시험을 통한 성능 및 열제어계 설계 검증**", 한국항공우주학회지, 제 43권 제 9호, 814-821, 2015
7. **강수진**, 하헌우, 한성현, 서정기, 오현웅, "**큐브위성 STEP Cube Lab.의 임무 탑재체 인증모델의 열진공시험 및 열모델 보정을 통한 궤도 열해석**", 한국항공우주학회지, 제 44권 제 2호, 156-164, 2016
8. 하헌우, **강수진**, 김태홍, 오현웅, "**위성 데이터 전송용 2축 짐벌식 X-band 안테나 구동용 전장품 APD 열 해석**", 항공우주시스템공학회지, 제 10권 제 2호, 1-6, 2016

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

9. 이명재, 박태용, **강수진**, 장수은, 오현웅, **"발사체 분리과정모사 및 단계별 영상 획득이 가능한 교육용 물로켓 CULV-1 개발 및 비행시험"**, 항공우주시스템공학회지, 제 10권 제 2호, 14-21, 2016

<학회 발표>

1. **강수진**, 정현모, 오현웅, **"영구자석 안정화 자세제어 방식이 적용된 큐브위성의 열적성능 분석"**, 항공우주시스템공학회 2013 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회, 2013. 5. 9
2. 정현모, 권성철, 이명재, 전수현, 박태용, **강수진**, 차진영, 오현웅, **"극초소형위성 TRANSCUBER의 시스템 개념설계"**, 항공우주시스템공학회 2013 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회, 2013. 5. 10
3. 권성철, 정현모, 하헌우, 한성현, 전수현, 이명재, 김영욱, **강수진**, 박태용, 차진영, 채봉건, 장수은, 오현웅, **"우주기초기술의 궤도검증을 위한 STEP Cube Lab.의 시스템 개념설계"**, 항공우주시스템공학회 2013 추계학술대회, 한국항공우주시스템공학회, 2013. 10. 31
4. 하헌우, **강수진**, 이창욱, 김태규, 오현웅, **"가변 방사율 라디에이터를 이용한 궤도 열제어"**, 항공우주공학회 2014 춘계학술대회, 항공우주공학회, 2014. 4. 17
5. 하헌우, 한성현, **강수진**, **"큐브위성 탑재를 위한 MEMS 기반 고체 추력기의 마이크로 점화기를 이용한 궤도 열제어"**, 제 2회 한국항공우주학회 학부생 논문대회, 한국항공우주학회, 2014. 4. 18
6. **강수진**, 오현웅 , **"큐브위성 STEP Cube Lab.의 궤도 열설계 및 열해석"**, 항공우주시스템공학회 2014 춘계학술대회, 항공우주시스템공학회, 2014. 5. 15
7. **강수진,** 하헌우, 한성현, 서정기, 오현웅, **"Verification of Functional Performance for STEP Cube Lab. Payloads through Thermal Vacuum Test"**, 한국우주과학회 2014 추계학술대회, 한국우주과학회, 2014. 10. 29
8. 한성현, **강수진**, 장수은, 오현웅, 이종광, 김태규, **"마이크로위성 탑재를 위한 MEMS 추력기의 환경시험"**, 한국추진공학회 2014 추계학술대회, 한국추진공학회, 2014. 12. 18
9. 정현모, 권성철, 하헌우, 전수현, 이명재, **강수진**, 박태용, 장수은, 채봉건, 전영현, 한성현, 전성용, 오현웅, **"큐브위성 STEP Cube Lab.의 비행모델 개발"**, 한국우주과학회 2015 춘계학술대회, 한국우주과학회, 2015. 4. 29

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

10. 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, 2015. 10. 29
11. **강수진**, 조문신, 이용근, 강석주, 김태규, 오현웅, **"액체금속을 이용한 우주용 열제어기 개발의 열해석 기반 연구"**, 항공우주시스템공학회 2015 추계학술대회, 한국항공우주시스템공학회, 2015. 11. 06
12. **강수진,** 정현모, 이용근, 강석주, 오현웅, **"극초소형위성 STEP Cube Lab. 비행모델의 열진공시험"**, 한국항공우주학회 2015 추계학술대회, 한국항공우주학회, 2015. 11. 20
13. 한성현, **강수진**, 오현웅, 김태규, **"전기력을 이용한 MEMS 기반 가변 방사율 라디에이터의 성능 검증"**, 한국항공우주학회 2015년 추계학술대회, 한국항공우주학회, 2015. 11. 20
14. **강수진**, 권성철, 이명재, 박태용, 채봉건, 장수은, 오현웅, 한상혁, **"우주핵심기술의 궤도검증을 위한 STEP Cube Lab.의 비행모델 개발 및 일련과정"**, 한국항공우주학회 2016 춘계학술대회, 한국항공우주학회, 2016. 4. 21
15. **강수진**, 김태규, 오현웅, **"액체금속 기반 가변 열제어 라디에이터의 실험적 유효성 검토"**, 한국항공우주학회 2016 추계학술대회, 한국항공우주학회, 2016. 11. 17
16. **강수진**, 권성철, 이명재, 박태용, 채봉건, 장수은, 오현웅, 한상혁, **"큐브위성 STEP Cube Lab.의 환경시험 및 결과분석"**, 한국항공우주학회 2016 추계학술대회, 한국항공우주학회, 2016. 11. 18

<특 허>

1. 오현웅, 김태규, **강수진**, **"액체금속을 이용한 열제어 장치 (10-2016-0082325)"**, 특허청, 출원

<수 상>

1. 정현모, 권성철, 이명재, 전수현, 박태용, **강수진**, 차진영, 오현웅, **"극초소형위성 TRANSCUBER의 시스템 개념 설계"** 항공우주시스템공학회 2013 춘계학술대회 우수논문 선정

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

2. 2013 큐브위성 경연대회 최종 개발팀 선정, 미래창조과학부
3. 권성철, 하헌우, 정현모, 한성현, 전수현, **강수진**, 이명재, 박태용, 차진영, 장수은, 채봉건, **"2013 창업 아이디어 공모전"**, 우수상
4. 하헌우, 한성현, **강수진**, **"2014 제2회 항공우주학회 학부생 논문 경진대회 준우수상"**, 한국항공우주학회
5. 이명재, 박태용, **강수진**, 장수은, **"2015 조선대학교 캡스톤디자인 경진대회 우수상"**, 조선대학교
6. 이명재, 박태용, **강수진**, 장수은, **"2015 제3회 항공우주학회 학부생 논문경진대회 준우수상"**, 한국항공우주학회

Collection @ chosun

조선대학교
CHOSUN UNIVERSITY

【감사의 글】

2012년 9월에 지도교수님께서 조선대학교로 부임하셨을 때가 엊그제 같은데, ‘큐브위성 경연대회’라는 대회를 연으로 교수님을 만나 많은 가르침을 받은 지가 어느덧 4년이라는 시간이 흘렀습니다. 진로에 고민이 많아 방황하던 학부 2학년 때, 교수님을 만나 위성이라는 새로운 분야에 흥미를 갖게 되었고, 무한한 열정으로 학생들을 지도해주셨던 교수님 덕분에 짧은 시간에 많이 성장할 수 있었습니다. 또한 애정과 진심으로 학생들을 항상 살뜰히 챙겨주시는 교수님 덕분에 학문적로도 도덕적으로도 성숙한 연구자로 성장하는데 큰 도움을 받았습니다. 앞으로도 살아가는데 교수님께서 가르쳐주신 것들 잊지 않고 어디에서든 필요한 사람, 사랑받는 사람이 되겠습니다. 매번 교수님의 기대에 미치지 못한 부족한 학생이었는데 항상 예쁘게 봐주시고 언제나 제 연구와 진로에 대한 조언 아끼지 않으신 오현웅 교수님께 너무 감사드립니다.

그리고 2012년 9월부터 맺어진 인연으로 함께 연구실에서 동거동락했던 원년멤버인 명재오빠, 성철오빠, 헌우오빠, 현모오빠, 수현언니, 태용이, 봉건이 덕분에 연구생활이 너무 즐거웠고 훌륭한 팀워크로 덕분에 좋은 성과도 많이 이룰 수 있었습니다. 하나둘씩 졸업하고 서로 다른 곳에서 새로운 시작을 하겠지만, 우리 원년멤버들만한 훌륭한 팀은 두 번 다신 없을 것 같습니다. 너무 고맙습니다. 앞으로도 무한한 성장을 기대하며 항상 기도하겠습니다. 항상 건강하고 행복하길 기도하겠습니다.

또한, 본 석사 논문 연구에 많은 도움주신 김태규 교수님께 감사드립니다. 항상 격려와 응원해주신 교수님 덕분에 무사히 석사 논문을 작성할 수 있었습니다. 아울러, 큐브위성 개발에 많은 도움주신 항공우주연구원의 한상혁박사님, 인공위성연구소의 서정기 박사님, 장태성 박사님, 열해석 교육에 힘써주신 국방과학연구소의 신소민 선임연구원님, 우주열평가 교육으로 많은 가르침 주신 쎄트렉아이의 장진수 선임연구원께도 감사 인사드립니다. 그리고 ‘위성개발 전문인력 양성 프로그램’에서 많은 가르침 주신 인공위성연구소의 신구환 팀장님, 최장수 센터장님께도 감사의 마음을 표합니다.

그리고 타지에서 고생한다고 항상 걱정해주시는 엄마, 아빠, 오빠 그리고 지금은 하늘에서 날 지켜주고 있는 우리 할머니, 너무 사랑합니다. 앞으로 더 좋은 딸, 동생, 손녀가 되겠습니다. 그리고 가장 가까이서 오랜 시간 내 옆을 지켜준 명재오빠. 서로의 연구를 위해 함께 고민하고 지지해준 오빠에게 너무 고맙고, 힘들 때마다 의지할 수 있는 든든한 버팀목이 되어준 덕분에 이렇게 석사도 잘 마무리 할 수 있었다는 말 전하고 싶습니다. 마지막으로 연구실을 지킬 남은 사람들, 그리고 신입생들의 앞날을 항상 응원하겠습니다. 그동안 저를 아끼고 사랑해주신 모든 분들께 다시 한 번 감사의 인사를 드립니다.

2016년 12월
강수진

Collection @ chosun