

적외선 우주망원경 냉각시스템 시험모델 열설계

양형석^{1†}, 김동락¹, 이병섭¹, 김건희¹, 이대희², 박수종³, 남옥원²
¹한국기초과학지원연구원, ²한국천문연구원, ³경희대학교

THERMAL DESIGN OF A PROTOMODEL SPACE INFRARED CRYOGENIC SYSTEM

Hyung Suk Yang^{1†}, Dong Lak Kim¹, Byoung-Seob Lee¹, Geonhee Kim¹,
Dae-Hee Lee², Soojong Pak³, and Uk-Won Nam²

¹Korea Basic Science Institute, Daejeon 305-333, Korea

²Korea Astronomy & Space Science Institute, Daejeon 305-348, Korea

³Kyung Hee University, Yongin 446-701, Korea

E-mail: yanghs@kbsi.re.kr

(Received July 22, 2005; Accepted March 9, 2006)

요 약

이 논문에서는 적외선 우주관측을 위한 냉각시스템 시험모델(PSICS, Protomodel Space Infrared Cryogenic System)의 설계를 위해 수행된 열해석 및 열설계 내용을 논의한다. 이 냉각시스템은 장래 진행될 위성 탑재용 적외선 우주 망원경의 냉각시스템 개발을 위한 예비연구를 위한 시스템이며, 테스트는 지상에서의 관측을 통해 수행된다. 냉각목표 온도는 80K이고, 80K에서 500mW의 냉각능력을 갖는 스티링 냉동기 1대가 냉각에 사용된다. 저열침입과 열부하의 바른 예측을 위해 냉각시스템의 전도, 복사 등의 각 열전달 모드에 대해 열부하를 산출하였고, 총 열부하는 복사열 차단 정도에 따라 42 ~ 149mW임을 알았다. 또한 냉각박스 표면의 온도분포는 0.12K 이하의 균일한 온도분포로 유지될 수 있음을 알았다. 이를 통해 80K에서 500mW의 냉동기를 이용하여 충분히 냉각시킬 수 있음을 확인하였다.

ABSTRACT

A Protomodel Space Infrared Cryogenic System (PSICS) cooled by a stirling cryocooler has been designed. The PSICS has an IR sensor inside the cold box which is cooled by a stirling cryocooler with refrigeration capacity of 500mW at 80K in a vacuum vessel. It is important to minimize the heat load so that the background thermal noise can be reduced. In order to design the cryogenic system with low heat load and to reduce the remained heat load, we have performed numerical analyses. In this paper, we present the design factors and the results obtained by the thermal analysis of the PSICS.

Keywords: PACS 07.20.Mc low-temperature equipment, PACS 07.87.+v space research instrument, PACS 95.55.Fw infrared telescope

[†] corresponding author

표 1. 해외의 적외선 관측 우주 미션.

미션	발사일	개발기관
IRAS (The Infrared Astronomical Satellite)	Jan. 26 1983	NASA, NiVR, SERC
COBE (The Cosmic Background Explorer)	Nov. 18 1989	NASA
IRTS (The Infrared Telescope in Space)	Mar. 18 1995	ISAS
ISO (The Infrared Space Observatory)	Nov. 17 1995	ESA
MSX (The Midcourse Space Experiment)	Apr. 24 1996	NRL, JHU/APL, IPAC
SWAS (The Submillimeter Wave Astronomy Satellite)	Dec. 5 1998	CFA, NASA
WIRE (The Wide Field Infrared Explorer)	Mar. 4 1999	IPAC, NASA/JPL
ODIN (a Swedish Small Satellite Project for Astronomical and Atmospheric Research)	Feb. 20 2001	SNSB, CSA, TEKES, CNES
MAP (Microwave Anisotropy Probe)	Jun. 30 2001	NASA/GSFC
Spitzer Space Telescope	Aug. 25 2003	NASA/JPL
ASTRO-F	2005 ~	ISAS
Planck (COBRAS/SAMBA)	~ 2007	ESA
Herschel	~ 2007	ESA
James Webb Space Telescope	~ 2010	NASA/GSFC
SPICA	2010 ~	ISAS
Darwin	2015 ~	ESA

1. 서론

우주개발에서 저온냉각은 액체산소 및 수소의 로켓 연료, 생명유지장치, 연료전지의 액체압송용 가스원으로 액화가스가 사용되면서 시작되었고, 미국(Dipirro & Kittel 1988), 일본(Fujii et al. 1996) 등 선진국에서는 극저온 냉각 적외선 탐사기술을 우주 개발 미션에 저온냉각기술을 도입하여, 우주 관측에 사용하고 있다. 표 1에 해외의 적외선 관측미션을 정리하였다. 우주미션에서의 저온냉각의 목적은 배경열잡음의 저감과 검출기감도의 향상에 있다. 이는 배경열잡음의 지표가 되는 흑체방사의 강도가 온도가 낮아짐에 따라 급격히 저하하는 것으로 저온냉각의 필요성을 이해할 수 있다. 우주공간은 절대영도이기 때문에 우주에서는 극저온이 필연적으로 얻어진다고 생각하는 경우가 있으나, 우주에서의 열전달 모드를 생각하면 이것이 잘못된 생각임을 알 수 있다. 우주에서는 방사에 의해 열전달이 일어나므로 인공위성은 태양과 지구로부터의 직접적 복사, 태양복사의 지구복사분, 이것들과 위성자체로부터의 방열과의 관계에 의해 복사열평형이 이루어진다. 이 결과 위성의 평형온도는 약 250K정도가 되어, 우주에 있어서도 저온을 얻기 위해서는 냉각 기술이 필요한 것을 알 수 있다.

저온냉각을 필요로 하는 미션으로는 실용위성에서의 검출기의 냉각과 우주 적외선 천체관측 등이 있다. 우주의 에너지 중 반 정도가 $0.7 \sim 1000\mu\text{m}$ 정도의 적외선으로서 방사한다. 그러나 지구대기에 의한 흡수 때문에 평지에서는 관측을 충분히 할 수 없어 대기가 얇은 높은 산, 항공기, 기구 등에서 관측이 이루어지고 있으나, 그 정도의 고도에서는 자체복사에 의해 완전히 자유롭게 못하므로 인공위성을 이용하여 관측하고 있다. 게다가 천체로부터 들어오는 적외선을 상온의 망원경으로 관측할 경우, 자체의 적외선 강도의 약 10^{-7} 정도에 지나지 않아 망원경 자체의 온도를 저하시켜 적외선 강도를 줄여야만 관측할 수 없다. 이와 같은 이유로 극저온으로 냉각된 궤도냉각적외선 망원경의 구상이 나오게 되었다. 극저온으로 냉각된 적외선 망원경은 기구망원경과 비교하여 수백 배 이상으

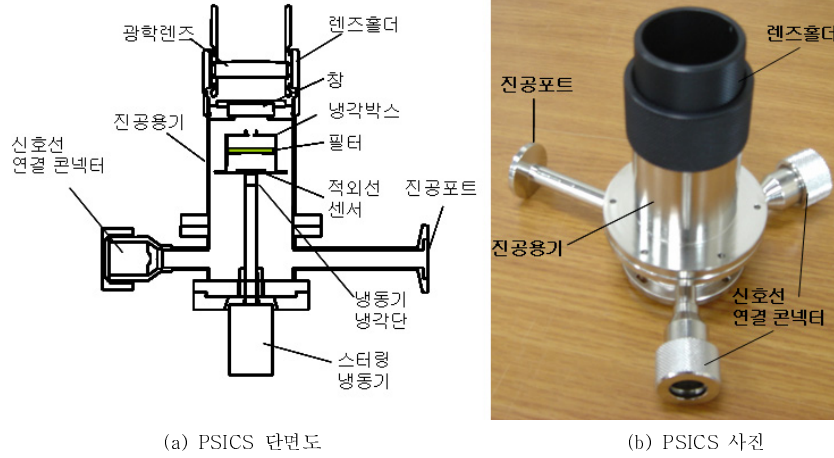


그림 1. PSICS 구조.

로 감도가 높아져 비교적 저온의 천체, 탄생기와 말기의 별, 성간가스, 은하중심부 등의 관측에 이용된다.

한국기초과학지원연구원에서는 한국천문연구원과 공동으로 적외선 우주 망원경 냉각시스템 개발을 목표로 하여 시험모델인 PSICS(Protomodel Space Infrared Cryogenic system)를 설계하였다. 적외선 우주 망원경 냉각시스템에는 액체헬륨 또는 액체질소와 같은 냉매를 사용하는 방법과 기계식 냉동기를 이용하는 방법(Narasaki & Tsunematsu 2000)이 있으나, 최근의 냉동기 기술개발로 문제가 되어 왔던 냉동기의 장기운전 신뢰성(Marquardt 2002)도 대폭 개선되었고, 액체냉매의 경우 냉매의 소비시간에 의해 관측이 종결되는 단점을 피하기 위해 본 연구에서는 스테링 냉동기(박성제 등 2003)를 이용한 80K 이하가 유지되는 냉각시스템 개발을 목표로 설계하였다. 이 논문에서는 적외선 센서 냉각을 위한 냉각시스템의 열설계를 위한 사양을 소개하고, 열부하 해석 결과를 논의한다.

2. PSICS 구조

적외선 우주 망원경 냉각시스템(PSICS)의 단면도를 그림 1a에, 냉동기 장착전의 PSICS 사진을 그림 1b에 나타내었다. PSICS는 적외선 센서(IR sensor)와 필터(Filter)를 냉각하기 위한 냉각계, 관측을 위한 광학계의 2부분으로 크게 나눌 수 있다. 냉각계는 냉각대상인 구리재질의 냉각박스(cold box)와 냉동기로 구성되고, 냉각박스는 냉동기의 냉각끝단(cold finger)에 부착되어 냉각된다. 그 냉각박스 속에 적외선 센서와 지름 25.4mm, 투과대역 3.8 ~ 4.8 μ m의 사파이어 재질인 필터가 부착되어 냉각박스는 적외선 센서의 최적 동작 온도인 80K로 냉각된다. 적외선 관측을 위한 광학계는 진공용기 상부에 두께 5mm 지름 25.4mm(유효지름 18.4mm)의 CaF₂ 재질의 창이 부착되고 그 위의 진공용기 외부에 부착된 렌즈 홀더(Lens holder)에 의해 두께 7.6mm, 지름 40mm(유효지름 32mm)인 저마늄(Germanium) 재질의 비구면 렌즈(Optical lens)가 고정된다. 진공용기 옆면에는 적외선 센서의 신호와 온도모니터를 위해 진공용 콘넥터(Electrical feed through)가 2개 부착되어 있고, 진공배기를 위한 포트(Vacuum pot)가 부착되어 있다. 표 2에 냉각시스템 구성요소를 정리하였다.

표 2. PSICS 구성요소.

구성요소	사 양
렌즈	재질 : 저마늄 지름 : 40mm (유효지름 : 32mm) 두께 : 7.6mm 특징 : 바깥쪽면 비구면
창	재질 : CaF ₂ 지름 : 25.4mm(유효지름 : 18.4mm) 두께 : 5mm 투과대역 : 0.19 ~ 7.2 μ m
필터	재질 : 사파이어 지름 : 25.4mm(유효지름 : 20.32mm) 두께 : 1.02mm 투과대역 : 3.8 ~ 4.8 μ m
적외선센서	배열크기 : 320 × 256 크기 : 12.2 × 9.8mm
냉동기	냉각능력 : 0.5W @ 80K

3. 열부하 산출

PSICS의 냉각대상은 적외선 센서와 필터가 내장되어 있는 냉각박스로, 냉각박스에서의 열부하 모드는 복사열침입, IR센서 신호선의 전도열침입 및 주울열(Joule heating), 적외선 센서의 자체발열이 있다. 이 중 IR센서 자체의 발열은 센서 고유의 특성으로 그 발열량은 30mW이다. 그러므로 PSICS의 효율적 냉각을 위해서는 복사와 신호선을 통한 열침입량을 줄여야 한다. 복사열침입을 줄이기 위한 방법으로 주로 사용되는 방법은, 적층단열재(MLI, Multi-Layer Insulation)를 사용하는 방법이 있다. 복사열침입은 적층단열재를 적층하였을 경우와 미적층하였을 경우를 비교검토하기 위해 2가지 경우에 대해 고려하여 산출하였다. 신호선의 열침입량은 구리 83%, 망간 13%, 니켈 4%로 구성되어 있는 망간인선의 사양을 이용하여 계산하였다.

3.1 복사열침입량

냉각박스에 적층단열재를 적층하지 않았을 경우의 진공용기로부터 냉각박스에 전달되는 복사열 침입량은 식 (1)과 같다.

$$Q_{Radiation} = \frac{\sigma (T_i^4 - T_j^4)}{\frac{1-e_i}{A_i e_i} + \frac{1}{A_i F_{i \rightarrow j}} + \frac{1-e_j}{A_j e_j}} \quad (1)$$

여기서 σ 는 Stefan-Boltzmann 상수($5.67 \times 10^{-8} \text{W/m}^2 - \text{K}^4$), T 는 온도, A 는 단면적, e 는 방사율(emissivity), $F_{i \rightarrow j}$ 는 형태계수(view factor) 그리고 아래첨자 i 와 j 는 각각 냉각시스템의 외부온도인 상온(300K)과 냉각박스의 온도인 저온(80K)을 나타낸다. 단면적과 방사율은 형상, 온도, 재질에 따라 정해지므로 복사열침입량을 구하기 위해서는 형태계수(Siegel & Howell 2002)를 구하여야 한다. 복사열 침입량 산출에 있어서 방사율은 흡수율과 같고 전 파장에 대해 일정하다는 회체개념으로 계산하였다. 계산에 사용한 방사율은 진공용기 0.11, Window 0.96, cold box 0.06(초전도저온공학핸드북, 일본저온공학협회 1993)이다. 그 결과 냉각박스에 적층단열재를 적층하지 않았을 경우의 냉각박스로 전달되는 복사열침입량은 116.5mW으로 산출되었고, 이것은 최대 복사열침입량에 해당한다.

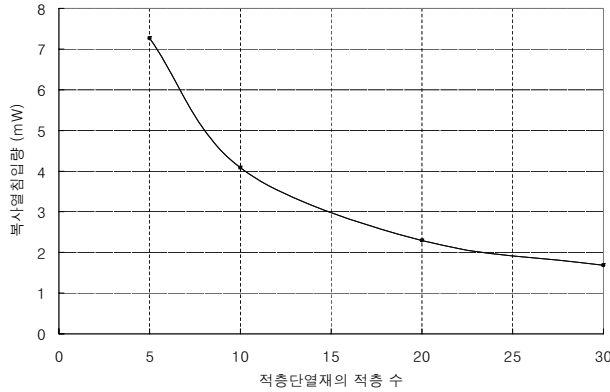


그림 2. 적층단열재의 적층수에 따른 복사열침입량의 변화.

표 3. 전기신호선(Manganin Wire) 열전도율과 저항.

	A (ϕ 0.127mm)	B (ϕ 0.203mm)	C (ϕ 0.254mm)
Thermal conductivity (W/m-K)	13 at 80K, 16 at 150K, 22 at 300K		
Resistance (Ohm/m)	36.5 at 77K	14.3 at 77K	9.13 at 77K
	38.8 at 298K	15.1 at 298K	9.69 at 298K

냉각박스에 적층단열재를 적층하였을 경우의 복사 열침입량은 식 (2)로 계산된다(김도형 등 2003). 식 (2)에서 N 은 적층단열재 적층 수, 아래첨자 S 는 적층단열재를 나타낸다. 식 (2)를 이용하여 계산한 결과를 그림 2에 나타내었다. 적층단열재의 적층수를 늘려감에 따라 복사열침입은 감소하고 30층 적층하였을 경우에는 1.7mW로 적층단열재를 적층하지 않았을 경우의 1/100 수준으로 낮출 수 있는 것을 알 수 있다.

$$Q_{Radiation} = \frac{\sigma (T_i^4 - T_j^4)}{\frac{1-e_i}{e_i A_i} + \frac{1}{A_j} \left(\frac{1}{e_j} + \frac{2N}{e_S} - N \right)} \quad (2)$$

그러나 이 경우는 적층단열재가 이상적으로 적층되었을 경우의 이론값으로 실제 적층시에는 적층 방식(김동락 등 2005), 적층밀도(Shibanuma et al. 1991) 등에 따라 다소 달라질 수 있다. 그러므로 설계에서는 계산치에 5배의 설계적용계수를 적용하여 적층단열재를 30층 적층시, 복사열침입량은 8.5mW으로 산출하였다. 이것은 복사에 의해 전달되는 최소열침입량이라고 할 수 있다.

3.2 IR 센서 신호선의 열부하

IR 센서의 전기신호선의 열부하는 상온으로부터 침입하는 전도열침입과 전기신호선에 전류가 흐르는 것에 의해 발생하는 주열열이 있다. 전도열침입은 식 (3)으로 계산되며, 계산에 사용한 지름이 다른 3종류의 신호선의 제작회사에서 제시한 열전도율과 저항을 표 3에 나타내었다.

$$Q_{conduction} = \frac{A}{l} \int_{80}^{300} \kappa dT \quad (3)$$

표 3에서 보인 것과 같이 열전도율은 온도함수이므로 전도열침입계산에는 식 (4)와

$$\kappa = 9.4156 + 0.0458T - 1.3 \times 10^{-5}T^2 \quad (4)$$

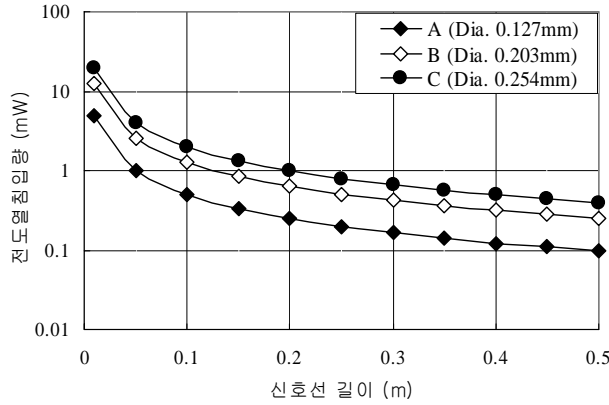


그림 3. 전기신호선의 길이에 따른 전도열 침입량.

표 4. PSICS의 열부하.

구분	열침입량	비고
복사	9mW (116mW)	적층단열재 30층 적층시 (적층단열재 미적층시)
IR센서 신호선 전도	3mW	11개 사용
IR센서 신호선 주울열	$< 10^{-2}$ mW	11개 사용
IR센서 발열	30mW	
전체열부하	42mW (149mW)	적층단열재 30층 적층시 (적층단열재 미적층시)

같은 2차식으로 환산하여 구하였고 A, B, C에 대한 각각의 결과를 신호선 길이에 대해 그림 3에 나타내었다. 그림 3에서 같은 재료의 신호선을 사용해도 지름이 작고 길이가 긴 경우에 전도열침입은 감소하는 것을 알 수 있다. 본 설계에서는 3개의 신호선 중에 A를 사용하고 길이 0.2m의 신호선을 사용하여 신호선 1개당 전도열침입을 0.245mW 이하로 정하였다. 전기신호선의 주울열은 식 (5)로 계산된다. 전기신호선의 주울열은 신호선 1개당 10^{-3} mW 정도로 작으므로 전체 열부하에는 영향을 미치지 않을 정도이므로 무시할 수 있다.

$$Q_{Joule\ heating} = I^2 R \tag{5}$$

3.3 PSICS의 열부하

산출된 PSICS의 열부하를 표 4에 정리하였다. 전체열부하는 적층단열재를 적층하지 않았을 경우에는 149mW로, MLI를 30층 적층하였을 경우에는 42mW로 산출되었다. 이 결과는 냉각박스에 적층단열재를 적층하지 않고 복사열침입량을 측정된 실험결과인 146mW와 매우 유사한 결과를 얻어 80K에서 500mW 냉각능력의 냉동기를 사용하여 충분히 냉각목표온도인 80K로 냉각시킬 수 있는 열부하인 것을 확인하였다(양형석 등 2005).

4. 냉각박스의 온도분포

냉각박스(두께 0.4mm)의 정상 냉각상태의 온도분포를 구하기 위해 그림 4에 나타낸 냉각시스템

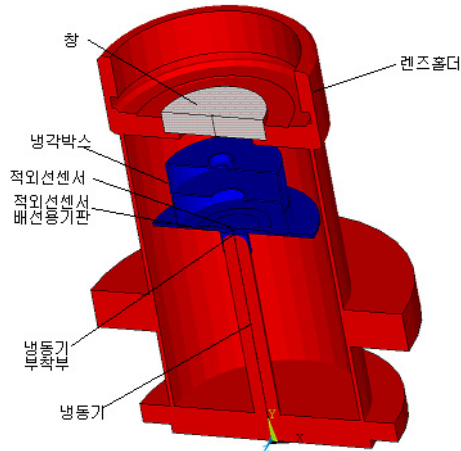


그림 4. PSICS 구조.

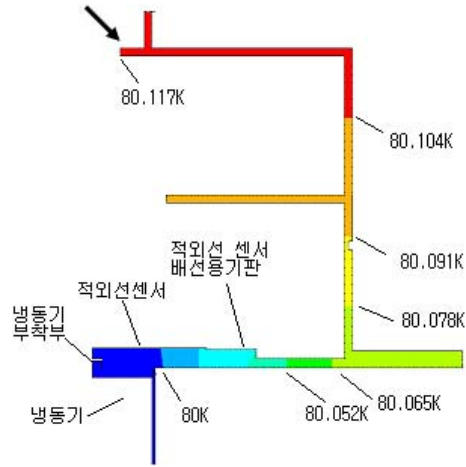


그림 5. 정상 냉각상태에서의 냉각박스의 온도분포.

을 모델을 이용한 2차원 해석을 하였으며, 그 결과를 그림 5에 나타내었다. 냉각박스는 수직방향으로 대칭형이므로 결과는 대칭면의 한면만 나타내었다. 해석에 사용된 냉각박스의 열부하는 표 3에 나타낸 것과 같이 최대 복사열침입량에 비해 전도 열침입량은 매우 미미하므로 전도 열침입량은 무시하고 복사열침입량 116mW만을 이용하였다. 냉각박스의 온도분포를 도출하기 위해 냉동기와 접촉 부분은 80K로 고정하고 냉각능력 500mW로 냉각시켜 냉각박스가 상온인 300K에서 정상냉각상태의 온도분포에 도달하였을 때의 온도분포를 구하였다. 80K에서 500mW의 냉동능력을 갖는 스테링 냉동기에 의해 냉각박스는 냉동기에 근접한 부분부터 냉각되어 전체적으로 냉각온도인 80K까지 전체적으로 냉각된다. 냉동기 접합부에서 가장 먼 지점(그림 5의 두꺼운 화살표 부분)의 경우에도 80.11K으로 냉각박스의 온도는 80 ~ 80.11K 사이의 온도가 유지되는 것을 보이고 있다.

적외선센서 작동후의 자체발열(30mW)에 의한 냉각박스의 온도영향성을 알아보기 보기 위해 그림 6a에 적외선 센서 작동 후의 온도분포와 6b에 A,B,C,D 지점에서의 정상냉각온도 도달시간을 나타내었다. 정상냉각온도(그림 6b에서 시간 0의 온도)에서 적외선센서 자체발열인 30mW 발열에 의해 냉각박스 온도는 최대 0.01K 상승하여 약 40초 후에는 냉동기 부착부에서 가장 먼 지점인 D 지점에서 0.12K 이하의 균일한 온도분포로 냉각되는 것을 보이고 있다. 이를 통해 적외선 센서를 작동하여도 센서자체의 발열에 의해 냉각박스의 온도는 최대 0.01K 상승함을 알 수 있으며, 센서자체의 발열이 냉각박스의 온도상승에 큰 영향을 미치지 않는 것을 알 수 있다.

5. 결론

적외선 우주망원경 냉각시스템의 시험모델을 설계하여 설계사양과 열부하에 대해 논의하였다. 냉각은 80K에서 500mW의 냉각능력을 갖는 스테링 냉동기를 이용하였고, 스테링 냉동기에 의해 필터와 적외선센서가 80K로 냉각된다. 냉각시스템의 냉각박스의 열부하는 적층단열재를 적층하지 않았을 경우에는 149mW, 적층단열재를 적층하였을 경우에는 42mW로 산출되어 500mW 스테링 냉동기로 80K 냉각이 가능한 열부하임을 확인하였다. 냉각박스에서의 온도분포는 적외선 센서 작동 전

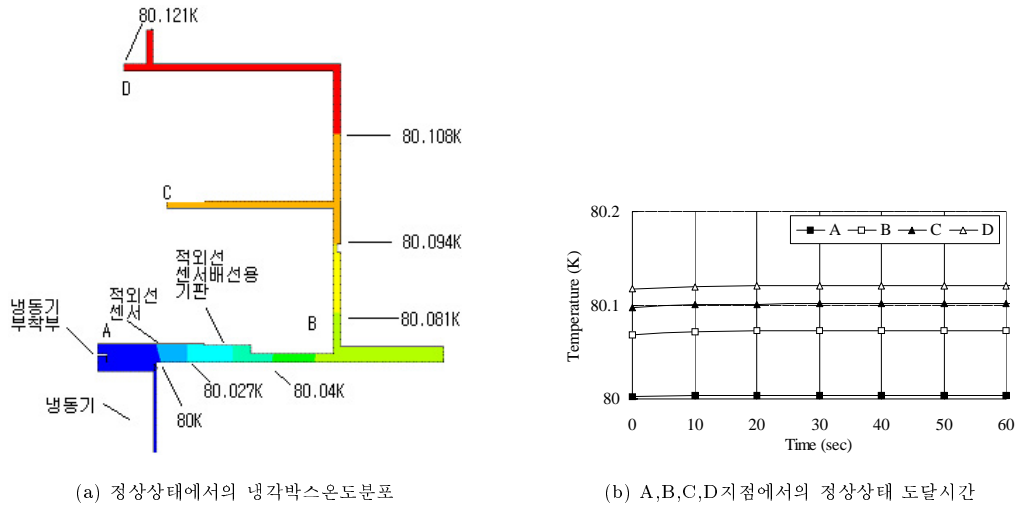


그림 6. 적외선 센서 작동 후의 냉각박스 온도분포.

에는 0.11K 이하로, 적외선 센서 작동 후에는 0.12K 이하로 균일하게 냉각되어 적외선 센서의 자체 발열에 의해 냉각박스의 온도분포는 크게 영향 받지 않음을 알았다.

참고문헌

김도형, 정원목, 김동락, 양형석, 정기호, 조승연 2003, 대한설비공학회 2003 하계 학술대회논문집, p.852

김동락, 양형석, 정원목, 이병섭, 신필권, 황시돌 2005, 한국초전도 저온공학회 논문집, 7(3), 39

박성제, 홍용주, 김효봉, 유병건, 이기백 2003, 한국초전도 저온공학회 2003년도 학술대회 논문집, p.156

양형석, 김동락, 이병섭, 최연석 2005, 한국초전도 저온공학회 논문집, 7(3), 43

Collaudin, B. & Rando, N. 2000, Cryogenics, 40, 797

Dipirro, M. J. & Kittel, P. 1988, in Advances in Cryogenic Engineering, ed. R. W. Fast (New York: Plenum Press), p.893

Fujii, G., Tomoya, S., Kyoya, M., Hirabayashi, M., Murakami, M., Matsumoto, T., Hirao, T., Murakami, H., Okuda, H., & Kanari, T. 1996, Cryogenics, 36, 731

Marquardt, E. D. 2002, Cryogenics, 41, 845

Narasaki, K. & Tsunematsu, S. 2000, in The Institute of Space and Astronautical Science Report SP No.14, eds. T. Matsumoto & H. Shibai (Sagamihara: ISAS), p.331

Shibanuma, K., Kuriyama, M., & Shibata, T. 1991, Journal of the Atomic Energy Society of Japan, 33, 1083

Siegel, R. & Howell, J. 2002, Thermal radiation heat transfer (New York: Taylor & Francis), pp.155-193