

우주 극저온 냉각기술

양 형 석
한국기초과학지원연구원

1. 서 론

우주개발에 있어서 저온냉각과의 관계는 액체산소, 수소연료의 로켓 연료 및 생명유지장치와 연료전지의 액체압송용 가스원으로서의 액화가스의 사용으로부터 시작되었으며, 현재에는 우주미션자체에 저온냉각이 사용되고 있다[1]. 우주미션에 있어서 저온냉각의 목적은 배경열잡음의 저감과 검지기의 감도 향상에 있다. 이는 배경열잡음의 지표가 되는 흑체방사의 강도가 온도의 저감과 함께 급격히 저하하는 것으로 이해된다. 예를 들어 적외선 관측의 경우 신호가 열선이기 때문에 저온냉각은 그 이유에 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 열방사, 태양방사의 지구복사분(알베이드)과 위성자체로부터의 방열과의 관계에 의해 방사열평형이 이루어진다고 생각된다. 이 결과 위성은 평형온도가 250K정도가 되어, 우주에 있어서도 저온을 얻기 위해서는 냉각 기술이 필요한 것을 알 수 있다.

저온냉각을 필요로 하는 미션으로는 실용 위성에서의 검지기의 냉각과 우주의 적외선 천체관측 등을 들 수 있다. 우주의 전에너지 중 반 정도가 0.7 ~ 1000 μm 정도의 적외선으로서 방사한다. 그러나 지구대기에 의한 흡수 때문에 평지에서는 관측을 충분히 할 수 없어 대기가 얇은 높은 고도의 산, 항공기, 또는 기구 등에서 관측이 이루어지고 있다. 그러나 그 정도의 고도에서도 자체방사에 의해 완전히 자유롭지 못하기 때문에 인공위성의 이용이 각광을 받는 이유이다. 게다가 천체로부터 들어오는 적외선은 상온의 망원경자체의 적외선 강도의 약 10^{-7} 정

도에 지나지 않아 망원경 자체의 적외선 강도를 거의 영으로 해야 하므로 극저온 냉각된 궤도냉각적외선 망원경의 구상이 나오게 되었다. 이와 같은 적외선 망원경은 기구망원경과 비교하여 수 백배 이상으로 감도가 높아져 비교적 저온의 천체, 탄생기와 말기의 별, 성간가스, 은하중심부 등의 관측에 이용된다.

2. 해외의 우주 극저온 냉각기술 동향

해외에서는 1983년 미국의 IRAS를 선두로 하여 미국, 유럽, 일본 등을 중심으로 활발히 진행되고 있다. 최근 적외선 검출기 관련 연구는 대구경화 되어 가고 있고, 적외선 센서를 수 K 까지 냉각시키기 위한 냉각기술을 개발 또는 보유하고 있다. 그 외에도 천문연구를 비롯한 과학연구 이외의 목적으로 우주냉각기술을 개발하여 군사적, 산업적 목적으로도 사용하고 있다. 이러한 이유로 외국으로부터 기술 도입이 제한되어 있어 국내 기술 개발이 필요하다. 표 1에 해외의 적외선 검출기 관련 냉각미션을 정리하였다. 현재 선진국에서 위성 탑재체 냉각을 위해 사용하는 냉각 방식은 방열기 (radiator)를 이용한 수동식 방사냉각 방식과 냉매 또는 냉동기를 이용하여 냉각하는 능동식 냉각방식이 있다. 수동식 냉각방식은 방열기의 방사방열을 이용하는 방식으로 주로 70K 이상의 냉각에 사용된다. 방사냉각은 태양열복사, 지구복사, 지구반사복사 등을 막기 위해 항상 어두운 우주 공간을 향하고 있어야 하므로 탑재 위치 및 궤도제한이 따르는 단점이 있다. 그러나 지구복사의 영향을 받지 않는 먼 궤도 (예, lagrangian point) 위성의 경우에는 구조도 간단히 될 수 있고 더 낮은 온도로도 사용될 수 있다.

냉매를 사용하는 개방 순환 방식은 지상에

표 1. 해외의 적외선 검출기 관련 냉각미션

Mission	Appl.	Launch year	Cryogenic system	T (K)	Life time
IRAS (NASA, NIVR, SERC)	Science / IR	1983	⁴ He cryostat	3	290 dd
GIRL (FMST, D)	Science / IR	-	⁴ He cryostat	2-4	-
COBE (NASA)	Science / IR	1989	⁴ He cryostat (650 L)	1.4 - 1.6	305 dd
ISO (ESA)	Science / IR	1995	⁴ He cryostat (2200 L)	1.8	840 dd
SFU (ISAS.NASA, MITI)	Science / IR	1995	⁴ He cryostat + ³ He SC	0.3	30 dd
MSX (BMDO, US)	MP/UV to FIR	1996	sH ₂ cryostat	< 8	600 dd
HST (NASA)	Science/ NIR	1997	sN ₂ cryostat (120 kg)	60	700 dd
WIRE (NASA)	Science / IR	1999	Dual, sH ₂ cryostat	< 7.5	120 dd
SIRTF (NASA)	Science / IR	2002	⁴ He cryostat	1.4	2.5 yr.
NGSS (NASA)	Science / IR	-	Dual, sH ₂ cryostat	< 7.5	400 dd
ASTRO-F (ISAS)	Science / IR	2005	⁴ He cryostat (150L) + cooler	< 6	1.5 yr
Herschel (ESA)	Science / IR	2007	⁴ He cryostat + ³ He SC	0.3 & 1.7	4.5 yr.
Plank (ESA)	Science/ FIR	2007	H ₂ & He JT + DR	0.1 & 20	460 dd
NGST (NASA)	Science/ NIR	2008	Passive radiation + cooler	4 - 40	5-10 yr.
DARWIN (ESA)	Science / IR	> 2009	Cryo-cooler + H ₂ JT	4	tbd
SPICA (ISAS)	Science / IR	> 2010	Cryo-cooler + He JT	1.7	5 yr
TPF (NASA)	Science / IR	2010	Cryo-cooler + H ₂ JT	30	5 yr.

서 냉매를 충전하여 고체 또는 액체 냉매의 증발에 의해 열을 흡수하는 방식이다. 이 방식은 냉각을 위한 전력 소모는 없으나, 증발된 가스를 방출시켜야 하며, 냉각가능 시간이 침입 열부하와 탑재된 냉매의 양에 의해 결정된다. 기계식 냉동기를 사용하는 폐순환 냉각방식은 기계식 냉동기를 이용하여 냉각

시키는 방식으로 연속운전이 가능하다는 장점이 있다. 현재의 냉동기 성능은 스테링 냉동기 또는 펄스튜브 냉동기를 사용하여 냉각 온도 50 ~ 100K 구간에서 약 1~2W, 2단 스테링 냉동기를 사용하여 냉각 온도 15 ~ 20K 구간에서 약 100 mW, 줄-톰슨 (Joule-Thomson) 냉동기를 사용하여 4K

에서 수 mW 수준이다. 더 낮은 온도 영역(100mK~1K)으로 냉각하기 위해서는 흡착냉동기, 희석냉동기, 자기냉동기 등이 이용되며 위에서 언급한 시스템이 예비냉각을 위해 사용된다. 즉, 50K 이상의 온도 높은 냉각시스템에서는 1단 냉동기로 충분하지만, 더 낮은 냉각시스템에서는 다단 냉동기 또는 다양한 종류의 냉동기를 조합하여 사용해야 한다. 단, 기계식 냉동기를 사용하는 경우에는 냉동기의 연속운전 신뢰성과 전력요구량이 제한되는 단점이 있어 고효율의 높은 연속운전신뢰성의 냉동기 개발이 필요한 부분이다. 그림 1에 일본 위성 ASTRO-E2에 탑재된 소형냉동기의 사진을 보인다. 이 냉동기는 80K에서 2W의 냉동능력을 갖는 stirling 냉동기로 지상에서 5년 이상의 장기 운전 신뢰성 시험을 거쳐 그 성능을 확인하였다. [2] 우주용 냉동기는 제한된 성능을 가지고 있기 때문에 미션에서 요구하는 냉각온도로 유지하기 위해서는 저열침입을 위한 단열기술 또한 중요한 요소기술로 개발이 진행되고 있다. 이 기술에는 지지대를 통한 열전도를 줄이기 위한 낮은 열전도율의 지지대 개발 기술, 복사열 차폐를 위한 적층단열재(MLI)를 이용한 단열기술, 낮은 방사율 물질 제조를 위한 연마, 코팅 기술 등을 들 수 있다.

이 외에 탑재체 냉각을 위한 현재 선진국에서 개발 중인 요소기술로는 유연성, 진동 제어성, 전기절연성을 가지면서도 고 열전도율의 냉동기 연결 기술이 필요한 냉동기와 탑재체 연결기술, 측정관련기술, 광학시스템 냉각기술 등을 들 수 있다. 연결기술의 세부

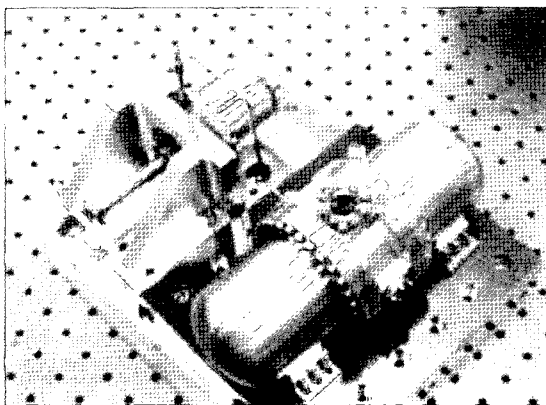


그림 1. 우주용 stirling 냉동기

기술로는 열스위치 및 히트파이프 기술의 적용가능성 또한 검토되어 연구가 진행중이다. 또한 냉각시스템의 측정 관련 기술은 우주 검증 온도측정기술, 저온 장치 성능 모니터를 위한 압력, 액면, 유량 등의 측정기술, 그리고 저열침입, 저 줄발열, 저 노이즈형 저온 케이블 및 배선 기술 등이 개발되고 있다. 광학계를 냉각하기 위한 필터 및 윈도우 냉각기술, 필터 휠 냉각 기술 등도 중요 요소기술로 개발되고 있다. 표 2에 위성 탑재체 냉각을 위해 개발이 진행되고 있는 주요 요소기술을 정리하였다.

표 2. 위성 탑재체 냉각기술 개발

개발 대상	개발 요소 기술	T (K)
냉동기	고효율, 저온 수동형 라디에이터	< 60
	고효율, 대용량 우주용 cryostat	< 4
	저진동, 고효율 Stirling 냉동기	< 10
	고효율, 펄스튜브 냉동기 개발 기술	na
	컴프레서 개발 기술	-
	고효율, 소형 냉동기 개발 기술	-
단열 기술	저열침입형 지지대 개발	< 10
	극저 방사율 물질 코팅 기술	< 50
	MLI 적층 등 복사열 차폐기술	< 100
탑재체 냉각 및 측정 기술	우주용 히트 파이프 개발 기술	< 10
	우주용 열스위치 개발 기술	< 10
	적외선 흡수 도료 개발	< 10
	우주용 온도계 및 온도교정 기술	< 4
	압력, 액면, 유량 측정 기술	< 4
	저온 장치 개발 기술	< 10
	(예. filter wheel)	
	광학계 냉각기술 (필터, 대형 미러)	< 50
	저온 배선 기술 (저 노이즈)	< 10
	대 열용량 장치 개발 기술	< 10
지상 테스트용 장치 개발	< 10	

3. 국내의 연구동향

국내에서는 위성 탑재용 적외선 검출기 냉각을 위한 연구가 수행된 적이 없으므로 국내의 기술 개발 실적은 전무하다. 군사용으로 사용하고 있는 적외선 카메라의 경우에도 센서 및 냉각시스템을 전량 수입에 의존하고 있는 실정이다. 국내 연구 개발현황은 2006년에 그림2에 보인 소형 스테링 냉동기를 사용한 70K로 냉각하는 지상 테스트용 우주 망원경 냉각시스템(PSICS)이 개발되어 [3]

위성 탑재용 적외선 검출기 냉각을 위한 냉각 시스템의 지상테스트가 수행되어 적외선 영상을 촬영하였다 (그림 3 참조)

이와같이 저온공학은 우주공학에서도 중요 핵심 기술로 자리매김하고 있으며, 우주공학의 발전을 위해서는 체계적인 연구와 투자가 꼭 필요한 부분이다.

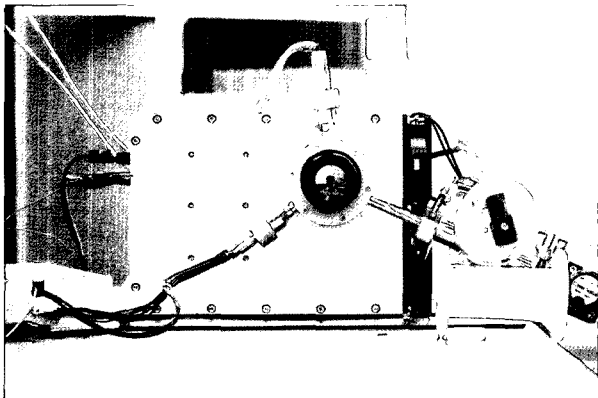


그림 2. 우주망원경 냉각시스템 시험모델 사진



그림 3. 적외선 영상

Cryogenic System", Journal of Astronomy and space Science 23 pp.153-160 (2006)

저자이력



양형석(梁炯皙)

1969년 5월 8일생, 1994년 홍익대학교 기계공학과 졸업, 1998년 Tsukuba 대학 대학원 이공학연구과 졸업 (공학석사), 2001년 동대학 대학원 공학연구과 저온공학전공(공학박사), 현재 한국기초과학지원연구원 선임연구원

참고문헌

- [1] B. Collaudin, N. Rando "Cryogenics in space : a review of the missions and of the technologies" Cryogenics 40 pp. 797-819 (2000)
- [2] K. Narasaki et al. "Development of Single State Stirling Cooler for Space Use", Adv.in Cryo.Eng. 51 pp.1505-1512 (2006)
- [3] H.S.Yang et al "Thermal Design of a Protomodel Space Infrared