

과학기술위성3호 주탑재체 MIRIS의 광학계 시험설계
PRELIMINARY OPTICAL DESIGN OF MIRIS, MAIN PAYLOAD OF STSAT-3

육인수¹, 진호¹, 이성호¹, 박영식¹, 이대회¹,
남옥원¹, 박장현¹, 한원용¹, 이종웅²
¹한국천문연구원
²청주대학교

I.-S. YUK¹, H. JIN¹, S. LEE¹, Y.-S. PARK¹, D.-H. LEE¹,
U.-W. NAM¹, J.-H. PARK¹, W.-Y. HAN¹, AND, J.-W. LEE²
¹Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 305-348, Korea
²Cheongju University, Cheongju, Chungbuk, 360-764, Korea

E-mail: yukis@kasi.re.kr

(Received November 11, 2007; Accepted November 30, 2007)

ABSTRACT

We have preliminarily designed two infrared optical systems of the multi-purpose infrared camera system (MIRIS) which is the main payload of STSAT-3. Each optical system consists of a Cassegrain telescope, a field lens and a 1:1 re-imaging lens system that is essential for providing a cold stop. The Cassegrain telescope is identical for both of two infrared cameras, but the field correction lens and re-imaging lens system are different from each other because of different bands of wavelength. The effective aperture size is 100mm in diameter and the focal ratio is f/5. The total length of the optical system is 300mm and the position of the cold stop is 25mm from the detector focal plane. The RMS spot size is smaller than 40 μm over the whole detector plane.

Key words: instrument, optics, infrared

1. 서 론

한국천문연구원은 과학기술위성 1호의 주탑재체인 원자외선 영상 분광기 (FIMS, Far Ultraviolet Imaging Spectrograph) (선광일 외 2001, 육인수 외 2003)와 위성탑재용 적외선 카메라 냉각시스템 (PSICS, Protomodel Space Infrared Cryogenic System) (이대회 외 2005) 그리고 지상 망원경용 근적외선 카메라 시스템 (KASINICS, KASI Near Infrared Camera System) (육인수 외 2005)을 성공적으로 개발하였다. 한국천문연구원은 축적된 기술과 경험을 바탕으로 과학기술위성 3호의 주탑재체인 다목적 적외선 카메라 시스템 (MIRIS, Multi-purpose Infrared Camera System)을 개발하고 있다. 과학기술위성 3호는 2010년 말에 발사될 예정이다.

MIRIS는 우주관측과 지구관측을 수행하는 두 개의 적외선 카메라 시스템으로 구성된다. 각 카메라 시스템은 고유의 광학계와 적외선 센서 그리고 냉각 시스템 및 전자제어부를 갖는다.

MIRIS의 우주관측 카메라 시스템은 두 가지 과학임

무를 수행할 예정이다. 첫째는 우리 은하면을 중심으로 360도 \times 5도에 이르는 넓은 영역에 걸쳐 철 이온 방출광 (1.644 μm)과 수소원자에서 방출되는 Pa alpha 방출광 (1.875 μm)을 탐사하여 원소의 분포와 은하의 진화를 규명하고 초신성 잔해를 발견하는 것이다. 둘째는 I (0.9 - 1.2 μm)와 H (1.2 - 2.0 μm) 광대역 필터로 우주의 적외선 배경 복사를 광범위하게 관측하여 초기우주의 진화를 조사하는 것이다 (Matsumoto et al. 2005).

지구관측 카메라 시스템 개발의 주요 목적은 국산 센서의 우주 인증이며 아울러 3 - 5 μm 파장 대역의 지구 적외선 영상을 제공하는 것이다. 한편 MIRIS의 지구관측 카메라와 부탑재체인 COMIS (Compact Imaging Spectrometer)와의 관측 연계도 검토 중이다. 이는 들판이나 산림 등의 화재 감시에 매우 유용한 3.9 μm 파장의 적외선 채널과 연기를 감시 성능이 우수한 가시광 채널 (0.8 μm)을 연계하면 최적의 화재 감시 기반을 마련할 수 있기 때문이다.

위성이 발사된 후 초기 3개월간의 시험기간을 거치

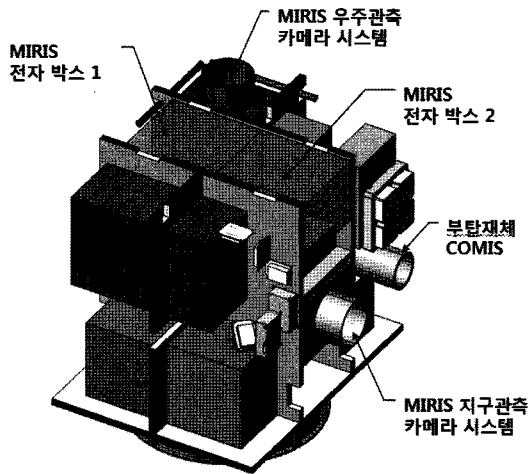


그림 1. 과학기술 3호에서 MIRIS의 우주관측 카메라 시스템과 지구관측 카메라 시스템의 위치

고 나서 1년 동안 우주관측 카메라 시스템으로 우주를 관측할 예정이다. 이후의 시간은 MIRIS에 탑재된 지구 관측 적외선 카메라 시스템으로 한반도 영역을 중심으로 촬영할 계획이다. 위성은 하루에 14번 지구를 자전하는데, 그중 9번은 우리은행의 방출광 탐사, 1번은 우주 배경 복사 관측, 나머지 4번은 관측 자료를 지상국에 전송하는데 사용된다.

본 논문은 MIRIS를 구성하는 우주관측 적외선 카메라 시스템과 지구관측 적외선 카메라 시스템의 광학계에 대한 시험 설계와 분석에 대하여 논한다.

2. 카메라 설계 개념

2.1 카메라 위치

그림 1은 과학기술위성 3호의 3차원 모델이다. 그림에 보듯이 우주관측 카메라 시스템은 위쪽을 향하고, 지구관측 카메라 시스템과 COMIS는 오른쪽 (태양전지판의 반대 방향)을 향하고 있다. 이는 지구관측 카메라와 COMIS가 지구를 관측할 때, 지구에서 방출되는 복사가 우주관측 카메라 시스템으로 입사하는 것을 최소화하여 우주관측 카메라 시스템의 온도를 최대한 낮추기 위함이다. 또한 위성 운용 시 우주관측 카메라와 지구관측 카메라가 태양을 직접 보지 않도록 함으로써 센서를 보호하고 시스템 온도가 상승하지 않도록 하였다.

2.2 Cold stop

적외선 카메라는 열잡음에 매우 민감하기 때문에 이를 효율적으로 제어하는 장치가 반드시 필요하다. 적외선 광학계에서 열잡음을 최소화하는 최선의 방법은 광학계

전체를 냉각시키는 것이지만, 일반적으로 소형위성에 사용되는 냉각기는 냉각 용량이 매우 작아서 광학계 전체를 냉각시키는 것이 불가능하기 때문에 대부분 cold stop으로 열잡음을 억제한다.

Cold stop은 재영사 (re-imaging) 렌즈 시스템 또는 Offner relay 광학계 (Offner 1975; Kingslake 1978; Murphy 1994)로 만들 수 있다. 그런데 Offner relay 광학계는 cold stop이 부경에 존재하기 때문에 Offner relay 광학계를 구성하는 주경과 부경 모두 듀어 (dewar)내부에 있어야 하므로 적은 용량의 냉각기를 갖는 소형위성에 적용하기 어렵다. 그런데 재영사 렌즈 시스템과 검출기 면 사이에 cold stop이 존재하도록 광학계를 설계하면, 듀어 내부에 cold stop만 있기 때문에 소형 냉각기를 사용할 수 있으므로 이 방법을 택하였다. 이때 cold stop의 위치는 광학계 설계의 최대 제한 요소로 작용한다.

3. 우주관측 카메라 시스템

3.1 카메라 규격

우주관측 카메라 시스템의 무게 제한은 10 kg이다. 부피는 $200 \times 300 \times 600$ mm보다 작아야 하지만 카메라 전면 배플 (hood)이 위성체 밖으로 100 mm 가량 돌출되는 것을 허용하므로 카메라의 총길이 제한 조건은 700 mm이다.

우주관측 카메라 시스템으로 적외선 우주 배경 복사를 관측할 때 센서의 화소에 해당하는 분해능이 18 arcsec 보다 크면 혼돈한계 (confusion limit)가 기기의 감도보다 커지기 때문에 노출시간을 길게 하여도 종합 감도는 향상되지 않는다. 따라서 우주관측 카메라 시스템의 분해능은 18 arcsec보다 작아야 한다 (이대회 외 2007). 광학 성능은 감도가 S/N 비가 3일 때 한계등급이 CIBER (Cosmic Infrared Background Experiment)와 같은 18.5 mag (I) 와 17.8 mag (H) 이어야 한다.

과학기술위성 3호의 자세 제어 성능의 한계로 인해 노출시간이 1초일 때 성상의 크기는 0.01도 정도가 된다. 따라서 천체를 장시간 노출하려면 카메라의 분해능 (화소 당 각크기)이 0.01도 보다 훨씬 커야 하는데, 이 경우 cold stop이 재영사 렌즈 시스템 뒤에 위치하도록 광학계를 설계하는 것이 매우 어려워진다. 이에 따라 성상의 크기가 0.01도 이내가 되도록 1초미만의 노출로 관측한 영상을 합성하는 방법을 택하고, 광학계의 RMS 스팟 크기가 0.01도의 75%정도인 0.0075도 보다 작도록 우주관측 카메라의 광학계를 설계하였다.

우주관측 카메라에 사용되는 적외선 센서는 표 1과 같다. Teledyne의 PICNIC 센서는 천문우주 관측용으로 다수의 위성에 탑재되어 사용된 사례가 있으며 최근에는 CIBER에서 사용하고 있다.

표 1. 우주관측 카메라용 센서의 규격

item	value
model	Teledyne PICNIC (MCT)
pixel size	40 μ m \times 40 μ m
dimension	256 \times 256
detecting area	10.2 mm \times 10.2 mm

표 2. 우주관측 카메라 시스템의 규격

item	value
effective diameter	100 mm
focal ratio	f/5
1 degree field	8.73 mm
wavelength	1 - 2 μ m
pixel FOV	16.5 arcsec/pixel
detector FOV	1.17 \times 1.17 deg

표 2는 우주관측 카메라 시스템의 규격이다. 관측 파장은 1 - 2 μ m 이며 유효 구경은 100 mm 이고 초점 거리가 500 mm이므로 1도의 화각은 초점면에서 8.73 mm에 해당한다. 표 1에 제시된 Teledyne PICNIC 센서를 사용하는 경우 센서 전체에 해당하는 화각은 1.17도 \times 1.17도이다. 각분해능이 16.5 arcsec이므로 설계 조건에 의하면 성상의 RMS 스팟 크기는 1.64화소 보다 작아야한다.

3.2 광학계 설계

그림 2는 우주관측 카메라 시스템의 광학계 레이아웃이다. 광학계는 두 개의 반사경으로 구성된 리치-크레티앙 타입의 카세그레인 망원경, 시야 렌즈 (field lens), 1:1 재영사 렌즈 시스템 그리고 필터 어레이로 구성된다.

카세그레인 망원경으로 집광을 하고, 입사광이 재영사 렌즈 시스템에 의해 차폐 (vignetting) 되지 않도록 시야 렌즈를 사용하여 시야를 압축하였다. 재영사 렌즈 시스템은 카세그레인 망원경에서 발생하는 상만곡 등의 수차를 보정하고 센서 앞 25mm 위치에 cold stop을 생성하여 천체의 빛만 센서에 검출되도록 한다.

표 3은 카메라 시스템의 광학계 세부 사양을 정리한 것이다. 카세그레인 망원경의 길이는 171 mm 이며 1:1 재영사 렌즈의 길이는 25 mm 이다. 카세그레인 망원경의 주경의 크기는 100mm이고 부경의 크기가 37.6 mm 이므로 입사 광량은 차폐가 없는 구경 92.7 mm의 광량과 같다.

표 3. 우주관측 카메라 시스템의 광학계 사양

	item	value
primary mirror (M1)	clear aperture	100 mm
	radius of curvature	-504.873 mm
	conic constant	-4.0255235
	central hole diameter	20.0 mm
secondary mirror (M2)	clear aperture	37.6 mm
	radius of curvature	-280.406 mm
	conic constant	-40.1514819
Field Lens, LF	radius of curvature, R1	41.787 mm
	radius of curvature, R2	-58.754 mm
	diameter	16.0 mm
	thickness	5.161 mm
Relay, L1	material	BaF2
	radius of curvature, R1	17.484 mm
	radius of curvature, R2	-119.417 mm
	diameter	11.0 mm
Relay, L2	thickness	4.881 mm
	material	BaF2
	radius of curvature, R1	-12.888 mm
	radius of curvature, R2	9.835 mm
Relay, L3	diameter	9.0 mm
	thickness	3.000 mm
	material	LiF
	radius of curvature, R1	15.955 mm
Relay, L4	radius of curvature, R2	-12.850 mm
	diameter	9.0 mm
	thickness	5.694 mm
	material	BaF2
distance	radius of curvature, R1	6.951 mm
	radius of curvature, R2	5.507 mm
	diameter	8.0 mm
	thickness	4.210 mm
distance	material	BaF2
	M1 - M2	170.994 mm
	M1 - LF	44.134 mm
	LF - L1	27.712 mm
	L1 - L2	2.579 mm
	L2 - L3	3.102 mm
	L3 - L4	0.500 mm
L4 - Cold Stop	3.000 mm	
Cold Stop - focal plane	25.002 mm	

광학계의 총길이 즉 부경에서 초점면 사이의 거리가 300 mm 이므로 듀어를 포함한 K508 냉각기의 길이인 140 mm를 더하더라도 우주관측 카메라 시스템에 허용된 거리인 600 mm 보다 작기 때문에 망원경을 설치하는데 문제가 없다. 한편 cold stop은 초점면으로부터 25

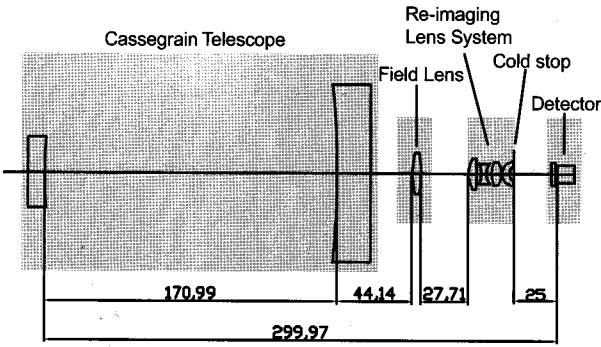


그림 2. 우주관측 카메라 시스템의 광학계 레이아웃

mm 떨어진 곳에 위치하지만 cold stop과 재영사 렌즈 시스템 사이의 공간이 3 mm 정도밖에 안되기 때문에 듀어에 윈도우를 설치하기가 매우 까다롭다.

반사경의 재질로 알루미늄이나 Pyrex등을 고려하고 있으나 열구조 해석을 통하여 결정할 예정이다. 시야 렌즈와 재영사 렌즈 시스템을 구성하는 렌즈의 재질은 BaF2와 LiF이다. BaF2와 LiF는 JWST (James Webb Space Telescope)의 적외선 광학계에서 사용하는 재질로서 위성용 광학계에 사용된 사례가 있다.

3.3 필터 어레이

MIRIS의 우주관측 카메라 시스템은 필터 휠 대신 필터 어레이를 사용한다. 열잡음을 최소화하기 위해서는 필터 냉각이 필수적이지만 위성용 소형 냉각기로 냉각시키기에는 필터 휠이 너무 크기 때문이다. 이와는 달리 필터 어레이는 크기가 센서보다 조금 크기 때문에 듀어 내부에 장착하여 77K로 냉각하는데 문제가 없다. 또한 필터 휠의 모터와 같은 구동부를 제거함으로써 위성의 안정성을 증대하는 장점도 갖는다.

필터 어레이는 센서 영역을 몇 개의 구역으로 나누고 각 영역에 특정 필터를 대응하는 방식이다. 따라서 필터 어레이는 센서 바로 위에 설치되어야 한다. 필터 어레이를 사용하면 다수의 필터로 동시에 관측할 수 있으므로 편리하다. 그러나 개개의 필터로 관측되는 영역이 필터 어레이를 구성하는 필터의 개수만큼 줄어들고 관측 영역도 동일한 지역이 아닌 인접한 영역이므로 관측 데이터 처리가 복잡해진다.

표 4는 우주관측 적외선 카메라 시스템에 사용되는 필터의 종류이다. 1번 필터와 2번 필터는 적외선 우주 배경 복사 관측용 광대역 필터이며, 3번 필터는 철이온 (Fe II)의 방출광 관측을 관측하는데 사용하는 협대역 필터이고 4번 필터는 수소원자의 Pa alpha 방출광 관측을 하는데 사용된다.

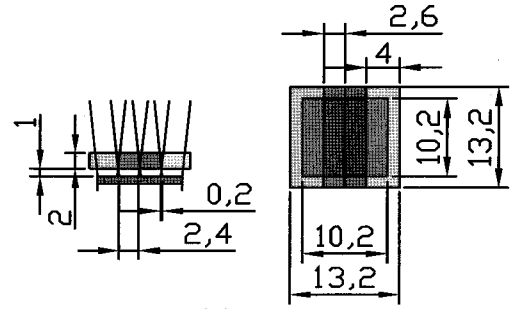


그림 3. 우주관측 카메라 시스템의 필터어레이 구조

표 4. 우주관측 카메라 시스템의 필터의 종류

	파장 (μm)	파장 폭 (%)	이름
1	0.95	50	W - I
2	1.60	50	W - H
3	1.644	1	N-FeII 16
4	1.875	1	N-PaA

그림 3은 우주관측 카메라 시스템의 필터 어레이의 구조이다. 4개의 2 mm 두께의 필터 조각이 센서 위 1 mm 위치에 놓인다. 4개의 필터가 센서에서 동일한 면적을 차지하도록 하면 중앙에 위치한 2개의 필터의 폭은 2.6 mm, 바깥쪽 2개의 필터의 폭은 센서 바깥으로 1.5 mm 씩 더 크게 하였을 때 4 mm가 된다.

그림 4는 센서에서 각각의 필터로 투과된 빛이 센서에 조사되는 영역을 그린 것이다. 그림과 같이 필터가 인접한 영역 (위치=0)에서 양쪽 필터의 빛이 섞여 있는 혼재 영역 (zone of confusion)과 그 주위로 빛이 필터의 양옆에서 차단되는 차폐 영역 (vignetting zone)이 존재한다.

필터의 두께를 t 라하고 필터의 밑면이 센서로부터 h 만큼 위에 있다면 초점비가 f 인 광학계에서 혼재 영역은 필터 경계에서부터

$$c = \frac{h}{2f}$$

까지 이다. 혼재 영역은 센서와 필터 사이의 공간 비례하므로 필터가 센서 표면에 가까울수록 혼재 영역이 줄어들음을 알 수 있다.

한편 혼재 영역 바깥으로 차폐 영역이 존재하는데 차폐 영역의 경계는

$$s = \frac{l}{2f}$$

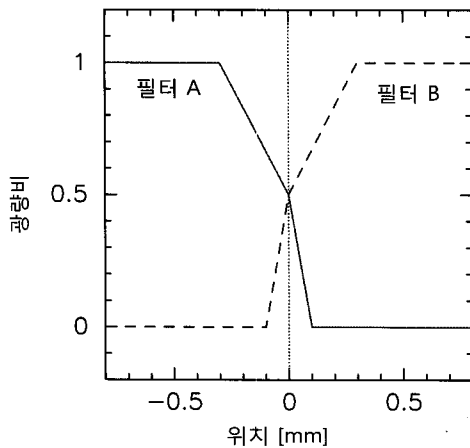


그림 4. 필터 어레이에 의해 발생하는 혼재영역 (zone of confusion)과 차폐영역 (vignetting zone).

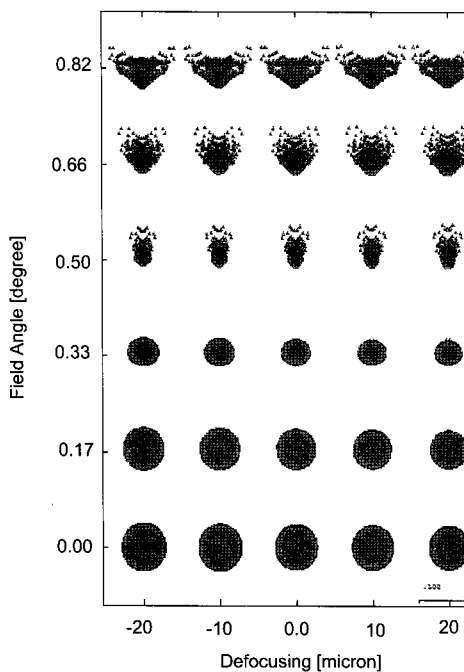


그림 5. 우주관측 카메라 시스템의 초점 거리에 따른 스팟 다이어그램

이다. 여기서 $l = t + h$ 로서 센서에서 필터 윗면까지의 거리이다. 차폐 영역은 센서와 필터의 윗면사이의 거리에 비례함을 알 수 있다. 차폐 영역을 줄이려면 필터를 센서에 최대한 가깝게 붙이고 필터의 두께를 얇게 하면 되지만, 필터와 센서 사이의 거리가 가깝게 되면 고스트의 영향이 커지고 필터의 두께가 줄어들면 필터 구조가 약하게 되어 진동이나 열팽창 등에 의해 손상될 수 있으므로 주의하여야 한다.

표 5. 우주관측 카메라 시스템의 RMS 스팟 크기

field (degree)	RMS spot size (μm)
0.0	41.1
0.2	35.3
0.4	21.7
0.6	19.5
0.8	31.2
1.0	40.4

그림 4는 그림 3과 같이 필터의 두께를 2 mm로 가정하고 필터가 센서 위 1 mm에 위치한 경우 필터를 통과한 빛이 센서에 입사한 양을 계산한 것이다. 우주관측 카메라 시스템의 광학계에 의한 혼재 영역은 0.1 mm이며 그 바깥으로 0.3 mm 까지 차폐 영역이 형성된다. 즉 4개의 필터를 사용하는 경우 각각의 필터는 센서에서 2.6 mm를 차지하지만, 양끝에서 0.1 mm의 혼재영역과 0.3 mm 차폐 영역이 있으므로 필터의 100% 빛이 조사되는 영역은 2.2 mm이며 이는 55화소에 해당한다.

3.4 광학계 성능

표 5는 우주관측 카메라 시스템의 각 거리에 따른 성능의 RMS 스팟 크기 값이다. 표에서 알 수 있듯이 센서 전체에 걸쳐 RMS 스팟 크기의 크기는 41 μm 보다 작다. 이는 광학계 설계 조건인 성능의 최대 크기인 1.6 화소보다 작은 1 화소에 해당한다.

그림 5는 초점 위치에서 전후로 검출기의 위치를 변화시켜 각거리별 성능 크기의 변화를 계산한 것이다. 그림과 같이 초점면 전후 20 μm 이내에서는 성능 크기의 변화가 보이지 않는다. 초점면 중심에서 0.33도 이내는 성능이 원형이지만 이보다 각거리가 커지면 성능은 수차의 영향을 받기 시작한다. 각거리가 0.7도 이상 커지면 성능은 부채꼴 모양을 갖게 된다.

성상의 크기는 각거리가 0.6도 정도일 때 가장 작다. 이는 전체 시야에 걸쳐 성능의 크기를 1화소 보다 작게 하였기 때문이다. 성능의 크기를 센서의 중심에서 가장 작게 하면 센서 주변에서 성능의 크기가 크게 증가한다. 센서 주변에서 성능의 형태가 원형에서 벗어나는 것은 cold stop의 위치를 재영사 렌즈 시스템과 센서 사이 위치시키는 과정에서 발생하는 수차 때문이다. Cold stop의 위치 제한 조건이 광학 설계를 어렵게 하는 단적인 예이다. 이는 광학계를 최적화하면서 개선할 예정이다.

표 6. 지구관측 카메라용 센서의 규격

item	value
model	(주) i3 system
pixel size	30 μm \times 30 μm
dimension	320 \times 256
detecting area	9.6 mm \times 7.7 mm

4. 지구관측 카메라 시스템

4.1 카메라 규격

지구관측 카메라 시스템은 우주관측 카메라 시스템과 같이 크기 200 \times 300 \times 600 mm, 무게 10 kg 내에서 개발되어야 한다. 광학 성능은 위성의 고도가 700 km일 때 화소 당 거리 (ground pixel size)가 50m 정도이고 3 이상의 S/N 비로 지구를 관측해야 한다.

화소의 크기를 p , 화소 당 거리를 l 이라 하고, 위성의 고도를 h 라고 정의하면, 광학계의 초점 길이 F 는 다음과 같은 관계를 갖는다.

$$F = \frac{206265}{3600} \cdot \frac{p}{\tan^{-1}(l/h)}$$

지구관측 카메라 시스템에 사용되는 센서의 화소의 크기는 표 6에 제시된 바와 같이 30 μm 이므로 위성의 고도가 700 km일 때 해상도가 50 m 가 되려면 광학계의 초점 길이는 420 mm 이어야한다.

지구관측 카메라 시스템은 국내 기업인 (주)i3 system 이 개발한 적외선 센서를 사용한다. 그런데 (주)i3 system이 센서를 듀어 내에 장착한 상태로 공급하기 때문에 듀어 내부에 임의의 cold stop을 추가하는 것이 불가능하다. (주)i3 system의 듀어 내부에도 cold stop이 있지만 초점비가 f/2.5로 지구관측 카메라 시스템의 초점비와 크게 다르다. 결국 지구관측 카메라 시스템은 듀어 외부에 warm stop을 설치하여 열잡음을 최소화 시켜야 하는데 이로 인해 광학계 설계에 많은 어려움이 따른다.

Cold stop은 듀어 내부에 설치되기 때문에 센서와 같은 온도인 77K냉각되므로 천체로부터 오는 빛 외의 모든 열잡음을 차단할 수 있다. 반면 warm stop은 그림 6과 같이 듀어 외부에 있기 때문에 냉각되지 않지만, 천체로부터 오는 빛만 듀어 내부로 통과시키고 주위의 열잡음은 듀어 외부로 반사시키는 구조로 되어있어서 열잡음을 줄일 수 있다.

표 7. 지구관측 카메라 시스템의 규격

item	value
effective diameter	100 mm
focal ratio	f/5
1 degree field	8.73 mm
wavelength	3 - 5 μm
pixel FOV	12.4 arcsec/pixel
detector FOV	1.10 \times 0.88 deg
ground pixel size**	42 m
ground sampling distance**	8.7 km
swath width**	13.4 km

** at 700km orbit altitude

그런데 (주)i3 system이 제공하는 듀어의 경우, 그림 6의 우측과 같이 warm stop의 위치가 28 mm 보다 멀리 있으면 듀어 내부에 있는 f/2.5 stop에 의해 빛이 가려져 광손실이 발생한다. 결국 warm stop의 위치는 듀어 바깥에 존재하되 초점면으로부터 28 mm 이내에 위치하여야 한다.

표 7은 지구관측 카메라 시스템의 규격이다. 망원경의 구경과 초점비는 우주관측 카메라와 같다. 관측 파장은 3 - 5 μm 이며 위성의 고도가 700 km일 때 분해능은 42m이며 swath width는 13.4 km이다. 위성의 고도가 700 km 일 때 ground speed는 6.75 km/sec 이므로 센서의 화소 1 개를 흐르는 시간은 6.2 msec이다. 따라서 노출 시간은 6.2 msec 보다 작아야 한다. 매 노출 마다 50 화소가 중첩되도록 관측한다면 ground sample distance는 8.7 km이며 영상 획득 주기는 1.3 sec 가 된다.

지구관측 카메라 시스템의 감도는 온도 분해능이 100 mK이고 S/N 비는 6.6이므로 지구를 관측하는데 문제가 없을 것으로 판단된다.

4.2 광학계 설계

그림 7은 지구관측 카메라 시스템의 광학계 레이아웃이다. 광학계는 카세그레인 망원경, 시야 렌즈, 1:1 재영사 렌즈 시스템으로 구성된다. 지구관측 카메라 시스템은 우주관측 카메라 시스템과는 달리 필터어레이를 사용하지 않고 듀어 내부에 장착된 3 - 5 μm 파장만을 투과 시키는 밴드패스 필터를 사용한다. 우주관측 카메라 시스템과 같이 광학계 전체 길이는 300mm이며 재영사 렌즈 시스템의 길이는 26mm 이다. Warm stop은 검출기 앞 25mm에 위치한다.

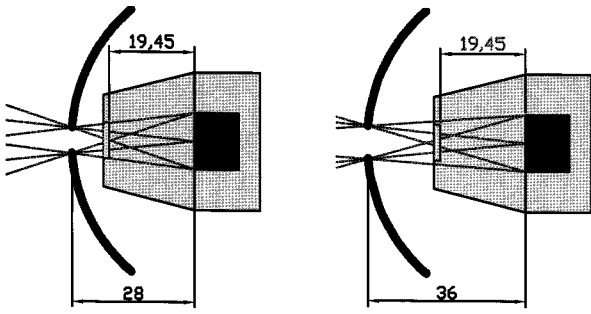


그림 6. 지구관측 카메라 시스템의 warm stop의 위치에 따른 광손실

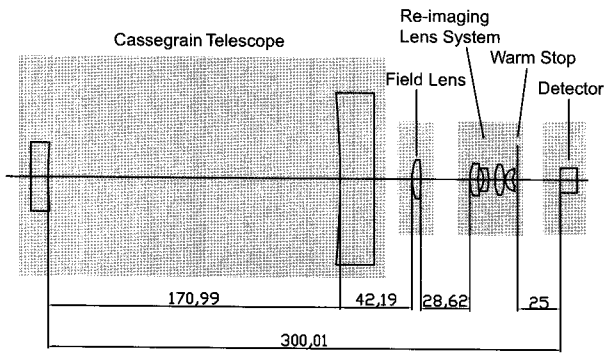


그림 7. 지구관측 카메라 시스템의 광학계 레이아웃

표 8은 지구관측 카메라 시스템의 광학계 사양이다. 반사 망원경은 우주관측 카메라 시스템과 지구관측 카메라 시스템이 동일하지만 시야 렌즈와 재영사 렌즈 시스템의 사양은 다르다. 이는 우주관측 카메라 시스템의 관측 파장인 1 - 2 μm 과 지구관측 카메라 시스템의 관측 파장인 3 - 5 μm 에서 렌즈의 굴절률이 다르기 때문이다.

4.3 광학계 성능

표 9는 지구관측 카메라 시스템의 각거리에 따른 성상의 RMS 스팟 크기를 계산한 것이다. 센서 전체 면에 걸쳐 RMS 스팟의 크기는 40 μm 정도이고, 센서 가장자리에서 RMS 스팟의 크기가 24 μm 으로 오히려 작다. 광학계의 전반적인 성능은 우주관측 카메라 시스템의 광학계 성능과 비슷하다.

그림 8은 초점 거리에 따른 스팟 다이어그램의 변화를 계산한 것이다. 우주관측 카메라와 같이 초점면 전후 20 μm 에서는 스팟의 크기가 거의 변하지 않음을 알 수 있다. 우주관측 카메라 시스템과 같이 센서 센서의 가장자리를 제외한 전면에 걸쳐 성상의 형태가 원형을 보이고 있다.

표 8. 지구관측 카메라 시스템의 광학계 사양

item		value
primary mirror (M1)	clear aperture	100 mm
	radius of curvature	-504.873 mm
	conic constant	-4.0255235
	central hole diameter	20.0 mm
secondary mirror (M2)	clear aperture	37.6 mm
	radius of curvature	-280.406 mm
	conic constant	-40.1514819
	radius of curvature, R1	30.731 mm
Field Lens, LF	radius of curvature, R2	-124.976 mm
	diameter	16.0 mm
	thickness	5.161 mm
	material	BaF2
Relay, L1	radius of curvature, R1	25.183 mm
	radius of curvature, R2	64.302 mm
	diameter	11.0 mm
	thickness	4.881 mm
	material	BaF2
	radius of curvature, R1	-11.02 mm
	radius of curvature, R2	-24.123 mm
	diameter	9.0 mm
Relay, L2	thickness	3.000 mm
	material	LiF
	radius of curvature, R1	22.799 mm
	radius of curvature, R2	-21.755 mm
Relay, L3	diameter	9.0 mm
	thickness	5.694 mm
	material	BaF2
	radius of curvature, R1	6.829 mm
Relay, L4	radius of curvature, R2	5.316 mm
	diameter	8.0 mm
	thickness	4.210 mm
	material	BaF2
distance	M1 - M2	170.994 mm
	M1 - LF	42.188 mm
	LF - L1	28.618 mm
	L1 - L2	3.172 mm
	L2 - L3	3.585 mm
	L3 - L4	0.500 mm
	L4 - warm Stop	3.000 mm
warm Stop-focal plane	25.003 mm	

표 9. 지구관측 카메라 시스템의 RMS 스팟 크기

field (degree)	RMS spot size (μm)
0.0	41.8
0.2	38.3
0.4	39.5
0.6	23.8
0.8	33.1
1.0	46.3

5. 결론 및 논의

한국천문연구원은 과학위성 3호의 주탑재체인 다목적 적외선 카메라 시스템 (MIRIS)을 개발하고 있다. MIRIS는 우리 은하면과 적외선 우주 배경복사를 관측하는 우주관측 카메라 시스템과 지구를 관측하는 지구관측 카메라 시스템으로 구성된다.

카메라의 광학계는 카세그레인 망원경과 시야 렌즈 그리고 1:1 재영사 렌즈 시스템으로 구성된다. 특히 재영사 렌즈 시스템이 만드는 stop의 위치가 렌즈 시스템의 후면에 놓이고 동시에 초점면으로부터 25 mm 떨어진 곳에 존재하도록 광학계를 설계하였다.

우주관측 카메라 시스템과 지구관측 카메라 시스템은 유효 구경이 100mm이고 초점비가 f/5인 동일한 카세그레인 망원경을 사용한다. 우주관측 카메라 시스템의 경우 각분해능은 16.5 arcsec이며 지구관측 카메라 시스템의 ground pixel size는 42 m 이다.

우주관측 카메라 시스템은 77 K로 냉각되는 듀어 내부에 cold stop과 4개의 조각 필터로 구성된 필터 어레이를 설치하여 열잡음을 최소화 하였다. 지구관측 카메라 시스템은 센서가 듀어에 장착된 상태로 제공되므로 cold stop을 듀어 내부에 둘 수 없기 때문에 듀어 앞단에 warm stop을 설치하여 열잡음을 최소화하였다.

우주관측 카메라 시스템과 지구관측 카메라 시스템의 광학적 성능은 RMS 스팟 크기가 센서 전체에 걸쳐 41 μm 보다 작기 때문에 광학 설계 조건 (RMS 스팟 크기 < 65.5 μm)을 만족한다. 향후 공차 해석과 열 해석 등으로 광학계를 최적화할 예정이다.

ACKNOWLEDGEMENT

본 연구는 과학기술부 과학기술위성 개발사업 “과학기술위성 3호 주탑재체 다목적 적외선 영상시스템 개발”의 일환으로 수행되었다.

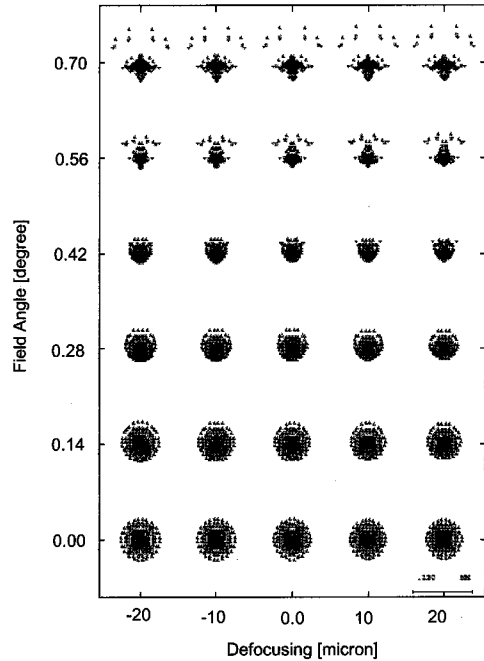


그림 8. 지구관측 카메라 시스템의 초점 거리에 따른 스팟 다이어그램

참고 문헌

선광일, 육인수, 유광선, 박장현, 강경인, 진호, 남옥원, 한원용, 민경욱, 이우백, J. Edelstein, E. Korpela, 2001, 원자외선 분광기 FIMS 회절격자의 열 및 구조 해석, 한국우주학회지, 18, 81

육인수, 선광일, 유광선, 진호, 박장현, 남옥원, 이대회 오승한, 이진근, 한원용, 민경욱, J. Edelstein, E. Korpela, 2003, 과학기술위성 1호 원자외선 분광기 FIMS의 배플 설계, 천문학논총, 18, 87

육인수, 이성호, 진호, 선광일, 박수중, 이대회, 남옥원, 문봉곤, 차상목, 한정열, 경재만, 김건희, 양진석, 2005, KASINICS의 광기계부 설계, 천문학논총, 20, 143

이대회, 박수중, 육인수, 남옥원, 진호, 이성호, 한정열, 양형석, 김동락, 김건희, 박성제, 김병혁, 정한, 2005, 우주탑재용 적외선카메라 시험모델의 광학계 설계, 한국우주학회지, 22, 473

이대회, 이성호, 한원용, 박장현, 남옥원, 진호, 육인수, 박영식, 박성준, 이형목, 박수중, A. Cooray, 2007, 천문학논총, submitted

Kingslake R., 1978, Lens Design Fundamentals (Orlando, Academic)

Matsumoto, T., et al., 2005, Infrared Telescope in Space
Observations of the Near-Infrared Extragalactic
Background Light, ApJ, 626, 31

Murphy, D. C. 1994, in Infrared Astronomy with Arrays:
The Next Generation, ed. I. McLean (Dordrecht,
Kluwer), p. 301

Offner, A., 1975, Opt. Engineering, 4, 130