

소형 위성용 고해상도 광학카메라 광학설계

이준호 · 김용민 · 이응식 · 유상근 · 김이을 · 최영완 · 박동조

한국과학기술원 인공위성연구센터 지구관측탑재체개발실

(1999년 8월 18일 받음, 2000년 1월 24일 수정본 받음)

위성에 탑재된 지구관측용 카메라는, 지상의 망원경과 같은 원리로, 우주상공에서 지표면 관측을 자동적으로 수행하고 관측정보를 지상으로 전달해 주는 장치다. 이용 목적에 따라 카메라의 해상도 또는 분해능, 관측대역, 관측폭, 위성의 궤도 등의 규격이 결정된다. 고해상도 카메라 관련 제반 기술 및 경험이 부족한 국내의 여건에 적합한 소형 위성용 고해상도 카메라의 규격을 제시하며 이에 따른 광학 설계와 제작, 조립 및 측정오차를 제시한다.

I. 개 요

위성을 이용한 원격탐사는 냉전체제하에서 군사 경찰의 필요성에 의해서 1950년대에 개발이 시작되어, 1960년부터 사용되었다. 1970년대와 1980년대를 거치며 미소 양국은 기밀로 분류된 군사기술중의 하나로 고해상도 위성영상 획득을 위한 기술을 계속적으로 개발하였고, 이와 함께 상업 위성영상 사업이 NASA의 1972년의 Landsat-1과 1975년의 Landsat-2의 발사를 계기로 본격적으로 시작되었다.^[1] 1980년대에는 좀 더 진보한, 지상해상도 10~30 m의 미국의 Landsat-4 (1982), Landsat-5(1984)와 함께 프랑스의 SPOT-1(1986)등의 위성들도 민간 부분에서 사용되었다.

냉전체제의 해체 이후 미국은 자국 내 우주 개발 사업의 지속적 개발과 기존 관련 업체들의 활성화를 위한 자구책의 일환으로 1994년 대통령 지침 23호를 통해 1 m 기준의 해상도를 갖는 위성영상의 국제 산업화를 승인하였다.^[2] 이에 세계 각국 및 산업체가 고해상도 카메라를 개발 또는 계획 중이다(표 1).

하지만 이와 같은 수준의 위성영상의 판매 및 위성의 운영에 관해 위성 개발국은 상당한 제약 조건을 제시함으로써, 자율적인 첨단 위성영상의 취득이 상당부분 제한적이라 할 수 있다. 더욱이 고해상도 위성영상의 성격상 군사 목적의 정찰과 정밀

지도 제작 등에 응용될 수 있으므로, 기술 선진국에서 기술이전을 극도로 제한하고 있다.^[3] 이에 독자적인 위성영상 확보를 위한 광학 탑재체 및 지구관측 위성 개발이 필요하다.

현재 국내 지구관측 위성 개발은 우리별 1,2호^[4]를 통해 위성용 소형 카메라 개발, 운용 등의 경험을 축적했고, 해상도 15 m의 우리별3호^[5]의 성공을 통해 고해상도 지구관측 위성 개발이 본격화 되었다고 할 수 있다. 이와 함께 1999년 12월 발사된 다목적실용위성 1호에는 해상도 6.6 m의 카메라가 개발되었으며, 해상도 1 m (흑백)/4 m (칼라)를 가지는 다목적실용 위성 2호가 국제 협력을 통해 개발될 예정이다^[6] (표 2).

하지만, 국내의 초대형 광학계 및 위성체 관련 기술은 아직도 초보단계에 지나지 않고 현재 확보된 기술로는 소형 카메라를 들 수 있으나 이 역시 주요부품은 아직도 수입에 의존하고 있는 실정이다. 이러한 상황에서, 독자적으로 지구관측위성을 개발할 수 있는 능력을 확보하기 위해서는 시스템의 설계, 분석, 그리고 운영에 필요한 전문 인력 양성과 충분한 연구를 수행하여야 하며, 국내 관련 기술의 기반 설립을 확보해야 한다. 이와 같은 목적을 달성하고, 더 나아가 앞으로 국내에서 개발하게 될 해상도 1 m미만의 초고해상도 카메라에 사용하게 될 주요 부품의 설계, 제작 및 우주 환경에서의 시험을 위해 지구관측용 카메라의 독자적 국내 개발이 필요하다.

표 1. 1996년부터 2004년까지의 지구관측 고해상도 카메라 개발현황 및 계획

위성 명	국가/기관	발사 년도	해상도 (m) (흑백 / 칼라)	관측폭(km) (흑백 / 칼라)	고도(km)
ADEOS	일본	1996	8/16	80	797
IRS-1D	인도	1997	5.8/25	70/142	817
SPOT-4	프랑스	1998	10/20	60	820
Quick Bird	미국 / EarthWatch	1999	1/4	22	600
OrbView	미국 / OSC	1999	1/4	8	470
Space Imaging-1	미국/LM	1999	1/4	11	680
SPOT-5A	프랑스	1999	3~5 / 10	60	820
KOMPSAT-1	한국	1999	6.6	15	685
ALOS	일본	2002	2.5/10	70	692
IRS-P6	인도	2002	2.5	15	817
SPOT-5B	프랑스	2004	3~5 / 10	60	820

표 2. 국내 지구관측용 카메라의 개발 및 계획 현황

위성 명 (영문 명)	발사년도	관측대역	해상도 (흑백/ 칼라)	비고
우리별 1호 (KITSat -1)	92' 7	흑백/칼라	4 km /400 m	공동개발 (영국 Surrey대)
우리별 2호 (KITSat -2)	93' 9	흑백/칼라	2 km / 200 m	독자개발
우리별 3호 (KITSat -3)	99' 5	칼라	15 m	공동개발 (남아공 Stellenbosch대)
다목적실용위성1호 (KOMSAT-1)	99' 12	흑백	6.6 m	공동개발 (미국 TRW)
다목적실용위성2호 (KOMSAT-2)	03' 10(예정)	흑백/칼라	1 m / 4 m	공동개발 (이스라엘 ELOP)

본 논문에서는 탑재체의 크기와 무게와 비례하는 개발비 및 개발 기간과 국내업체의 제작능력 등을 고려하여, 소형위성에 탑재될 수 있는 고해상도 광학카메라의 설계를 제시한다. 최근 미국도 안정성, 적응성 및 여러 개의 위성을 이용한 위성군의 형성 등을 고려, 소형위성을 이용한 고해상도 카메라의 개발을 추진하고 있다.^[7]

II. 광학 시스템의 사양

소형위성의 경우 대부분 한정된 발사비용으로 인해 독자적인 발사체를 사용하지 않고, 더부살이(piggyback)방식으로 탑재되기 때문에 발사 시기 및 고도 등에 대한 결정권이 없고, 탑재될 수 있는 위성의 크기 및 무게가 제한된다.

본 논문에서 제시하는 카메라는 2.5 m(흑백)와 5 m(칼라)의 지상 해상도를 가지며 한 번에 20 km의 관측폭을 촬영할 수 있도록 설계되었고, 이에 따른 규격은 표 3과 같다. 위성의 고도는 위에서 언급한 더부살이 방식으로 발사되었을 때 원격탐사 위성이 갖는 전형적인 고도 685 km로 정하였다. 한편, 카메라의 직경을 작게 만들더라도 충분한 광량을 얻기 위하여 TDI (Time Delay & Integration) CCD^[8]를 선택하였으며, 전

체 길이를 줄이기 위해서 한 소자크기가 7 μm인 CCD를 선택했다.

III. 광학 설계

3.1. 광학계 종류의 선택

지구관측용 카메라로 쓰이는 카메라 또는 망원경의 종류로는 렌즈만을 사용하는 굴절형과, 반사경을 사용하는 Cassegrain, Schmidt Cassegrain, Mangin Cassegrain 등이 있다. 표 4에 예와 특성을 정리해 놓았다. 표 3에서 보듯이 본 논문에서 제시한 카메라가 2.5 m의 지상해상도를 갖기 위해서는 초점거리가 1918 mm가 되어야 한다. 소형위성에 탑재되기 위해서는 광학계의 길이가 가장 작은 Cassegrain이 가장 적합한 것으로 판단되어 이를 기준으로 광학 설계를 수행하였다.

3.2. 광학 설계

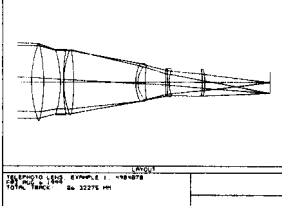
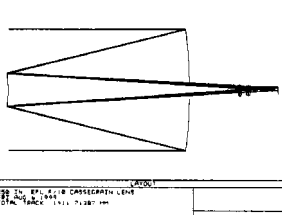
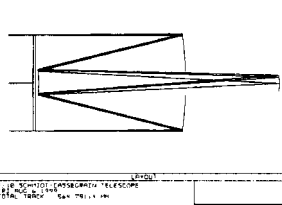
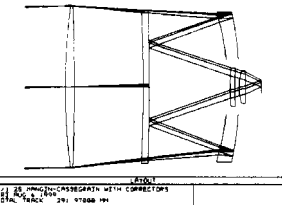
광학계의 설계는 원하는 질의 영상을 얻으며 다음의 목적을 달성하여야 한다.

- 광학계 길이(Total Track Length)가 짧아야 한다.
- 광량을 및 MTF값을 높이기 위해 부경 및 기구물이 작아

표 3. 소형위성을 위한 고해상도카메라의 규격

위성의 고도	Altitude	685 km
관측대역	Observation Bands	흑백 (PAN) : 0.51~0.73 μm 칼라 (MS) : 0.50~0.60, 0.61~0.69, 0.78~0.89 μm
지상해상도	Ground Sampling Distance	흑백 (PAN) : 2.5 m 칼라 (MS) : 5 m
관측폭	Swath Width	20 km
직경	Aperture Diameter	300 mm
촬영각	Field of View	1.67°
초점거리	Effective Focal Length	1918 mm
F/#	F Number	6.4
CCD 종류	Charge Coupled Device	TDI(Time Delay & Integration) 선형 CCD 12000(pixels in row)×32(lines) per each channel
CCD 소자 크기	CCD Detector pitch	흑백 (PAN): 7 μm 칼라 (MS): 14 μm (binning of two 7 μm pixels)

표 4. 지구관측 카메라로 이용되는 광학계의 종류와 특성

광학계	예	특성
굴절형		<ol style="list-style-type: none"> 1. 길이가 대략 초점거리의 0.7배 2. 색수차가 존재한다. 3. 반사형보다 제작, 조립 오차를 크게 할 수 있다. 4. HRTIR(SPOT[9])에 사용됨.
Cassegrain		<ol style="list-style-type: none"> 1. 길이가 대략 초점거리의 0.4~1배 2. 비구면을 사용하므로 제작이 구면보다 어렵다. 3. XMM-OM[10]에 사용됨.
Schmidt Cassegrain		<ol style="list-style-type: none"> 1. Schmidt형보다 호환성이 좋다. 2. 길이가 대략 초점거리와 같다. 3. 큰 관측 각을 가질 수 있다. 4. Schmidt corrector는 국내제작이 용이하지 않음. 5. ADEOS[11]에 사용됨.
Magn Cassegrain		<ol style="list-style-type: none"> 1. 길이가 대략 초점거리의 0.8~1.3배 2. 구면수차를 제거할 수 있다. 3. 주경보다 직경이 큰 렌즈로 인한 무게 추가 4. 우리별3호[5]에 사용됨.

야 한다.

c. 초점면 (flat field curvature)이 평평해야 한다.

d. 주경을 지지하는 구조물의 위치를 고려하여 CCD를 설치하기 쉽게 초점면이 주경 뒤에 있어야 한다.

위의 조건을 포함한 표 3에 있는 필수 조건을 만족시키는 광학계를 찾기 위하여 Cassegrain 광학계 중 설계 조건을 변형시키며, RMS spot size를 merit function으로 하는 최적해를 찾았다(표 5). (MTF 및 Encircled Energy 값들은 부경 및 보조 구조물에 의한 광량 손실을 고려한 값임.)

주어진 광학계의 초점거리에 대해, 마당굽음수차(field curvature aberration)는 부경의 크기가 작아지거나 두 반사경 사이의 거리가 작아질수록 커진다.^[12] 우주용 카메라의 경우 위성의 크기를 고려하여 작은 광학계를 원하므로 위에서 언급한 조건들을 만족하기 위해서는 마당굽음수차 및 잔류 수차 등을 제거하기 위해 최소한 2개의 보정렌즈가 필요하게 된다는 것을 표 5로부터 확인을 할 수 있다.

또한, 일반적으로 색수차를 고려하여 서로 다른 종류의 렌즈를 사용하지만, 보정렌즈의 optical power가 매우 적은 관계로 색수차가 적어 다른 종류의 렌즈를 사용함으로써 얻는 광학적 효과가 적음을 알았다(다른 종류의 렌즈 사용 시 오히려 색수

차를 보정하기 위해 다른 수차가 증가함을 알았다). 따라서, 제작의 용이성과 다음에 논의되는(광학 및 기계적) 열팽창효과를 고려하여, 보정렌즈들은 모두 BK7을 사용하기로 결정하였으며, 이에 따른 광학 설계 및 결과를 표 6과 그림 1에 나타내었다. 광학계의 FPA(Focal Plane Assembly)를 제외한 전체 길이는 675 mm이고, 설계결과는 표 7에 요약되어 있다.

3.3. Tolerancing

일반적으로 Tolerancing은 RSS(Square root of the Sum of the Squares) 규칙이라고 알려지는,

$$T \approx \sqrt{\sum_{i=1}^n t_i^2} \quad (1)$$

의 공식을 따른다.^[14] 이 공식은 확률적(예로 99%)으로 여러 가지의 보다 작은 에러를 가지면, 조립후의 광학계는 같은 확률로(여기서는 99%) T보다 작은 에러를 가진다는 것을 의미한다. 또한, Ronald와 Mark^[15]가 사용한 식

$$\Delta RMSWE = \frac{\Delta MTF}{0.60} \quad (2)$$

표 5. 광학 설계의 변형에 따른 최적해(Local optima)

설계 사양	(Worst cases)	Optical Layout
Classical Cassegrain - 주경 : paraboloid - 부경 : hyperboloid	RMS Spot Size : 4470 μm MTF at Nyquist Frequency : ~ 0% Encircled Energy (R=7 μm) : ~2%	
Ritchey-Chretien - 주경 : hyperboloid - 부경 : hyperboloid	RMS Spot Size : 168 μm MTF at Nyquist Frequency : ~ 0% Encircled Energy (R=7 μm) : ~ 2%	
Ritchey-Chretien - 주경 : hyperboloid - 부경 : hyperboloid - 1개의 보정렌즈 (BK7)	RMS Spot Size : 26.8 μm MTF at Nyquist Frequency : ~ 0% Encircled Energy (R=7 μm) : 2%	
Ritchey-Chretien - 주경 : hyperboloid - 부경 : hyperboloid - 2개의 보정렌즈 (BK7, BK7)	RMS Spot Size : 1.46 μm MTF at Nyquist Frequency : 35% Encircled Energy (R=7 μm) : 74%	
Ritchen-Chretien - 주경 : hyperboloid - 부경 : hyperboloid - 2개의 보정렌즈 (BK7, K11)	RMS Spot Size : 1.58 μm MTF at Nyquist Frequency : 35% Encircled Energy (R=7 μm) : 74%	

표 6. 소형위성을 위한 고해상도 카메라의 광학 설계

Sur. No	Surfaces	Radius	Thickness	Glass	Comments
1		Infinity	580.9317		
2	Primary Mirror	-1184.0250	-430.9821	Reflector	C=-1.124919
3	Secondary Mirror	-465.5375	442.0967	Reflector	C=-4.982622
4	Lens 1 front surface	130.6530	15.000	BK7	
5	Lens 1 back surface	427.3060	20.6046		
6	Lens 2 front surface	-165.2971	15.0000	BK7	
7	Lens 2 back surface	153.6287	30		
8	CCD Protection glass	Infinity	0.4	BK7	
9	Air/Vacuum		0.6		
10	Image plane	Infinity			

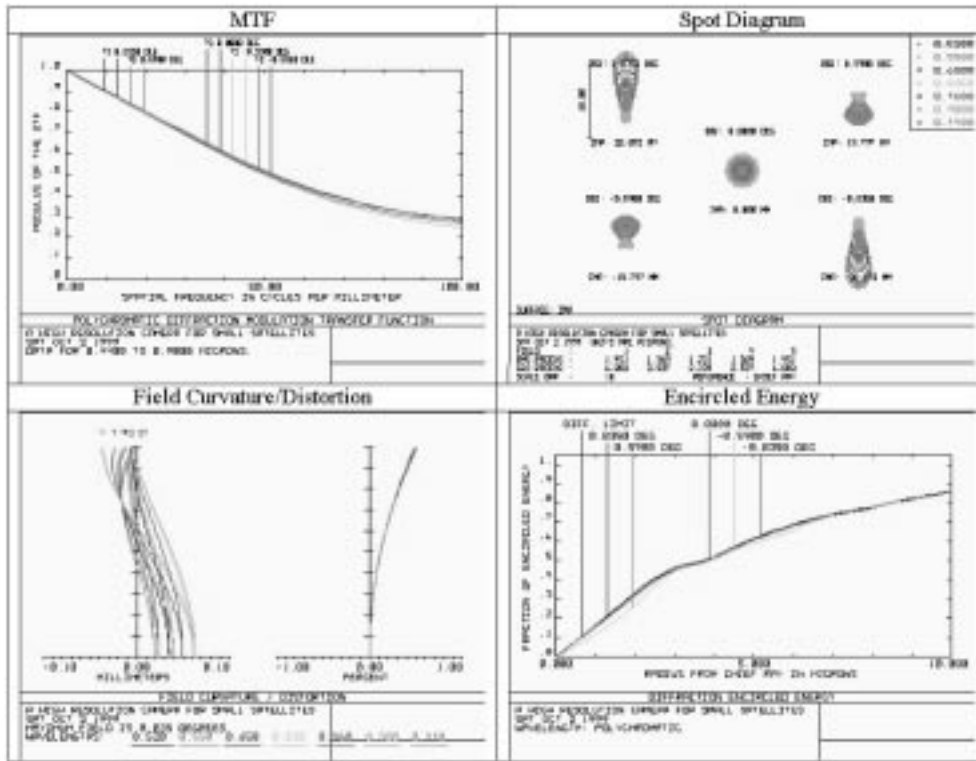


그림 1. 소형위성을 위한 한 고해상도 카메라의 설계의 분석.

에 의하여 MTF에 대한 조건을 RMSWE(Root Mean Squared Wavefront Error)로 바꿀 수 있다.

본 논문에서 제시한 고해상도 카메라의 최종 목표는 흑백 위성영상의 경우 10%이상의 MTF 값을 획득하는 것으로 하고 있다. 이러한 수치를 얻기 위한 오차 분산이 표 8에 나타나 있다. 따라서, 오차분산(tolerancing)은 표 8의 값 및 (1) 및 (2)의 공식에 따라 전체적인 에러(T)가 0.21λ 보다 작게끔

표 7. 설계에 따른 광학부 특성

MTF (광학계만을 고려)	0.35 PAN (71.4 lines/mm) 0.64 MS (35.7 lines/mm)
Encircled Energy	48% PAN (R=3.5 μ m) 73% MS (R=7 μ m)
Distortion	0.6% (구경바깥쪽)
RMS WE (wavefront error)	0.024 waves

표 8. 주요 오차 분산

Contributor	MTF (71 l/mm)	Groups MTF (71 l/mm)	Comment
Telescope		19%	
Nominal system	35%		
Align.& manuf.	73%		
Stability	73%		Pan. Channel at max FOV Manuf. Tolerances Launch, thermostability
Detector	55%	55%	
Signal Electronics	98%	98%	
System MTF		10%	At Nyquist frequency

t_i 를 설정하는 것이다.

그림 2는 조립, 제작 및 조립 후의 광학계의 Sensitivity를 보여준다. 제작상의 오류는 조립(assembly & align)을 통해 보정될 수 있는 관계로 조립 후의 허용오차에 비해 상당히 느슨하다는 것을 쉽게 알 수 있다. 특히, 조립 후 부경의 위치와 기울기에 상당히 민감하다는 것을 알 수 있다. 따라서, 조립 후 부경의 위치와 기울기에 많은 허용오차를 배분하는 것이 주안점이 되었다. 이러한 것을 고려하여 설계한 허용오차 설계 값들이 표 9 및 10에 나타나 있다. (조립 시 부경의 광축 상의 위치(axial position) 최적화에 의한 alignment를 가정

표 9. 주경 및 부경의 제작상의 허용오차

Tolerance	Primary Mirror	Secondary Mirror
Radius of Curvature	± 10 mm	± 5 mm
Conic Constant	± 0.006	± 0.006
Figuring / Distortion	$\lambda/12$ RMS	$\lambda/16$ RMS

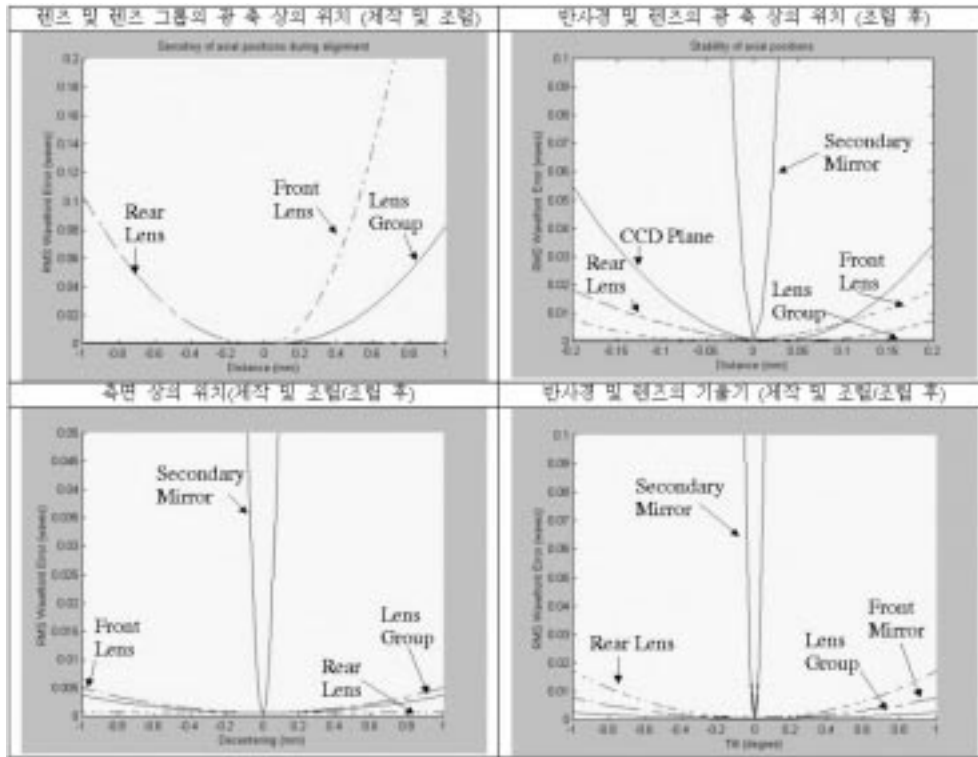


그림 2. 제작, 조립 및 조립후의 반사경 및 렌즈들의 Sensitivity.

표 10. 조립, 측정 및 조립상의 허용오차

Contributor	Alignment	Stability	Comment
Secondary Mirror			Under thermal conditions
- Axial	Compensator	$\pm 3 \mu\text{m}$	
- Lateral	$\pm 30 \mu\text{m}$	$\pm 30 \mu\text{m}$	
- Tilt	$\pm 50 \text{ arcsec}$	$\pm 50 \text{ arcsec}$	
Corrector Lens			
- Axial	$\pm 0.5 \text{ mm}$	$\pm 0.1 \text{ mm}$	
- Lateral	$\pm 1 \text{ mm}$	$\pm 1 \text{ mm}$	
- Tilt	$\pm 0.5 \text{ deg}$	$\pm 0.5 \text{ deg}$	

하였음.)

3.4. 광기계 개념 설계

우주용 카메라는 발사 시 발생하는 각종 stress(shock, vibration, acoustic, etc.)와 우주 환경(radiation, vacuum, no gravity, thermal cycles)을 겪으며 작동을 해야 한다. 이로 인하여 발생하는 여러 가지 설계 조건 중 가장 중요한 것들은 경량화 및 athermalization이다. 그림 3는 광기계 개념 설계를 보여준다. 첫째로, 경량화를 위해 주경을 지지하는 밀판을 honey-comb 구조로 설계하였으며, 경통은 복합재료(carbon composite)를 사용하여 무게를 줄이기로 결정했다. 둘째로, athermalization을 얻기 위해 기본적으로 모든 구성요소가 거의 $0(<10^{-6})$ 에 가까운 열팽창 계수를 갖는 외부의 온도 변화에 대해 insensitive하게끔 설계하였다. 3.3절의 허용오차를 만족시키며 최대한 경량화를 할 수 있는 상세 기계 설계와, active thermal control이 필요한지를 결정지를 열해석등이 앞으로 실

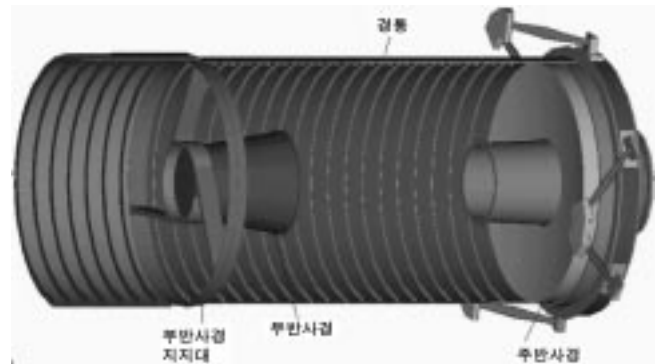


그림 3. 카메라 광기계 개념 설계.

행되어야 할 것이다.

IV. 토의 및 결론

소형 위성용 지구관측용 카메라로는 Cassegrain type이 가장 적합한 것으로 판단되며, Cassegrain type으로는 고도 685 km 상공에서 20 km의 관측 폭을 가지기 위해서는 2개 이상의 corrector lens가 필요하다는 것도 알았다. 또한, 예외적으로 corrector lens의 optical power가 적은 관계로 같은 종류의 lens를 사용해도 된다는 것을 알았다. 이를 바탕으로 설계한 결과 $7 \mu\text{m}$ pitch 크기의 CCD를 사용한 경우 35%(흑백)의 MTF 값을 얻을 수 있었다.

또한, 설계의 허용오차 해석을 한 결과 조립 후의 부경의 위치와 기울기가 가장 엄중하다는 것을 알았고, 주어진 성능

을 얻기 위해서는 주경 및 부경의 거리가 $\pm 3 \mu\text{m}$ 이내로, 그리고 기울기가 $\pm 50 \text{ arcsec}$ 이내이어야 함을 얻었다. 이러한, 허용오차를 만족시켰을 때 본 논문에서 제시한 설계는 실제 작동 시 10%(흑백)의 MTF값을 얻을 수 있다.

본 논문에서 제시한 광학 및 허용오차 설계가 실제 제작 가능한지 열해석을 포함한 상세 기계 설계 및 해석이 앞으로 실행되어야 할 것이다.

참고문헌

- [1] Vipin Gupta, *International Security* **20**, 94 (1995).
- [2] 권오석, *통신위성 우주산업연구회지* **5**, 65 (1997).
- [3] Congressional Record, "Amendment No. 4321, Purpose: To Prohibit the Collection and Release of Detailed Satellite Imagery with respect to Israel and other Countries and Areas", June 26, 1996.
- [4] 박성동, 성단근, 최순달, *한국우주과학회지*, **13**, 특집호 S1-S19 (1996).
- [5] 유상근, 장현석, 이홍규, 최순달, *Journal of the Korean Society of Remote Sensing*, **12**, 97 (1996).
- [6] 김학정, 1999세계한민족과학기술자종합학술대회, 서울, 1999
- [7] Larry Combest, U.S. House of Representatives, June **28**, (1996).
- [8] W. D. Washkurak, S.G. Chamberlain and P.T. Jenkins, *IEEE J. Solid-State Circuits*, **SC-21**, 182 (1986).
- [9] M. Duran and etc., *SPIE* **2209**, pp. 182-194.
- [10] J. Bleeker and etc., *Physica Scripta*, **T7**, 224 (1984).
- [11] N. Iwasaki and etc., *SPIE* **1290**, 216 (1991).
- [12] Harrie Rutten, Martin Van Venrooij, *Telescope Optics: Evaluation and Design*, Willmann-Bell, Inc., 1988
- [13] N. M. Short, Washington : Scientific & Technical Office, NASA (1976).
- [14] W. J. Smith, *Modern Optical Engineering*, McGraw-Hill, Inc.
- [15] R. R. Yoder Ed., *Optomechanical Design*, SPIE, **CR43**, 76 (1992).

An optical design of a high resolution earth observation camera for small satellites

Jun Ho Lee, Yong Min Kim, Eung-Shik Lee, Sang Keun Yoo,
Ee-eul Kim, Yong Wan Choi and Dong Cho Park
Satellite Technology Research Center, KAIST, Taejon 305-701, Republic of Korea

(Received August 18, 1999, Revised manuscript received January 24, 2000)

A space-borne earth observation camera is an electro-optical instrument to measure the characteristics of the earth's surface, and to transmit the measured data to a ground station(s). The specifications of a space-borne camera, such as resolution, swath width and observation bands, are determined by its mission objectives. This paper lists some specifications of a camera suitable for small satellite and then presents an optical design, with the results of tolerancing analysis, which satisfies the given specifications.