

포커스 메커니즘이 적용된 소형 위성 카메라의 제작 및 성능 실험

홍대기¹ · 황재혁^{2,†}

¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

²한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

Fabrication and Performance Test of Small Satellite Camera with Focus Mechanism

Dae Gi Hong¹, Jai Hyuk Hwang^{2,†}

¹Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Graduate School at Korea Aerospace University

²Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract

The precise alignment between optical components is required in high-resolution earth observation satellites. However, the misalignment of optical components occurs due to external factors such as severe satellite launch environment and space environment. A satellite optical system with a focus mechanism is required to compensate for the image quality degraded by these misalignments. This study designed, fabricated, aligned precisely, and carried out a performance tests for the image quality of the system. The satellite optical camera performance tests were carried out to check the image quality change by operating the focus mechanism and to analyze the satellite optical system MTF by photographing USAF target using the autocollimator. According to the experimental results, the misalignments can be compensated sufficiently with the focus mechanism. Finally the basic data for re-focusing algorithm of the optical system was obtained through this study.

초 록

고해상도 지구 관측위성에서는 광학 부품간 정밀한 위치 정렬도가 요구된다. 그러나, 가혹한 위성 발사 환경 및 우주환경 같은 외부 요인에 의해 광부품의 정렬오차가 발생한다. 이러한 정렬오차에 의해 저하된 영상품질을 보상하기 위해 포커스 메커니즘이 적용된 위성광학계의 설계가 필요하다. 본 논문에서는 위성카메라 정렬오차 보상이 가능한 목표광학계의 제작 및 성능 실험에 대한 연구를 수행하였다. 먼저 설계된 목표광학계를 제작/조립/정렬하였으며, 이 완료된 목표 광학계를 사용하여 영상 촬영 실험을 수행하였다. 영상 촬영 실험은 포커스 메커니즘에 의한 상의 변화를 이미지로 확인하는 실험과 오토콜리메이터를 이용하여 USAF 타깃을 촬영해 MTF를 분석하는 실험을 수행하였다. 실험 결과를 통해 포커스 메커니즘을 통하여 정렬오차를 충분히 보상할 수 있음을 확인하였으며, 궤도상에서 정렬오차를 보상할 수 있는 리포커싱의 기초자료를 확보하였다.

Key Words : Small Satellite(소형 위성), Focus Mechanism(포커스 메커니즘), Cassegrain(카세그레인), MTF(변조 전달 함수), Edge Method(엣지 방법)

1. 서 론

초기 지구관측 위성은 군사적 목적을 이유로 높은 해

상도를 갖는 영상을 필요로 하였고, 이를 만족시키기 위해 광학 탑재체의 크기가 큰 형태로 발전하였다. 그러나 대형 위성카메라를 탑재한 위성은 천문학적인 개발 비용과 긴 개발 기간이 요구된다. 또한, 저궤도 관측 위성의 수명이 5~10년 정도임을 감안한다면 대형 위성의 개발 비용과 운용유지 비용은 항상 비용효율성 측면에서 부담으로 작용되었다. 이로 인하여 소형 위

Received: Mar. 09, 2019 Revised: Jul. 30, 2019 Accepted: Aug. 02, 2019

† Corresponding Author

Tel: +82-2-300-0109, E-mail: jhhwang@kau.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

성에 적용 가능한 고해상도 위성카메라의 개발 방안을 모색하는 계기가 되었다[1]. 근래 들어 관련 산업의 발전과 광학, 센서 기술의 발달로 부품의 가격은 낮아지면서 인공위성 소형화에 적합한 환경을 제공하고 있다. 이러한 소형위성의 개발은 기존의 단일 인공위성이 수행하기 힘든 임무를 가능하게 하였으며, 관측 위성군을 편성하여 운용할 수 있게 되었다[2].

그러나 위성의 소형화는 대형 위성에 비해 구조적 안정성이 취약해 지는 결과를 초래하며, 위성 운용환경 및 발사 시 충격 및 진동 환경 등에 의한 많은 영향을 받게 된다. 이러한 외부 영향은 구조적인 변형과 광학 부품에 변형을 야기하여 광학 탑재체의 영상품질이 저하될 수 있다. 특히 위성 광학계에서 주로 사용되는 광학계에서는 수 마이크론의 정렬 정밀도를 요구한다. 따라서 광학구조체 및 광부품의 비정렬 영향을 보상하기 위하여 발사 후 궤도상에서 광학 정렬을 수행하는 포커스 메커니즘은 고해상도 영상을 얻기 위한 필수 기술이다.

광학 구조체에 변형이 발생하여 정렬이 흐트러질 경우, 광학 부품 간 생긴 상대거리를 정렬 오차라 부른다. 정렬오차에는 크게 디스페이스, 틸트, 디센트로 나눌 수 있다. 디스페이스는 주 반사경을 기준으로 광부품의 광축 방향 정렬 오차를 의미하며, 틸트는 광학 부품 사이에 각도가 발생하는 것을 의미한다. 디센터는 광축의 수직방향 평면에 대하여 광학 부품의 중심이 광축에서 벗어나는 정도를 뜻한다. 본 논문에서 제안하는 포커스 메커니즘은 3개의 압전 작동기를 이용하여 디스페이스 뿐만 아니라 틸트에 대하여 3축 운동을 구현할 수 있기 때문에, 기존 디스페이스만 보정하는 포커스 메커니즘에 비하여 정밀한 리포커싱을 구현할 수 있는 장점이 있다.

본 논문에서는 먼저 포커스 메커니즘의 성능을 검증하기 위한 목표 광학계에 대하여 설계를 수행하였다. 광학 설계는 기존의 지구관측위성을 참고하여 요구조건을 수립하였고, 이를 바탕으로 광학 설계 프로그램인 CODE V(Ver. 11.1)를 통해 목표한 광학계를 설계하였다. 다음 단계로 설계된 광학계에 적용될 포커스 메커니즘의 요구도를 분석하였다. 포커스 메커니즘의 요구도는 설계된 광학계 형상에 따른 공간의 제한 조건과 발사 및 우주 환경에서 발생된 정렬 오차, 위성

의 가진원에서 발생한 진동 영향에 의한 정렬 오차에 따른 요구도를 수립하였다. 그리고 목표 광학계 제작에 앞서 기구부 설계를 수행하였다. 기구부는 광학 정렬에 용이하도록 정렬용 조절점을 설계하였으며, 반사경의 열팽창률을 고려하여 기구부의 재질을 선정하였다. 또한 광학계 내부에서 반사되는 잡광을 차단하기 위해 무광흑색 도료로 도장하였다. 다음으로 제작된 광학계의 기구부, 조립 정렬용 치구, 광학 부품을 CMM(coordinate measuring machine)과 광학간섭계를 사용하여 광학 정렬을 수행하였다. 조립 및 정렬이 완료된 목표 광학계를 포커스 메커니즘을 이용하여 실물 타깃을 이용한 상의 변화 실험을 진행하였으며, 오토콜리메이터(autocollimator)를 이용하여 특수 타깃을 촬영하고 Edge Method를 통하여 포커스 메커니즘을 적용한 목표 광학계의 MTF(modulation transfer function)를 측정하였다.

2. 포커스 메커니즘이 탑재된 광학계 설계

2.1 광학계 요구도 도출 및 광학 설계

본 연구에서는 포커스 메커니즘을 실험실 수준에서 제작 및 검증을 하고, 소형 위성광학계 기술로 적용될 수 있도록 주 반사경을 직경을 200 mm로 선정하였다. 주 반사경의 직경이 200 mm급인 광학계는 일반적인 천체 관측용 망원경에서 사용되는 크기이므로 실험실 수준에서 제작하기에 비용면에서 효율적이다.

지구관측 위성 광학계의 경우, 구조가 간단한 카세그레인 타입의 광학계가 주로 사용된다. 카세그레인 타입의 광학계는 기본적으로 주 반사경, 부 반사경으로 구성되어 있고 광축에 두 반사경이 정렬된다. 카세그레인 타입은 반사경의 면의 형상과 광학 부품의 구성에 따라 여러 갈래로 응용할 수 있다. 본 논문의 광학계는 초점면부 포커스 메커니즘의 성능을 실험실 수준에서 검증하는 것이 목적이기 때문에, 광학 부품의 개수가 최소가 되도록 설계하였다. 이 목적에 부합하는 광학계로 하나의 보정 굴절렌즈가 추가된 슈미트-카세그레인(Schmidt-Cassegrain) 타입으로 선정하였다. 슈미트-카세그레인 타입의 광학계는 기존 카세그레인 광학계에서 각종 수차를 보정하기 위한 렌즈를 전면에 추가한 타입이다.

본 논문에서 설계된 위성용 광학계를 소형위성에 적용하기 위해, 위성카메라의 크기 및 무게에 제한을 두었다. 먼저 소형 위성 광학계에 부합하도록 전체 광학계의 거리를 550 mm 이하로 설정하였다. 그리고 카세그레인 타입의 광학계에서 부 반사경이 주반사경의 광축에 위치하므로 부 반사경에 의한 차폐 현상이 발생한다. 따라서 광학계의 성능향상을 위하여 부 반사경의 직경을 제한할 필요가 있다. 본 논문에서는 주 반사경과 부 반사경의 직경의 비율을 35% 이내로 설계하도록 요구사항을 선정하였다. 소형 위성 카메라의 경우 주로 600~700 km의 고도에서 운용되며, 이 조건들을 고려하여 본 논문에서 설계하는 위성 카메라의 운용 고도는 685 km, 관측폭은 12 km로 선정하였다. 검출부의 경우는 제작과 실험의 용이성을 고려하여 상용 DSLR 카메라를 검출부로 선정하였다[3, 4].

위성카메라의 전체 시스템의 MTF 성능을 10% 이상으로 설정하였고, 검출부의 MTF를 포함한 이미지 프로세싱 과정과 광학 부품의 가공정도와 광학계 조립공차 등의 성능저하를 고려하여 영상센서를 제외한 광학계만의 MTF 성능은 상면부의 Nyquist Frequency에서 30% 이상이 되도록 요구사항을 선정하였다. 운용 고도 685 km에서 200 mm급의 주경을 사용하면 픽셀의 크기와 f수는 Equation (1)의 관계를 만족해야 한다. 본 연구에서 사용한 센서의 픽셀 크기는 8.2 μm 이며, 광학계의 f수는 10을 갖도록 설계하였다. 본 논문에서 설계하고자 하는 광학계의 요구조건들을 정리하면 Table 1과 같다[5]. Equation (2)는 센서의 Nyquist Frequency를 계산하는 식이다.

$$GSD = \frac{P_x}{EFL} H = \frac{P_x}{f \times D} H \quad (1)$$

$$Nyquist\ Frequency = \frac{1000}{2 \times pixel\ size} \quad (2)$$

Table 1 Requirements of Target Optical System

item		value
clear aperture		200 mm
wavelength		480~650 nm, Multi Spectral
orbit altitude		685 km
GSD*		2.8 m
swath width		12 km
detector	size	35.8×23.9 mm, 4368×2912
	type	CMOS, @Canon EOS 5D
MTF		≥ 10%, @EOS, Nyquist Freq. ≥ 30%, @Optical Design, Nyquist Freq.
1/2 FOV**		0.62°
EFL***		2000 mm
focal ratio		10
obscuration		≥ 0.35
total length		≤ 550 mm

*ground sample distance

**field of view

***effective focal length

본 논문에서 광학계의 설계는 CODE V를 사용하여 수행하였다. 설계된 광학계는 슈미트 판을 지나 ϕ 200 mm 주 반사경과 ϕ 65 mm 부 반사경에 반사되어 초점면에 상이 맺히게 된다. 이 때, 슈미트 판에서 상면까지의 거리는 약 505 mm로 요구사항을 만족하였다. 주어진 요구조건을 기반으로 부경의 직경이 주경의 직경에 비하여 32.5%인 65 mm로 설계하였으며, GSD는 2.8 m의 성능을 가지며, MTF도 39.3%로 요구사항에 만족하는 성능을 갖도록 설계하였다. Figure 1은 필드별 MTF 선도이다. 다음 초점면부의 스팟 크기를 체크하여 Figure 2에 나타내었다. 0필드에서 RMS 스팟 크기는 8.30 μm 이며 1필드에서는 11.1 μm 의 값으로 설계치를 충족하였다. 0필드에서 1필드로 변할수록 스팟의 형상은 수차에 의해 타원 모양을 나타내는 현상을 보인다. 비점수차에 의한 영향보다 왜곡수차에 의한 영향이 크며, 1필드에서는 약 2.6 %의 왜곡수차를 보인다. 또한, 부 반사경면에 디스페이스(De-space)가 발생할수록 RMS 스팟 크기는 검출부의 크기보다 커지게 된다. Table 2에 디스페이스와 필드별 광학계의 RMS 스팟 크기를 나타내었다. Figure 3은 설계된 포커스 메커니즘이 탑재된 광학계의 레이아웃이다.

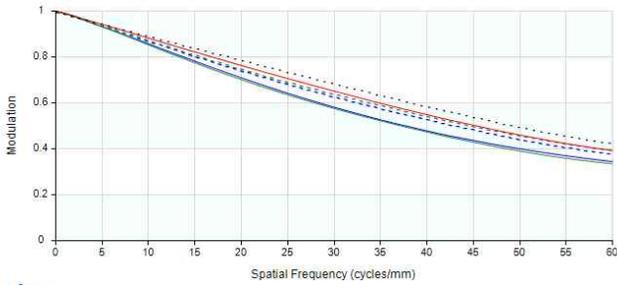


Fig. 1 Optical System MTF Diagram

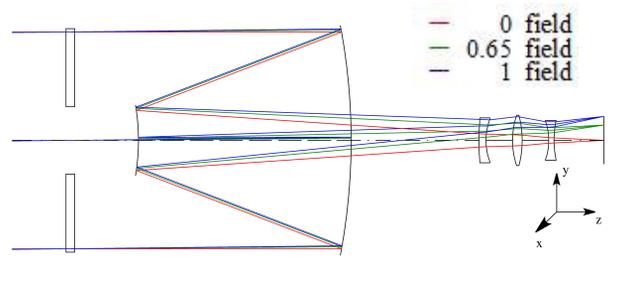


Fig. 3 Optical System 2D Layout

Table 2 RMS Spot Sizes for Various De-spaces

De-space [μm]	field	RMS spot size [μm]
0	0	8.3
	0.65	12.2
	1	11.1
5	0	20.9
	0.65	15.5
	1	20.8
10	0	39.4
	0.65	33.4
	1	39.6
15	0	59.6
	0.65	52.7
	1	58.3

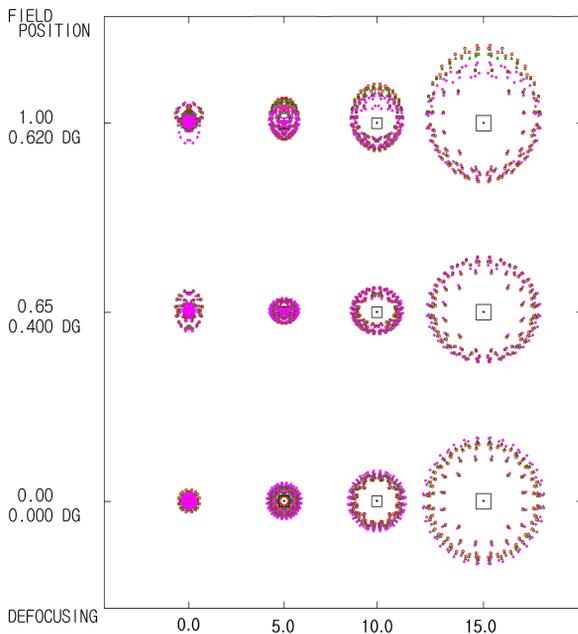


Fig. 2 RMS Spot Diagram for Various De-spaces and Fields

2.2 포커스 메커니즘 설계

본 논문에서 제안하는 부 반사경 구동 메커니즘은 선 행연구에서 설계된 3개의 구동기를 광축(z축)을 기준으로 120°씩 광축 방향으로 평행하게 배치한 삼각대 형태(tripod type)의 구조이다[3]. 삼각대 구조는 부 반사경을 광축방향으로의 병진운동, x, y축으로 회전운동을 시키는 3자유도 운동이 가능한 구조이다. 3개의 구동기가 동일한 양만큼 행정(stroke)을 발생시키면 디스페이스(광축 방향으로의 이동)가 발생하고, 3개의 구동기의 행정이 각각 다른 양만큼 발생되면 틸트(x축, y축을 중심으로 한 회전)가 발생한다. Figure 4는 삼각대 형태 포커스 메커니즘의 개념도이다. 포커스 메커니즘의 공간적 제한 조건과 저궤도 소형 위성을 기준으로 앞서 설계된 광학계를 참고하여 Table 3와 같이 포커스 메커니즘의 설계 요구도를 작성하였다. 구동기 선정은 최근 우주용 메커니즘 소재로 주목받고 있는 압전소재를 선정하였다[6]. 설계 요구도를 따라 메커니즘의 크기와 요구되는 행정량 및 분해능에 가중치를 두어 선정하였으며, 또한 작동기의 응답성과 구동력을 고려하였다. Figure 5는 선정된 압전작동기를 나타내고 있다.

Table 3 Requirements of Focus Mechanism

Height Limit	< 60 mm
Max. Tilt(x, y)	200 μrad
Tilt Resolution	5 μrad
Max. Stroke	$\pm 30 \mu\text{m}$
Stroke Resolution	0.5 μm

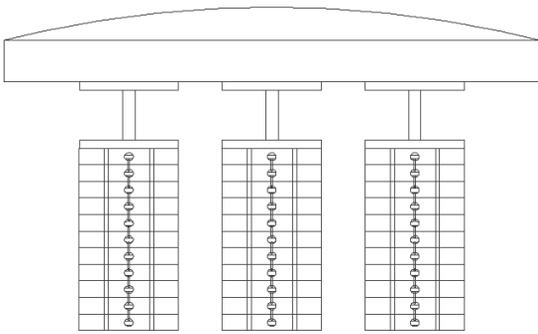


Fig. 4 Tripod Type Focus Mechanism Concept

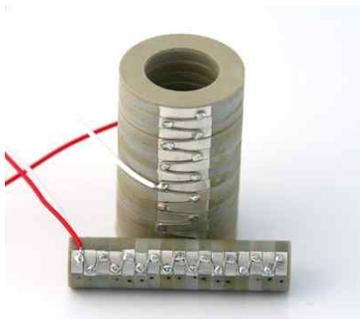


Fig. 5 Piezo actuator
(NAC2123)

3. 포커스 메커니즘 검증을 위한 광학계 제작 및 조립

3.1 광학계 기구부 설계 및 제작

광학계의 기구부는 크게 5가지로 구분하여 슈미트 판부, 경통부, 부 반사경부, 주 반사경부, 그리고 검출기부로 구성하였다. 먼저 슈미트 판부의 기구부는 슈미트 판을 지지할 수 있는 구조물, 슈미트판과 지지구조물에서 생기는 단차를 보정해주는 금속링, 그리고 슈미트 판과 지지구조물을 밀착시켜주는 가스켓으로 구성된다.

경통부는 경통과 삼각대와 마운트 구조물로 구성하였다. 경통은 금속 판재를 재단하고 원통 모양으로 절곡한 후 용접했으며 내부는 난반사에 의한 잡광을 차단하기 위해 무광흑색으로 도장하였다. 삼각대와 광학계를 체결하기 위한 마운트 구조물은 Dove tail 마운트 방식을 채용하였다.

부 반사경부는 부경 플렉서, 경통에 연결하여 부경을

지지해주는 스파이더, 그리고 스파이더와 압전작동기를 연결해주는 나사부로 구성하였다. 부경 플렉서는 부 반사경에 부착되어 우주 및 발사 환경과 구동기의 상대 변위에 의한 반사경변의 변형을 방지하며[7], 발사 환경에서 10G의 힘을 충분히 견딜 수 있도록 설계하였다[8]. 플렉서와 스파이더는 우주환경을 고려하여 열팽창률이 작은 Super Invar 32-5 재질을 선정하였으며, 스파이더의 웹(경통과 연결되는 다리 부분)에서 광로차폐에 의한 MTF 손실을 최소화하도록 설계하였다. 설계된 스파이더에 의한 MTF의 손실률은 0.4% 정도이므로 광학계의 성능을 충분히 보장한다.

주 반사경부는 주 반사경을 부착하여 주경 홀더, 홀더와 연결되는 지지구조물, 그리고 광로가 지나가는 원통으로 구성된다. 스파이더와 마찬가지로 Super Invar 32-5 재질로 가공 하였으며, 주 반사경과 접착을 위한 6개의 작은 홀과 주경 홀더에 연결하기 위한 12개의 탭 홀이 있다.

검출기부는 초점면부 이송장치, 검출기 스테이지, 필드 플레이트너 기구부, 그리고 초점면부 이송장치를 설치할 리브로 구성된다. 초점면부 이송장치는 Misumi사의 LX2001PG-B1-A2028-150 제품으로 볼-스크류와 LM가이드로 볼 스크류 1회전에 1 mm가 이송되는 장치이다. 검출기 스테이지는 이송장치의 LM 가이드 브라켓에 부착되어 검출기(상용 민수카메라)를 이송장치에 고정시킨다. 또한 검출기 배터리와 메모리 카드 교체를 위한 구조를 고려하였다. 필드 플레이트너 기구부는 필드 플레이트너 렌즈군을 고정하며 T-Thread(M42 X 0.75) 탭가공하여 검출기의 T-mount와 연결된다. 필드 플레이트너 기구부는 T-mount를 이용하여 모듈화하여 검출기에 탈부착을 할 수 있도록 설계하였다. 리브는 검출기 시스템과 이송장치의 처짐을 최소화 하도록 설계하였다. 자중조건을 부여하여 유한요소해석을 수행한 결과 검출기 상면의 처짐은 약 $3.2 \mu\text{m}$ 발생하며, 이는 1 픽셀($8.2 \mu\text{m}$)보다 작은 값을 보여주었다. 이송장치 조립 시 정확한 위치에 들어맞도록 이송장치 크기에 맞춰 1 mm 정도 단차를 내었다. 그리고 위성카메라 본체에 리브를 조립 시 위치정밀도를 위해 핀홀 4개를 가공하였다. Figure 6은 가공 완료된 광학계의 기구부와 단면도를 나타낸다.



(g) Optical System 3D Rendering
Figure 6 Optical System Structures

3.2 광학계 부품 제작

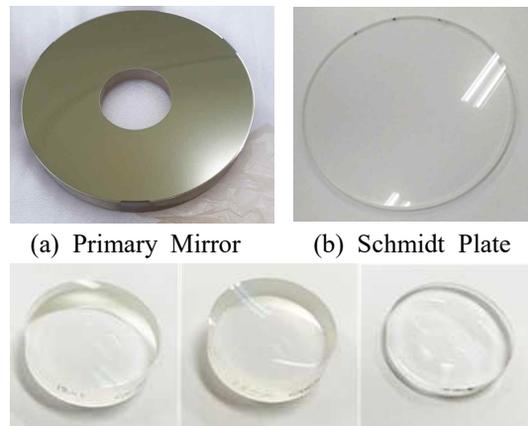
광학계의 광학 부품을 가공하기 위하여 입고된 렌즈 소재와 거울 소재는 다이아몬드 연삭(roughing)으로 가공이 시작된다. 연삭 공정으로 광학면의 불필요한 부분을 제거한 후 스무딩(smoothing) 공정을 진행하였다. 이 공정은 연삭 공정에서 발생한 소재 표면의 요철을 제거하며 광학 부품의 형상을 결정 짓는 공정이다. 스무딩 공정 다음으로 연마(polishing) 공정을 진행 하였다. Figure 7은 광학 소재의 가공 공정별 모습이다.



(a) Grinding Process (b) Polishing Process
Fig. 7 Machining Process of Optical Materials

본 논문에서는 슈미트 판과 주·부 반사경의 소재는 우주 환경을 고려하여 열팽창률이 0에 가까운 Fused Silica와 Zerodur를 이용하였다. 반사경은 가시광선 영역대인 400~650 nm 영역대를 관측하는 광학계이기 때문에 강화 알루미늄 코팅(enhanced aluminum coating)을 하였다[9]. 필드 플래트너의 일반적인 렌즈에 주로 쓰이는 BK7 소재를 이용하였고, 450~650 nm 영역이 관측 가능하도록 AR(anti-reflection)코팅을 진행하였다. AR코팅은 투과율의 증대, 콘트라스트(contrast)의 개선, 그리고 고스트 이미지(ghost image) 제거를 통한 광학 효율을 높여주는 효과가 있다.

광학 부품은 슈미트판, 주/부 반사경, 필드 플래트너 렌즈군으로 구성되며, 이들 모두 표면조도의 값이 $\lambda/4$ (@ $\lambda=632.8$ nm) 이하를 만족하도록 가공하였다. 형상 정밀도 측정은 Panasonic사의 UA3P를 사용하여 3차원 형상 측정을 진행하였다. 주 반사경은 강화 알루미늄 코팅 공정까지 마친 결과 표면조도 P-V값은 $0.4004 \mu\text{m}$, RMS 값은 $0.0623 \mu\text{m}$, 반사율은 93.6%이다. 또한, 부 반사경도 강화 알루미늄 코팅 공정까지 마친 결과 표면조도 P-V값은 $0.1265 \mu\text{m}$, RMS 값은 $0.0141 \mu\text{m}$, 반사율은 93.2%이다. 슈미트 판은 AR코팅 공정까지 마친 결과 표면조도 P-V값은 $0.1177 \mu\text{m}$, RMS 값은 $0.0246 \mu\text{m}$ 이다. Figure 8은 가공이 완료된 광학 부품을 보여준다.



(c) Field Flattener
Fig. 8 Optical Parts

3.3 광학계 조립 절차

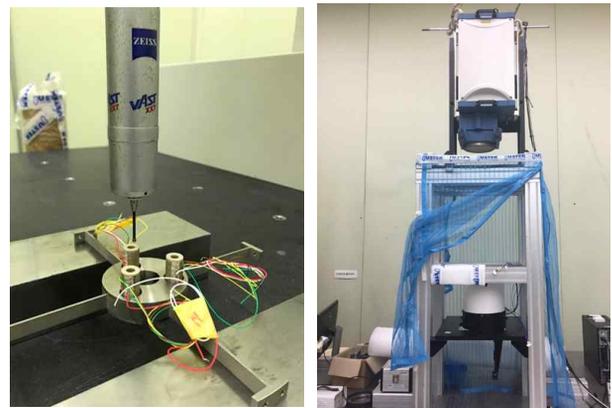
광학계의 조립 절차는 광학 부품과 기구부의 접착하고, 접착제가 충분히 경화되면 슈미트판부, 부 반사경부, 주 반사경부, 검출기부 순으로 조립한다. 먼저 기구부를 가조립하여 결합도와 이상유무를 파악하였고, 가조립 결과 이상 없음을 확인하였다. 다음 절차로 슈미트판부를 조립하였다. 입고된 슈미트 판과 지지부의 결합을 확인하였으며, 슈미트판과 지지부에서 발생한 단차를 보정하기 위한 링형 구조물을 설치하였다. 이후 가스켓으로 고정하여 슈미트 판부의 조립을 완료하였다. 다음 절차로 부 반사경부와 주 반사경부를 조립하였다. 먼저 압전작동기와 스파이더에 체결하기 위한 나사부를 접착하였다. 접착제는 3M의 EC-2216 에폭시 접착제를 사용하였다. 접착제 경화 후 CMM을 통해 3개의 압전작동기의 위치를 정렬하였다. 이 후 나사부는 완전체결을 위해 LOCTITE 242 - Thread Locker 접착제를 사용하여 고정하였다. 부 반사경, 플렉서 그리고 압전 작동기는 조립 시 접착제 경화 중 위치정밀도를 유지하기 위해 치구를 사용하였다. 주 반사경 부는 조립 시 지지구조물의 접착제 투입용 홀에 주사기를 이용하여 접착제를 도포하였다. 접착제 경화는 항온항습실에서 약 72시간 정도 소요된다.

검출기부의 조립은 위성카메라 본체와 리브, 리브와 이송장치, 이송장치와 검출기 스테이지, 검출기 스테이지와 검출기, 검출기와 필드 플래트너 순으로 진행하였다. 위성카메라 본체와 리브는 4개의 핀을 이용하여 위치정밀도를 확보하고 볼트로 체결하였다. 이 후 리브에 가공한 이송장치 설치를 위한 단차가 있는 부분에 이송장치를 볼트로 체결하였다. 이송장치의 LM가이드 브라켓에 검출기 스테이지를 체결하였다. 검출기 스테이지 중앙엔 검출기와 결합할 수 있도록 1/4인치 탭홀을 가공하였다. 검출기는 1/4인치 무두볼트를 이용하여 스테이지와 결합한다. 다음으로 필드 플래트너 렌즈군을 검출기에 마운트 시키면 검출기부의 조립은 마무리 된다.

기구부 조립 완료 후 다음 절차는 광학계를 정렬하는 과정이다. 정렬하는 과정은 기구부와 광학 부품의 조립을 CMM을 통해 수 마이크로 단위로 정렬하며, 이 후 각 기구부의 조절점들을 미세하게 조절하며 간섭계로

정렬도를 측정한다. 간섭계는 Zygo사의 DynaFiz®을 사용하여 측정을 진행하였으며, CMM은 Zeiss사의 Contura G2를 사용하여 측정하였다.

조절점은 체결에 이용한 볼트들과 주 반사경 지지판 후면에 우레탄 붙이 스톱퍼 볼트를 이용하였다. 간섭계를 이용한 정렬도 측정은 평행광을 광학계로 보내고, 광학계를 지나친 빛은 후면에 평면경에 반사되어 다시 간섭계로 향한다. 이 때, 광학계의 간섭무늬를 분석하면 파면오차 값을 얻을 수 있으며 이를 통하여 정렬을 수행하였다. Figure 9의 (a)는 CMM을 통한 광학계를 정렬하는 과정이며, (b)는 간섭계를 통한 광학계를 정렬하는 과정이다. Figure 10은 조립이 완료된 포커스 메커니즘이 탑재된 광학계이다.



(a) Alignment by CMM

(b) Alignment by Interferometer

Fig. 9 Optical System Alignment Process



Fig. 10 Assembled Optical System

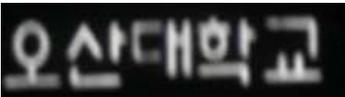
4. 포커스 메커니즘 성능 실험

4.1 영상 촬영 실험

영상 촬영으로 부 반사경과 초점면부 변위에 의한 상의 변화를 확인하는 실험을 진행하였다. 영상 촬영 타깃은 경계 구분이 확실해야하기 때문에 글자가 적힌 간판을 선정하였다. 타깃은 전방 5 km에 위치하였으며, 배경과 타깃이 구분이 잘 되도록 야간에 영상 촬영을 진행하였다. 실사 촬영에 사용된 장비는 압전작동기 앰프, 스트레인 게이지 인디케이터와 브리지 모듈, 그리고 수동 적도의를 사용하였다. 압전작동기 앰프로 PI사의 E-481모델 3대를 사용하였다. 스트레인 게이지 인디케이터는 Dacell사의 DN-10W제품이며, 고정밀 LVDT를 이용하여 스트레인 게이지의 캘리브레이션을 수행하였다. 압전작동기의 스트레인 게이지는 하프 브리지이기 때문에 인디케이터를 사용하기 위하여 브리지 모듈 적용해야한다. 브리지 모듈로 Omega사의 BCM-1을 사용하였다. 적도의는 광학계의 무게를 충분히 지탱할 수 있으며 고정된 타깃을 촬영하기 때문에 GOTO 옵션이 없는 수동 적도의인 Skywatcher사의 EQ-5로 선정하였다.

포커스 메커니즘을 탑재한 광학계의 영상 촬영 실험은 Table 4와 같이 5가지 경우에 대하여 진행하였다. 1번 실험은 초기 정렬 상태에서 피사체를 촬영하였으며 3번을 제외한 실험은 틸트를 고려하지 않았다. 3번 실험은 x, y축에 대하여 200 μrad 의 틸트와 10 μm 의 디스페이스를 주어 실험을 진행하였다. 각 경우에 대하여 실사 촬영 실험 결과는 Table 4에 도시하였다. 부 반사경에 변위가 가해진 경우와 초점면부 이송 시상의 변화를 확인하였으며, 틸트에 의한 효과도 확인하였다. 디스페이스에 의한 효과는 주로 상의 흐려짐이고 틸트에 의한 효과는 상의 움직임이다. x, y축에 대한 틸트 200 μrad 발생 시 가로방향과 세로방향으로 20픽셀씩 상이 제 3사분면 방향으로 이동하는 것을 확인하였다. 본 논문에서 설계한 광학계는 상공 685 km에서 GSD 2.8 m의 성능을 보이는 위성카메라이다. 위의 실험 결과를 적용한다면 상이 제 3사분면 방향으로 약 79 m만큼 이동되는 것과 같음을 확인하였다.

Table 4 Real Image Experiment for Various De-space Conditions

De-space [μm]	Image
0	
10	
10 + Tilt (200 μrad)	
20	
25	

4.2 Edge Method를 이용한 광학계 MTF 측정

MTF는 광학계의 영상 품질을 측정하는 기준으로 사용되는 대표적인 지표이다. 광학 시스템의 공간 해상력을 측정하는 기준으로, 선명도(sharpness)와 콘트라스트(contrast)와 연관이 되어있다. 광학 설계 단계에서 해석적인 방법을 통하여 계산이 되며, 광학 시스템의 조립과 시험 단계에서 측정 장비를 통하여 MTF를 측정할 수 있다. 그러나 설계와 지상 시험단계를 마치고 운용중인 위성의 광학 탑재체는 MTF를 측정할 수 있는 방법이 제한적이다. 본 논문에서는 위성 광학계에서 주로 사용되는 방법인 Edge Method를 이용하여 MTF측정을 수행하였다.

Figure 11에서 나타낸 바와 같이 MTF는 오토콜리메이터를 활용하여 특수 타깃을 촬영하고, 촬영된 영상을 분석하여 얻을 수 있다. 튜닝된 오토콜리메이터가 구비된 광학장비 업체에서 타깃 촬영 후 MTF 측정을 진행하였다. Reticle 1에 USAF 타깃을 설치하고 오토콜리메이터를 튜닝하면 USAF 타깃 이미지를 평행광으로 목표광학계에 투사할 수 있다. 실험에 사용된 USAF 타깃은 Edmund Optics사의 2" x 2" Negative, 1951 USAF Hi-Resolution Target 이다. Figure 11은 타깃 이미지, 튜닝된 오토콜리메이터 및 목표광학계를 이용한 MTF 측정실험 개념도이다.

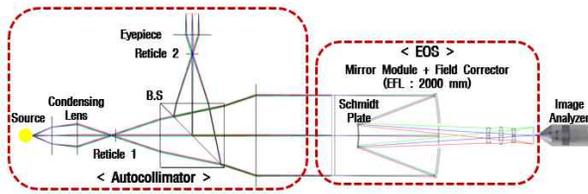


Fig. 11 Outline of MTF Measurement Experiment Using Autocollimator

촬영된 USAF 타기는 상업 프로그램인 Imatest를 사용하여 분석하였다. Imatest의 MTF 계산은 ISO 표준 12233에서 파생되었다. 분석 과정은 영상에서 타기의 Slanted Edge 영역을 선택한다. 영역은 임의로 선택 가능하며, 이 영역을 ROI(region of interest)라고 한다. ROI를 선택하여 트리밍된 이미지에서 카메라에 의한 감마 인코딩(gamma encoding)을 제거한다. 이 과정을 통해 이미지는 선형화 된다. ROI의 가장 자리에서 상대 휘도(relative luminance)를 계산한다. 상대 휘도는 RGB 채널에서 특정 방정식($Y = 0.3R + 0.59G + 0.11B$)을 이용하여 구해진다. ROI에 대한 상대 휘도의 RGB 채널 값을 2차 다항식으로 피팅한다. 2차 다항식은 $x = a_0 + a_1y + a_2y^2$ 의 형태로 피팅되며, 렌즈의 왜곡 수차를 제거한다. 다항식이 적용된 ESF(edge spread function)을 미분하여 LSF(line spread function)를 구하고, 다시 푸리에 변환을 하여 MTF를 구한다[10]. Figure 12는 위의 계산 과정을 도식화하였다.

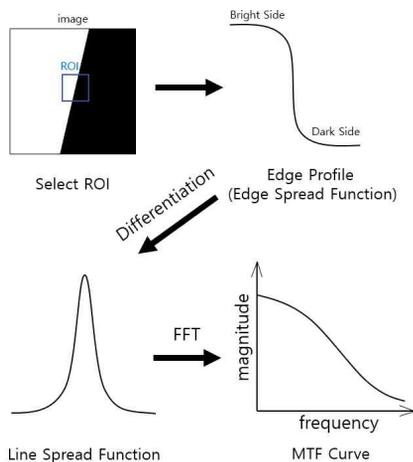
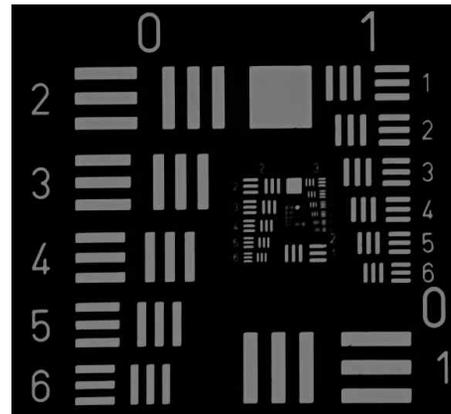
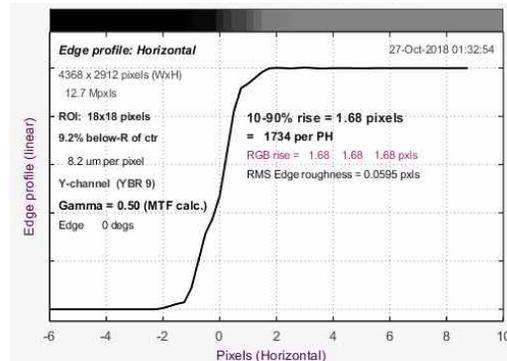


Fig. 12 MTF Measurement Using Edge Method

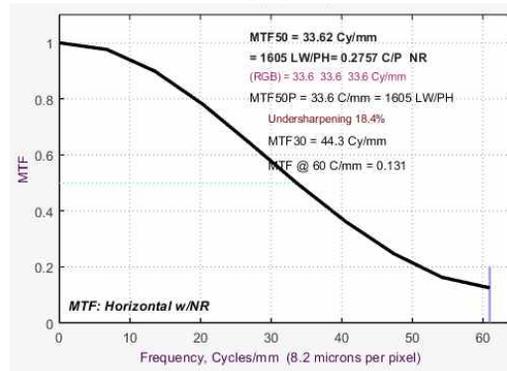
영상 촬영 시 설정한 값으로 ISO는 50, 셔터스피드는 1/25, f#는 10이다. 화이트밸런스는 자동으로 설정하였고, RAW파일을 JPG파일로 변환한 후 분석을 수행하였다. USAF 타기 촬영 시 다양한 광학계 비정렬 조건을 적용하여 촬영하였다. 광학계 비정렬은 부 반사경에 디스페이스가 부가하여 실험을 진행하였다. Figure 13의 경우 초기 정렬 상태의 결과이며, Figure 14는 디스페이스가 5 μm 발생한 경우 촬영된 결과이다.



(a) USAF target

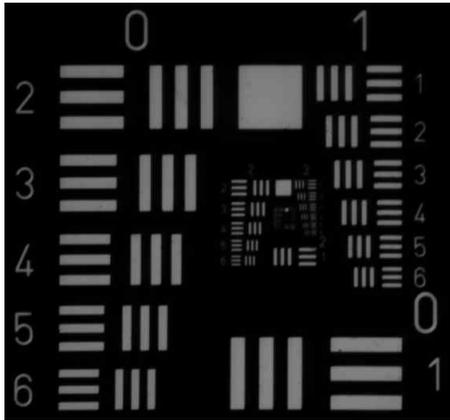


(b) Edge profile

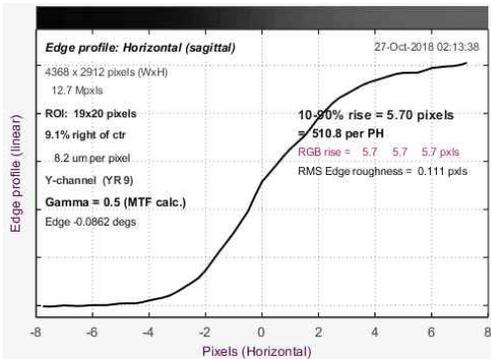


(c) MTF curve

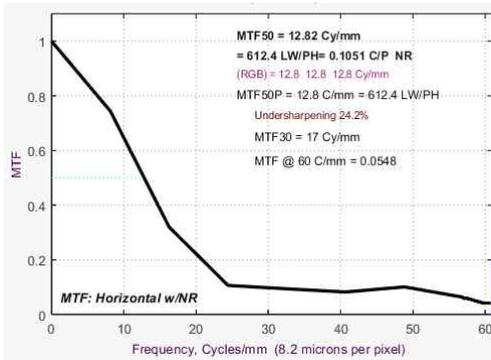
Fig. 13 De-space 0 μm



(a) USAF target



(b) Edge profile



(c) MTF curve

Fig. 14 De-space 5 μm

초기 정렬상태의 Nyquist Frequency에서 MTF값은 13.1% 이며, 디스페이스가 5 μm 일 때 MTF 값은 5.48 %, 디스페이스가 15 μm 이상 발생하면 MTF값은 1% 미만의 값을 가진다. Imatest를 통해 측정된 MTF 값은 광학계의 MTF값, 이미지 프로세싱의 MTF 값, 검출부의 MTF값 등을 곱하여 나온 전체 광학계의 MTF 값이 된다. 실제 운용되었던 OrbView-3 위성의 경우 Scan(cross와 along)방향과 이미지 후처리 과정

에 따라 약간의 차이는 있지만, Nyquist Frequency에서 MTF값은 약 10% 임을 고려한다면[11] 본 연구에서 제작된 목표광학계의 성능이 만족됨을 확인하였다.

5. 결론

본 논문에서는 위성카메라 정렬오차 보상이 가능한 목표광학계의 제작 및 성능 실험에 대한 연구를 수행하였다. 위성카메라 정렬오차 보상을 위해 적용된 포커스 메커니즘은 우주 및 발사환경에서 발생된 정렬오차를 보상하여 영상의 고품질을 보장한다. 본 연구에서 설계/제작한 광학계는 기존 소형 위성의 제원을 참고하여 주 반사경의 직경이 200 mm인 슈미트-카세그레인 타입의 광학계로 선정하였다. 광학계 설계는 CODE V를 이용하여 설계하였으며, 광학계의 0필드에서 MTF값은 39.3%로 설계 요구조건을 만족하였다. 광학설계를 토대로 포커스 메커니즘의 요구도를 선정하고 설계하였다. 포커스 메커니즘은 Tripod 타입의 메커니즘으로 정렬오차인 디스페이스와 x, y축에 대한 틸트를 보상하도록 3개의 압전 작동기로 구성하였다.

다음 포커스 메커니즘이 적용된 목표광학계의 기구부 설계와 제작을 수행하였다. 광학계의 기구부는 광학계의 조립/정렬 시 각 부품의 위치 조절이 용이하도록 조절점, 광학계 내부에서 난반사를 차단하기 위한 무광 흑색도장, 그리고 광학 부품의 열팽창률을 고려하여 설계/제작하였다. 제작된 광학 부품의 표면조도는 목표한 λ/4를 충분히 만족함을 확인하였다. 목표광학계의 조립순서는 조절점들을 통해 CMM으로 초기정렬을 수행한 후 간섭계를 이용하여 정밀 정렬을 수행하였다.

정렬이 완료된 목표 광학계로 영상 촬영 실험을 수행하였다. 영상 촬영 실험은 두 가지로 포커스 메커니즘에 의한 상의 변화를 이미지로 확인하는 실험과 오토콜리메이터에서 USAF 타깃을 촬영하여 MTF를 분석하는 실험을 수행하였다. 첫 번째 실험에서 부 반사경에 정렬오차를 임의로 주었을 때 발생하는 상의 변화를 확인하였다. 부 반사경의 디스페이스 정도에 따른 상의 흐려짐을 확인하였으며, 틸트 발생에 따른 상의 위치 변화도 확인하였다. 두 번째 실험은 오토콜리메이터를 이용한 MTF측정 실험이다. MTF측정은 촬영된 영상을 Edge Method를 이용하여 광학계 전체 시

스텝의 MTF값을 측정하였다. 초기 상태에서 MTF값은 13.1%이며, 부 반사경에 디스페이스가 발생함에 따라 MTF값이 점차 낮아짐을 확인하였다.

실험 결과를 통해 제안한 포커스 메커니즘을 구동하였을 때 영상 품질의 변화를 확인하였다. 따라서 발사 및 우주 환경에서 지구 관측용 소형 위성 카메라에 정렬오차가 발생하였을 때, 포커스 메커니즘을 통하여 정렬오차를 충분히 보상할 수 있음을 확인하였으며, 궤도상에서 자동으로 정렬오차를 보상할 수 있는 리포커싱의 기초자료를 구축하였다.

후 기

본 논문은 국방광역감시 특화연구센터 프로그램의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

References

- [1] G. S. Kim, "Development Trends in Super High Resolution Earth Observation Optical Satellite," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 11, No. 2, pp. 101-110, 2013.
- [2] Y. S. Yoon and K. J. Min, "Industry Trend and Development Status of Nano/Micro Satellite," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 14, No. 1, pp. 18-25, 2016.
- [3] D. G. Hong and J. H. Hwang, "Design of 3-Axis Focus Mechanism Using Piezoelectric Actuators for a Small Satellite Camera," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 12, No. 3, pp. 9-17, 2018.
- [4] J. Heo, C. W. Kim, S. S. Kim, B. W. Kim, "Airborne EO/IR Sensor Technology," *Proceedings of KSAS*, Vol. 2013, No. 11, pp. 962-966, 2013.
- [5] J. B. Jo, J. H. Hwang and J. S. Bae, "Optical Design for Satellite Camera with Online Optical Compensation Movements," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 3, pp. 265-271, 2015.
- [6] S. H. Lee, K. T. Hwang, H. J. Cho, H. J. Seo, G. W. Moon, "A Study on the PZT Application for Spacecraft Components," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 12, No. 1, pp. 32-39, 2013.
- [7] H. J. Kim, Y. D. Seo, S. K. Youn, S. H. Lee, D. G. Lee, E. S. Lee, "Optimal Design of the Flexure Mounts for Satellite Camera by Using Design of Experiments," *Transactions of The Korean Society of Mechanical Engineers A*, Vol. 32, No. 8, pp. 693-700, 2008.
- [8] B. K. Moon, W. S. Jeong, S. M. Cha, C. H. Ree, S. J. Park, D. H. Lee, I. S. Yuk, Y. S. Park, J. H. Park, U. W. Nam, Matsumoto Toshio, Yoshida Seiji, S. C. Yang, S. H. Lee, S. W. Rhee, W. Han, "Development of the Mechanical Structure of the MIRIS SOC," *Publications of the Korean Astronomical Society*, Vol. 24, No. 1, pp. 53-64, 2009.
- [9] Hecht Eugene, "Optics," Pearson, pp. 141-142, 2017.
- [10] N. Koren, "The imatest program: Comparing cameras with different amounts of sharpening," *Proceedings of SPIE International Symposium on Electronic Imaging*, vol. 6069, pp. 195-203, 2006.
- [11] K. Kohm, "Modulation Transfer Function Measurement Method and Results for the OrbView-3 High Resolution Imaging Satellite," *International Archives of Photogrammetry Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. 35, No. 1, pp. 7-12, 2004.