

렌즈 시프팅 영상 안정화 기법 적용을 위한 위성카메라의 광학설계

탁준모¹ · 황재혁^{2,†}¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 대학원²한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

Optical Design of Satellite Camera for Lens Shifting Image Stabilization

Jun-Mo Tak¹ and Jai-Hyuk Hwang^{2,†}¹School of Aerospace and Mechanical Engineering, Graduate School at KAU²Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract

In this study, an optical system for a lens-shifting method that compensates for microvibration of a high-agility small satellite has been designed. The lens-shifting method is an image-stabilization technique that can be applied to compensate for the optical path disturbed by microvibration. The target optical system is designed by using Code-V, a commercial optical-design code. The specifications for real satellite cameras have established the requirements for optical design. The Ray aberration curve, spot diagram, and MTF curve were carried out to verify if the designed optical system meets the requirements or not. The designed Schmidt-Cassegrain optical system with field flattener and a vibration-reduction lens has been verified to meet the optical requirements, 33% of MTF at Nyquist frequency, GSD of 2.87 m, and vibration coefficient of 0.95~1.0.

초 록

본 연구에서는 초점면부 영상안정화 기법 중 렌즈 시프팅 영상안정화 기법에 적용될 광학설계를 수행하였다. 렌즈 시프팅 기법은 광학탑재체로 전달되는 미세진동외란을 보상하기 위해 광 경로를 바꾸주는 영상 안정화 기법이다. 실제 위성카메라의 제원을 참고하여 렌즈 시프팅 기법이 적용될 광학계의 요구도를 수립하였으며, 광학설계 프로그램인 Code-V를 이용해 광학계를 설계하였다. 설계된 광학계가 요구 조건을 충족하였는지 검증하기 위해 시야에 따른 광선 수차분석, 스폿 다이어그램 분석, MTF 선도 분석을 수행하였다. 최종적으로 설계된 광학계는 슈미트 카세그라인 타입에 필드 플래트너와 진동보상 렌즈가 삽입된 형태이며, 주반사경 직경은 200 mm, GSD 2.87m, 나이퀴스트 주파수에서 MTF 33%으로 광학계 성능요구도를 만족하였다. 본 연구에서 설계된 진동보상렌즈의 입사광선에 대한 진동계수는 0.95~1.00 으로 성능 요구도를 만족하였다.

Key Words : Lens Shifting(렌즈시프팅), Image Stabilization(영상 안정화), Satellite Camera(위성카메라), Schmidt-Cassegrain Type(슈미트-카세그라인 형태), Vibration Reduction(진동저감), Optical Design(광학설계)

1. 서 론

2000년대 이전까지는 높은 신뢰성과 고비용이 요구

되는 군사적 감시정찰 목적의 대형위성 개발이 일반적 인 추세였다. 하지만 이러한 대형위성 개발의 경우 개발기간이 길고 많은 비용이 요구되기 때문에 개발을 진행하는데 있어 높은 위험성을 수반하고 있다[1,2]. 그에 따라 세계 위성시장의 개발 동향은 중대형 고해 상도 위성의 20%의 가격으로 80%의 성능을 낼 수 있는 소형위성 개발로 바뀌었다.

Received: Sep 20, 2016 Revised: Dec 06, 2016 Accepted: Dec 07, 2016

† Corresponding Author

Tel: +82-02-300-0109, E-mail: jhhwang@kau.ac.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

인공위성이 소형화됨에 따라 지상관측 임무를 수행하기 위한 광학 탑재체의 크기 또한 소형화 되었다. 고해상도 영상을 얻기 위해서는 영상센서에 일정량의 빛이 노출되어야 하나 빛을 집속시켜주는 주반사경의 크기가 작아지면서 충분한 노출시간이 요구된다. 길어진 노출시간 동안 위성본체의 미세진동은 영상품질을 저하시키는 원인이 된다. 따라서, 소형위성에 탑재되어 있는 위성카메라의 영상품질 확보를 위해 광학탑재체로 전달되는 미세진동을 보상해주는 방법이 필요하다.

일반적으로 중대형 지구관측 위성은 지구표면을 촬영하는 동안 미세진동을 유발하는 모든 구동기를 정지시키고 영상을 얻는 반면, 군 정찰위성 등 지구관측용 소형위성은 대부분 고기동을 하면서 지구표면을 촬영하므로 반작용 휠(Reaction Wheel) 구동기 및 탑재 구동기에 의한 0~50 Hz 미세진동이 위성카메라로 들어오게 된다. 또한 영상센서 및 전자부에서 발생하는 열을 쿨링하는 극저온 쿨러(Cryogenic Cooler) 펌프에서 나오는 45~55 Hz 미세진동이 고기동 소형위성 영상품질을 떨어뜨리는 주요 진동원인으로 지목되고 있다[3]. 따라서 고기동 소형위성의 영상안정화를 위해 현재 여러 가지 진동절연기법이 제안되고 있으나, 본 연구에서는 영상이 직접 맺히는 초점면부에서 영상을 안정화시키는 초점면부 영상안정화 기법을 다루고자 한다. 초점면부 영상안정화 기법은 위성안정화 기법이나 카메라 안정화 기법에 비해 구동하는 질량이 매우 작고 영상 흔들림을 직접 제어할 수 있다는 우수한 장점이 있다.

초점면부 영상 안정화 기법은 크게 렌즈시프팅(Lens Shifting) 기법과 센서시프팅(Sensor Shifting) 기법으로 나눌 수 있다. 센서시프팅 방식은 카메라 시스템 외부에서 들어오는 진동을 측정하여 영상센서(Image Sensor)를 포함한 초점면부 일체(FPA, Focal Plane Assembly)에 대해 실시간 진동보상 운동을 적용하여 영상 안정화를 꾀하는 기법이다. 그러나, 이 방법은 영상센서를 포함한 전자부를 구동하는 메커니즘의 제작이 어렵다는 단점이 있다.

렌즈 시프팅 방식은 광로상에 삽입된 보정렌즈가 광축의 수직면에서 움직이므로써 광 경로를 바꿔주는 개념을 영상안정화에 적용하는 방법이다. 미소진동이 위성카메라를 가진 할 때, 보정렌즈를 이에 대응하여 실

시간으로 움직여서 영상의 떨림을 보상하는 기법이다. 일반적으로 보정렌즈 이동량 대비 영상의 이동량에 대한 관계식을 적용하면 보정렌즈가 움직여야 하는 양을 알 수 있고 미세진동에 의한 영상왜곡을 보상할 수 있다. 렌즈시프팅 방식은 센서시프팅 방법에 비해 구동 메커니즘을 쉽게 적용할 수 있는 장점과 영상을 취득하여 분석할 수 있는 카메라 시스템을 쉽게 제작할 수 있다는 장점이 있다.

초점면부 영상 안정화 기법이 국내의 위성체에 적용된 사례는 아직 전무하며, 선진국에서도 거의 연구 초기 개발단계에 있다. 독일의 Technische Universitat Dresden은 초점면부 운동을 영상센서를 통해 측정 후, 기전방식을 통해 운동 보정하는 연구를 진행하였으며, 연구개발성과는 실험실 수준급으로 HILS 모델에 시험 및 검증하였다[4,5].

본 논문에서는 초점면부 안정화 기법 중 렌즈시프팅 기법을 적용하여 미세진동을 보상하기 위해, 실제 위성카메라의 제원을 조사하여 렌즈시프팅 기법을 적용할 목표광학계의 요구도를 수립하였으며, 광학설계 소프트웨어인 Code-V를 통해 렌즈시프팅 기법이 적용될 광학계를 설계하였다. 설계된 광학계가 요구 조건을 충족하는지 분석하기 위해 시야에 따른 광선 수차 분석, 스팟 다이어그램(Spot Diagram) 분석, MTF(Modulation Transfer Function) 선도 분석을 수행하였다. 또한, 진동계수(Vibration Coefficient) K 를 정의하여 진동보상(Vibration Reduction) 렌즈를 광축에 수직인 방향으로 움직였을 때의 민감도를 계산하였다.

2. 영상안정화를 위한 위성카메라 광학부 설계

광학설계 시 고려해야할 주 변수로는 광학계의 형태, 광학 소자의 개수, 렌즈 두께, 곡률반경, 유효초점거리 등이 있다. 이 중 검출기(Detector)의 크기 및 사양과 광학계의 형태를 결정함으로써 설계변수의 일부를 고정된 값으로 설정하였다. 나머지 변수는 설계변수로 설정하여 제한조건을 만족시키는 범위 내에서 수차를 최소화하고 우수한 광학성능을 갖도록 광학계

최적화 과정을 수행하였다.

최적화(Optimization) 과정에서는 오차함수를 광선 수차에 관한 함수로 두고 광학 소자의 곡률, 두께, 직경과 보정렌즈의 굴절률, 그리고 반사경의 비구면 계수 등을 변수로 놓고 최적의 값을 구하였다[6].

2.1 광학부의 설계 요구도

최근 위성의 광학 탑재체로 TMA(Three-Mirror off-axis Aspheric)방식과 TMA(Three-Mirror Anastigmat) Korsch 방식이 많이 이용된다[7,8]. 이 두 가지 방식은 3개의 반사경을 이용하여 빛을 집광하기 때문에 소형위성에 적용하기에는 크기와 무게의 제약이 따르며, 3개의 반사경 모두 비구면으로 제작하여야 하기 때문에 비용 면에서도 제약이 따른다. 이와 같은 방식은 중형위성의 광학탑재체로 주로 채택되는 방식이다. 이 외에도 위성의 광학탑재체로 리치 크레티앙(Ritchey-Chretien)방식과 카세그라인(Cassegrain)방식이 있다[1,9]. 기본적으로 주반사경, 부반사경이 광축 상(On-Axis)에 정렬된 형태이며, 반사경을 이루는 면의 곡률에 따라서 여러 가지 방식으로 나뉠 수 있으며, 목적에 맞게 여러 형태로 활용된다.

본 연구에서는 소형위성 광학 탑재체의 광학계 형태로 슈미트-카세그라인(Schmidt-Cassegrain)방식의 망원경으로 결정하였다. 슈미트-카세그라인 방식의 망원경은 두 개의 반사경을 이용하여 빛을 집광하는 방식으로 가장 큰 반사경인 주반사경을 구면으로 설계된 형태이다. 주반사경을 구면으로 제작한다면 TMA 방식에 비해 제작비용을 절감할 수 있다.

렌즈 시프팅 영상안정화 기법에 적용될 검출기의 사양은 Table 1과 같다.

Table 1 Specification of Detector

Detector	CMOS Sensor
Image Sensor Size	35.8×23.8 mm
The Number of Pixels	4368×2912
Pixel Size	8.2×8.2 μm

렌즈 시프팅 영상안정화 기법이 소형위성에 필요한 기술로 적용될 수 있도록 광학계의 주반사경에 대한 요구사항으로 유효직경을 200 mm으로, 광학계의 전체길이를 500 mm 이하로 제한하였다.

주반사경의 직경이 200 mm인 유사한 크기를 갖는 실제 위성카메라의 제원을 참고하여 광학설계 요구도를 수립하였다. Table 2에서 보듯이 주반사경의 직경이 200 mm인 위성카메라의 경우 주로 700 km 고도 상공에서 주로 운용된다. 그 이유는 지구관측임무를 수행하는 광학 탑재체의 경우 가시광선 대역을 이용하여 지상에 있는 관측대상의 복사에너지를 측정을 통해 위성영상을 생성한다. 따라서 지구관측임무를 수행하는 광학탑재체는 관측대상의 복사에너지 측정이 용이한 저궤도에서 주로 운용되므로 운용고도에 대한 요구사항으로 700 km로 설정하였다[10].

Table 2 Specification of Actual Satellite Camera[9]

	TopSat	SPOT-5/6/7	VNRED Sat-1	KazEO Sat-2
Developed countries	United Kingdom	France	Vietnam	Kazakhstan
Optical Type	TMA	TMA Korsch	TMA Korsch	TMA
Altitude	686 km	660~830 km	704 km	630 km
GSD (PAN*/MS**)	2.8m/5.6m	1.5~3.5 m / 6.0~10m	2.5m/10m	6.5m
Aperture	Φ200 mm	Φ200 mm	Φ200 mm	Φ145 mm
Swath Width	10~15 km	10~60 km	17.5 km	77 km

*Panchromatic, **Multi Spectral

슈미트-카세그라인 방식의 광학계는 주반사경과 부반사경이 광축 상에 정렬된 형태이다. 따라서, 주반사경으로 입사하는 빛의 일부는 부반사경에 의해 광선의 차폐가 발생한다. 고해상도 영상을 얻기 위해서는 많

은 양의 광량이 요구된다. 광량은 수광기의 단위면적 당 들어오는 빛의 양으로 정의되며, 주반사경이 면적에 비례한다. 따라서, 차폐되는 면적 혹은 주반사경과 부반사경의 직경의 비를 제한하여 일정량의 광량을 확보해줄 필요가 있다. 본 연구에서는 주반사경과 부반사경의 직경의 비를 35% 이내로 제한하였다.

지구관측 임무를 수행하는 위성카메라는 영상품질을 판단하는 대표적인 지표로 MTF와 GSD가 있다. MTF는 미세한 부분의 재현능력을 평가하는 파라미터로 광학계를 통해 나타나는 영상이 물체를 얼마만큼 재현하는지를 나타내주는 값이다. 수식으로 표현하면 MTF는 공간주파수의 함수로 OTF(Optical Transfer Function)의 절대값이다.

전자광학 탑재 시스템의 MTF는 광학계, 영상센서, 플랫폼, 프로세싱, 디스플레이 등의 영향을 받는다. 따라서, 전자 광학 탑재 시스템의 MTF는 각 요소들의 MTF의 곱으로 나타낼 수 있으며, 일반적으로 지구 관측위성의 전자광학 탑재 시스템은 MTF 10% 성능을 목표로 한다[11]. 광학계를 제외한 모든 요소들의 MTF 성능을 40%로 가정한다면 광학계의 MTF 요구 조건은 25%가 된다. 본 연구에서는 광학계의 제작 및 조립시의 성능저하를 감안하여 광학계의 MTF는 나이퀴스트 주파수에서 30% 이상을 만족할 수 있도록 요구사항을 정립하였다.

Table 3 Requirement of Optical System

Optical Type	Schmidt-Cassegrain
Aperture	200 mm
Altitude	700 km
Detector	35.8×23.8 mm CMOS Sensor 8.2 μm
MTF*	10% @EOS, Nyquist Freq. 30% @Optical Design, Nyquist Freq.
GSD	≤ 4 m
Line Obscuration	≤ 0.35

*Modulation Transfer Function

GSD(Ground Sampling Distance)는 인접한 화소의 중심과 중심의 길이를 지상에 투영한 거리로 정의된다. 이 값이 작을수록 영상의 품질은 높아진다. 본 연구에서는 GSD를 4 m 이내로 설계되도록 선정하였다.

본 연구에서 설계하고자 하는 목표광학계의 요구도를 정리하면 Table 3와 같다.

2.2 위성카메라 광학부 설계

Figure 1은 위성의 운용고도와 유효초점거리(Effective Focal Length)의 관계를 나타내는 그림이다. 센서의 크기와 유효초점거리는 무한대 물체 거리에 따라 시야를 결정한다[6]. 센서의 크기와 유효초점거리, 시야에 관련된 식은 Eq.1과 같이 표현할 수 있다. 여기서 IH 는 상 높이(Image Height)를 의미하며, FOV(Field of View)는 시야각을 의미한다.

$$IH = EFL \times \tan\left(\frac{FOV}{2}\right) \quad (1)$$

직사각형의 형태를 갖는 영상센서는 가로로 기준으로 상 높이를 적용한 것과 세로로 기준으로 상 높이를 적용하는 것에 따라 영상센서가 활용되는 면적이 다르다. 광학계를 통해 집광하는 빛이 가로길이 35.8 mm, 세로길이 23.8 mm인 영상센서를 최대한 활용하기 위해서는 영상센서의 가로길이를 상 높이로 적용하였다. FOV와 EFL을 결정하기 위해 Celestron社에서 슈미트-카세그라인 방식의 광학계로 제작된 천체망원경 C6, C8, C9.25의 제원을 참고하였다[12]. 대부분의 슈미트-카세그라인 방식의 광학계는 초점비(Focal Ratio)는 10이므로, 목표광학계의 초점비를 10으로 설정하였다[13]. 따라서, 유효직경이 200 mm이고 EFL은 2000 mm이다. Eq.1을 통해 FOV는 1.02°로 설정하였다.

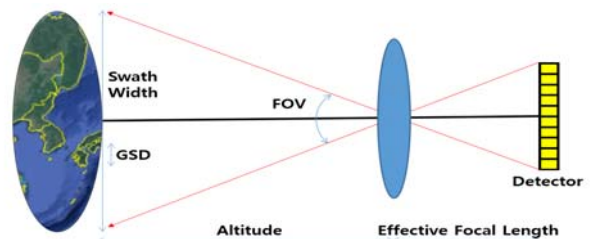


Fig. 1 Schematic of relationship between the altitude for operation and the effective focal length

일반적으로 슈미트 카세그라인 방식의 광학계는 상면만곡수차로 인해 1°이하의 좁은 FOV를 갖는 광학계이다. 목표광학계의 FOV가 1.02°로 설정함에 따라 상면을 평탄하게 퍼주어 상면만곡을 보정해줄 수 있는 필드 플래트너(Field Flatteners)로 불리는 보정렌즈가 필요하다[13]. 필드 플래트너는 굴절률이 다른 2매의 렌즈를 접합하여 설계하였으며, 최종적으로 설계된 목표광학계의 3D 형상은 Fig. 2와 같다.

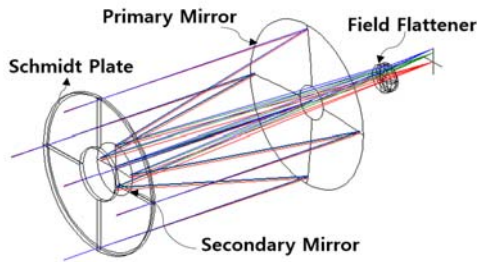


Fig. 2 3D Layout of Designed Optical System

Table 4 Specification of Designed Optical System

Optical Type	Schmidt-Cassegrain + Correcting Lens
Aperture	200 mm
f/#	10.0
Altitude	700 km
Field of View	1.02°
Tube Length	497.5 mm
Detector	35.8×23.8 mm CMOS Sensor 8.2 μm
MTF*	33% @Optical Design, Nyquist Freq.
GSD	2.87 m
Line Obscuration	0.34

*Modulation Transfer Function

직경 205 mm인 슈미트 관을 통해 입사한 빛은 200 mm 직경을 가진 주반사경과 직경인 68 mm 부

반사경에 차례로 반사된다. 반사된 빛은 필드 플래트너를 통해 굴절되어 가로 35.8 mm, 세로 23.8 mm인 영상센서에 집속된다. 슈미트 관과 영상센서 사이의 거리는 497.5 mm로 요구사항을 만족하였다. Table 4에 설계된 목표광학계의 사양을 정리하였다.

2.3 위성카메라 광학성능 분석

설계된 광학계가 요구 조건을 충족하도록 설계되었는지 또한 어느 정도의 성능을 보이는지에 대한 성능 분석과정이 필요하다. 설계된 광학계의 성능이 요구조건을 충족하지 못할 시에는 해당 성능을 기준으로 설계 과정을 반복한다. 성능분석 항목으로 시야에 따른 광선 수차분석, 스팟 다이어그램 분석, MTF 선도분석을 선정하여 수행하였다.

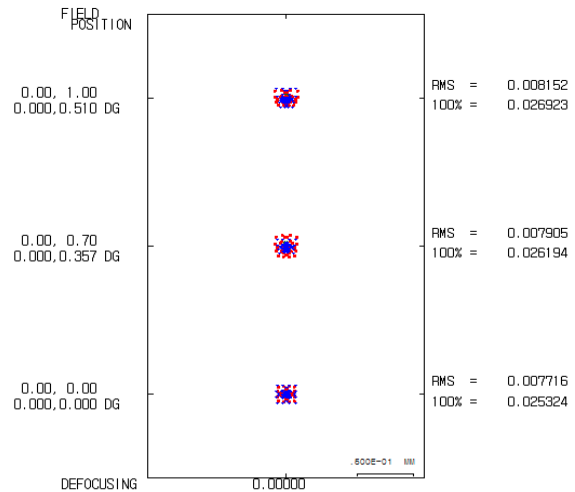


Fig. 3 Spot Diagram of Designed Optical System

Figure 3는 목표광학계의 스팟 다이어그램이다. 스팟 다이어그램은 입사동을 수 백개의 격자로 나누고 각 격자점에 대해 광선을 추적하여 상면에서의 점의 분포형상을 분석한 것으로 입사한 빛이 얼마나 집속되는지 나타낸 그래프이다[6]. 0, 0.7, 1.0에서 RMS 스팟의 크기는 각각 7.716 μm, 7.905 μm, 8.152 μm이다. 이는 영상센서의 픽셀 하나의 크기인 8.2 μm보다 작은 수치로 광선은 설계된 광학계를 거쳐 픽셀 하나에 집속됨을 확인할 수 있다.

Figure 4는 설계된 광학계의 시야에 따른 광선 수

차도이다. 각각의 필드(Field)마다 자오면(Tangential Plane), 구결면(Sagittal Plane)에서 주광선(Chief ray)으로부터 벗어난 정도를 보여주며 이상적인 광학계 일수록 그래프는 0으로 접근한다[6]. 좌측 그래프는 자오면에 대한 횡수차, 우측 그래프는 구결면에 대한 횡수차이다. 이 두 그래프를 통해서 비점수차의 발생 정도를 한눈에 가늠할 수 있다. 좌측의 그래프와 우측의 그래프의 개형이 비슷하다면 비점수차에 대해 보정이 되었다고 말할 수 있다. 비점수차는 자오면 내에서의 굴절과 반사, 구결면 내에서의 굴절과 반사 작용이 달라 각각 다른 위치에 상점을 만들어서 발생하는 수차를 의미한다.

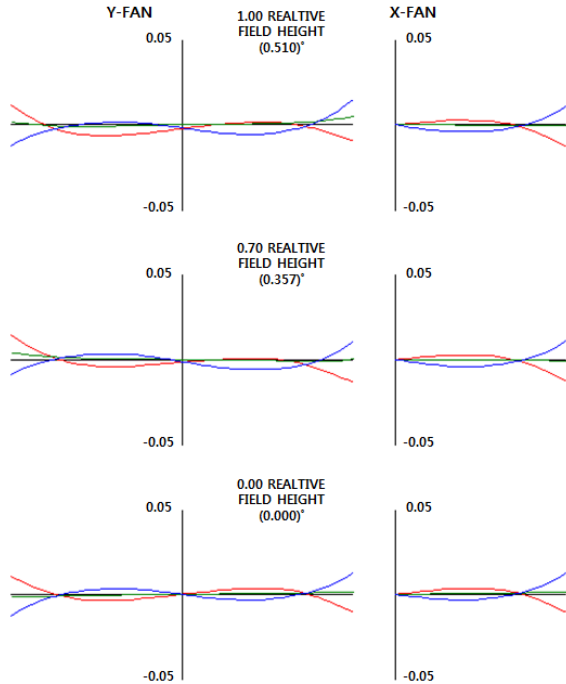


Fig. 4 Ray Aberration Curve of Designed Optical System

Figure 5는 설계된 광학계의 MTF선도이다. 검은색으로 표현된 선은 광학계의 회절한계성능으로 빛의 파동성으로 인해 회절과 간섭이 발생하여 광학계가 낼 수 있는 성능상한 혹은 성능한계를 나타낸다. 빨간색, 초록색, 파란색은 각각 0, 0.7 1.0 필드에서 계산된 MTF 선도이며, 회절한계성능에 가까울수록 좋은 설계라 할 수 있다. $8.2 \mu\text{m}$ 픽셀 사이즈를 갖는 영상센서의 나이퀴스트 주파수(NF)는 Eq.2에 의해 계산되며

그 값은 60.98 cycle/mm 이다. 공간주파수가 60.98 cycle/mm 일때의 MTF 값을 확인해보면 33%로 요구도인 30%를 만족하였다.

$$NF = \frac{1}{2P_x} \quad (2)$$

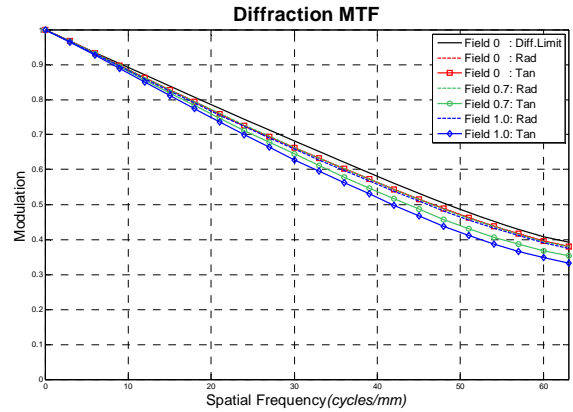


Fig. 5 Diffraction MTF Curve of Designed Optical System

GSD는 Eq.3과 같이 유도할 수 있으며, 설계된 광학계의 GSD는 2.87 m 이다[14]. 여기서 P_x 는 영상센서의 픽셀 사이즈, H 는 위성의 운용고도, EFL 은 광학계의 유효초점거리, f_{no} 는 광학계의 초점비, D 는 입사동의 직경이다. 설계된 광학계로 지상 목표물을 촬영하였을 때 $12.53 \times 8.35 \text{ km}^2$ 의 면적을 담아 낼 수 있다.

$$GSD = \frac{P_x \times H}{EFL} = \frac{P_x \times H}{f_{no} \times D} \quad (3)$$

3. 진동보상 렌즈 설계

광학탐체체로 전달되는 미세진동의란에 대해 광 경로를 바꿔줄 수 있는 진동보상렌즈를 설계하기 위해서 몇 가지 고려해야할 사항으로는 다음과 같다. 진동보상렌즈가 목표광학계에 적용될 위치를 결정해야하며, 목표광학계에 진동보상렌즈가 삽입되어도 설계된 목표광학계의 광학적 성능에는 크게 영향을 미치지 않아야 한다. 또한, 설계된 진동보상 렌즈군은 광축에 수직인 방향으로 움직이는 기계적 메커니즘을 적용할 충분한 공간이 확보되어야 한다. 위의 사항을 고려하였을 때

진동보상렌즈는 주반사경과 필드 플래트너 사이에 위치하여야 한다. 마지막으로 설계된 진동보상렌즈는 진동보상에 대한 성능 요구도를 만족해야한다. 진동보상에 대한 성능 요구도는 다음과 같이 정의하였다.

$$K = \frac{\zeta}{\delta} \quad (4)$$

본 연구에서 설계된 진동보상렌즈의 진동계수 K 는 진동보상렌즈의 이동량 대비 상면에서의 영상의 이동량으로 정의하였고, Eq.4와 같이 표현하였다. ζ 는 상면에서의 영상의 이동량이고, δ 는 진동보상렌즈의 이동량이다. 렌즈시프팅 영상안정화 기법에 적용될 구동기를 고려할 때 진동계수 K 가 클수록 요구되는 구동기의 행정이 작아진다. 구동기의 행정은 구동기의 크기에 비례하며, 렌즈시프팅 영상안정화 보정장치의 크기는 구동기의 크기에 비례한다. 렌즈 시프팅 영상안정화 기법이 소형위성에 필요한 기술로 적용되기 위해서는 최소한의 광부품으로 진동계수가 크도록 설계해야한다. 따라서, 진동보상렌즈의 성능 요구도로 진동계수가 0.8이상 되도록 설정하였다.

설계변수는 렌즈의 매수, 굴절률, 렌즈의 두께 등으로 설정하였고, 최적화 과정을 통해 설계 값을 도출하였다. 입사 각도에 따른 실제광선추적(Real Ray Tracing)분석을 통해 진동보상에 대한 성능 요구도를 만족하는지 확인하였다. 성능 요구도에 만족하지 않을 시 해당 성능을 기준으로 설계 값을 수정하고 전체적인 성능분석을 재수행함으로써 모든 성능 요구도를 만족할 때까지 최적화 과정과 성능분석과정을 반복 수행하였다.

최종적으로 설계된 진동보상렌즈를 포함하는 광학계의 3D 형상은 Fig. 6과 같다.

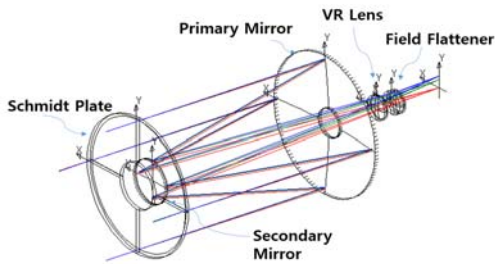


Fig. 6 3D Layout of Optical System including Vibration Reduction Lens

Figure 7은 진동계수를 나타낸 그래프 이다. x 축은 진동보상렌즈의 이동량이고, y 축은 상면에서의 영상의 이동량이다. 그래프의 기울기는 진동계수가 되며, 입사하는 광선의 입사각도에 따라 약 0.95~1.00라는 것을 알 수 있다. 광축에 수직인 방향으로 진동보상렌즈를 10 μm 움직이면 상면에서의 영상은 약 9.5~10 μm 만큼 이동된다.

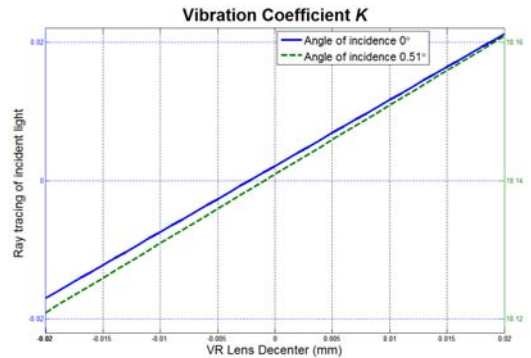


Fig. 7 Vibration Coefficient K

Figure 8은 진동보상렌즈가 삽입된 광학계의 MTF 선도이며, 나이퀴스트 주파수에서 MTF 값은 33%로 요구도인 30%를 만족함을 확인하였다.

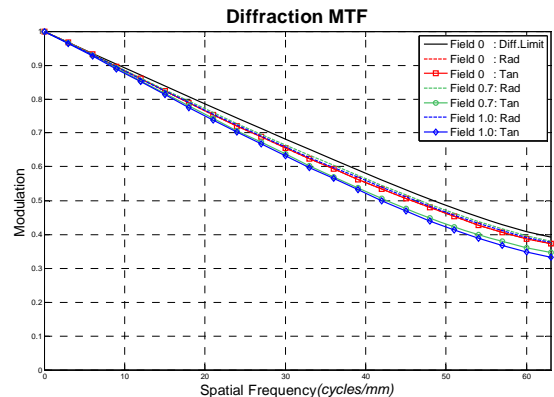


Fig. 8 Diffraction MTF Curve of Optical System including Vibration Reduction Lens

Figure 9은 진동보상렌즈가 삽입된 광학계의 스팟 다이어그램이다. 0, 0.7, 1.0에서 RMS 스팟의 크기는 각각 8.072 μm , 8.067 μm , 8.031 μm 이다. 진동보상렌즈가 삽입되어도 픽셀 사이즈인 8.2 μm 보다 작은

수치로 광선은 픽셀 하나에 집중됨을 확인할 수 있다. 따라서, GSD 2.87 m 성능을 만족함을 확인할 수 있다.

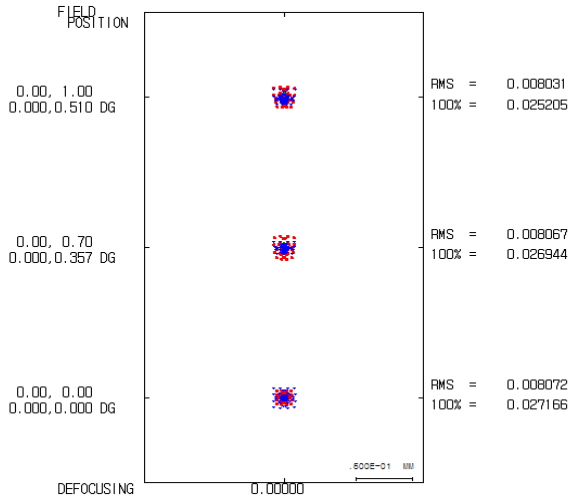


Fig. 9 Spot Diagram of Optical System including Vibration Reduction Lens

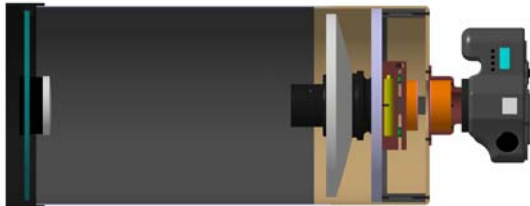


Fig. 10 Design of Satellite Camera equipped with Optical Lens Designed Compensation Mechanism

Figure 10은 렌즈시프팅 메커니즘을 적용할 위성카메라의 개념도이다. 위성카메라는 크게 망원광학계, 검출기, 디지털회로로 구성되며, 검출기와 디지털회로에 해당하는 부분을 상용 DSLR(Digital Single Lens Reflex)카메라로 대체한다면 실험실 수준에서 위성카메라를 제작하고 실험하는데 용이하다.

4. 결 론

본 연구에서는 초점면부 영상안정화 기법 중 렌즈시프팅 영상안정화 기법에 적용될 광학설계를 수행하였다. 실제 위성카메라의 제원을 참고하여 요구도를

수립하였으며, Code-V를 이용해 주반사경의 직경이 200 mm, 전체 광학계의 길이 497.5 mm인 슈미트-카세그라인 형태의 광학계를 설계하였다. 설계된 광학계의 MTF는 나이퀴스트 주파수에서 33%로 요구도인 30%를 만족하며, 고도 700 km 운용 시 GSD 2.87 m를 만족하였다. 진동계수를 정의하여 진동보상에 대한 성능요구도를 수립하였고, 입사광선의 입사각도에 따른 진동계수는 요구도인 0.8보다 높은 수치인 0.95~1.00로 성능 요구도를 만족하였다. 상면에서 영상의 이동량을 알 수 있다면 진동계수를 이용해 진동보상렌즈의 이동량을 구해낼 수 있다. 자이로센서를 통해 카메라 시스템 외부에서 들어오는 미세진동을 측정하여 실시간으로 진동보상렌즈를 이동해준다면 위성본체의 미세진동에 의해 저하된 영상품질을 향상시킬 수 있다. 향후 설계된 진동보상렌즈와 광학계를 제작하여 렌즈시프팅 기법을 적용한 영상안정화 기법 실험을 수행할 계획이다.

후 기

본 논문은 국방광역감시 특화연구센터 프로그램의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

References

- [1] Hongrae Kim, and Young-Keun Chang, "Conceptual Design of Electro-Optical Payload System for Small I SR Satellite," Autumn Conference of the Institute of Control, Robotics and Systems, pp. 335-344, 2012.
- [2] Young-Keun Chang, "The Trend and Prospect of Small Satellite Research and Development," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 31, no. 6, pp. 118-132, 2003.
- [3] Hong-Bae Kim, Won-Beom Lee, and Gyu-Sun Kim, "Vibration Suppression Techniques Adopted in Spacecraft Development," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 9, no. 2, pp. 90-97, 2011.
- [4] Klaus Janschek, Valerij Tchernykh, and Serguei Dyble

- nko, "Integrated Camera Motion Compensation by Real-Time Image Motion Tracking and Image Deconvolution," Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, Monterey, California, USA, (ICAIM), 2005.
- [5] Klaus Janschek, and Valerij Tchernykh, "Optical Corrector for Image Motion Compensation in the Focal Plane of a Satellite Camera," 15th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, Bologna, Italy, (ACA), 2001.
- [6] Chon Sok Im, Fundamentals of Geometrical Optics, Tech Media, 2006.
- [7] Gyu-Sun 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.
- [8] Seonghui Kim, Deog-Gyu Lee, Dae-Jun Jung, Young-Chun Youk, and Eung-Shik Lee, "Optical Design for High Resolution Electro-Optical Camera of Compact Advanced Satellite," Autumn Conference of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, pp. 556-558, 2014.
- [9] <https://directory.eoportal.org>.
- [10] Hee Seob Kim, Dae Won Chung, and Hae Jin Choi, "Satellite Operation Design for Assessing MTF Performance of Earth Observation Satellite Using Stellar Source," *Journal of Astronomy and Space Sciences*, vol. 24, no. 4, pp. 379-388, 2007.
- [11] Jeong-bin Jo, Jai-Hyuk Hwang, and Jae-Sung 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.
- [12] <http://www.celestron.com>.
- [13] Rutten, Harrie G. J., van Venrooij, and Martin A. M., Telescope Optics, 4th Ed, Willmann-Bell, 1999.
- [14] Y.W. Lee, "Evaluation Technique of High Resolution Satellite Camera," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 22, no. 2, pp. 29-42, 1999.
- [15] Myung-Sin Cho, Jai-Hyuk Hwang, "On the Compensation of Camera Hand Shaking Using Friction Drive in Piezoelectric Actuator," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 9, no. 4, pp. 55-61, 2015.
- [16] Hyunmo Jung, Seongcheol Kwon, Hyunung Oh, "Experimental Performance Verification of Energy-Harvesting System Using the Micro-vibration of the Spaceborne Cryocooler," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 10, no. 3, pp. 15-22, 2016.