

소형위성용 모터 구동형 포커싱 메커니즘

정진원¹ · 최준우¹ · 이동규¹ · 황재혁² · 김병규^{2,3,†}¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과²한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부³한국항공대학교 KAU 로봇연구센터

A Motor-Driven Focusing Mechanism for Small Satellite

Jinwon Jung¹, Junwoo Choi¹, Dongkyu Lee¹, Jaehyuck Hwang² and Byungkyu Kim^{2,3}.¹Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace Univ.²School. of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace Univ.³KAU Robot Research Center, Korea Aerospace Univ.

Abstract

The working principle of a satellite camera involves a focusing mechanism for controlling the focus of the optical system, which is essential for proper functioning. However, research on focusing mechanisms of satellite optical systems in Korea is in the beginning stage and developed technology is limited to a thermal control type. Therefore, in this paper, we propose a motor-driven focusing mechanism applicable to small satellite optical systems. The proposed mechanism is designed to generate z-axis displacement in the secondary mirror by a motor. In addition, three flexure hinges have been installed on the supporter for application of preload on the mechanism resulting in minimization of the alignment error arising due to manufacturing tolerance and assembly tolerance within the mechanism. After fabrication of the mechanism, the alignment errors (de-space, de-center, and tilt) were measured with LVDT sensors and laser displacement meters. Conclusively, the proposed focusing mechanism could achieve proper alignment degree, which can be applicable to small satellite optical system.

초 록

위성용 카메라의 경우 광학계의 초점을 제어하기 위한 포커싱 메커니즘이 필수적이다. 그러나 국내의 위성용 광학계 포커싱 메커니즘 관련 연구는 시작 단계이며, 관련 보유 기술 또한 열제어형에 국한되어 있다. 따라서 본 논문에서는 소형위성용 광학계에 적용 가능한 모터 구동형 포커싱 메커니즘을 제안하였다. 제안된 메커니즘은 모터 구동에 의해 secondary mirror에 z축 변위를 발생시키도록 설계하였다. 또한 서포터에 flexure hinge를 설치하여 사전하중을 가하도록 하여 메커니즘내 부품간 제작공차 및 조립 공차로 인한 정렬도 오차를 최소화하도록 하였다. 메커니즘 제작 후 LVDT 센서(linear variable differential transformer sensor)와 레이저 변위측정기로 정렬도(de-space, de-center, tilt)를 측정 한 결과 소형 위성광학계에 적용 가능한 수준의 정렬도를 갖는 것을 확인하였다.

Key Words : Focusing mechanism(포커싱 메커니즘), Schmidt-Cassegrain telescope(슈미트-카세그레인식 망원경), Small satellite(소형 인공위성), Flexure hinge(플렉서 힌지), Optical system alignment(광학계 정렬도)

1. 서 론

최근 마이크로나노기술의 발전으로 각종 우주부품의

소형화 및 성능향상으로 인해 제작기간과 비용을 현저히 줄일 수 있는 소형위성 개발이 활발히 진행되고 있다[1]. 그러나 소형위성의 경우 대형위성에 비해 부품의 밀집도가 높기 때문에, 외부 환경(발사환경 및 우주환경) 뿐만 아니라 위성에 탑재된 다른 부품의 작동으로 인해서도 광학계의 정렬도 오차가 빈번하게 발생할 수 있다. 이를 보완하기 위해서는 궤도상에서 임무 수

행 중에도 부경과 주경 간의 정렬도를 제어할 수 있는 포커싱 메커니즘이 필수적이다[2]. 지금까지 국내에서 개발된 인공위성용 광학계는 주로 열제어를 기반으로 하는 포커싱 메커니즘이 주류를 이루고 있다[3]. 그러나 열제어 기반의 포커싱 메커니즘은 장시간 heating을 위한 전력소모가 크고 포커싱시간이 오래 걸리는 문제점을 가지고 있다. 또한, 제어 가능한 포커싱거리가 짧다는 단점을 가지고 있다[4-6]. 이와 같은 단점을 보완하기 위해 본 논문에서는 20 μm 이상의 포커싱이 가능하며 수 초안에 작은 전력으로 원하는 정렬도를 구현 할 수 있는 모터를 이용한 소형위성용 포커싱 메커니즘을 제안하였다. 제안된 메커니즘은 BLDC 모터의 구동을 통해 linear screw에 마이크로 크기의 변위를 발생시키고, linear screw에 의해 actuation part가 회전하여 secondary mirror에 de-space 변위를 발생시키도록 설계하였다. 또한, 서포터에 flexure hinge를 설치하여 사전하중을 가하도록 하여 메커니즘 내 부품 간 제작공차 및 조립공차로 인한 정렬도 오차를 최소화하도록 하였다. 메커니즘 제작 후 나노수준의 정밀도를 갖는 LVDT 센서(linear variable differential transformer sensor)와 레이저 변위측정기로 부경의 정렬도를 측정하고 그 결과를 바탕으로 de-space의 변화에 따른 de-center와 tilt의 변화를 계산하여 소형위성용 포커싱 메커니즘으로의 적용 가능성을 평가하였다.

2. 포커싱 메커니즘 요구조건

본 논문에서 제안한 포커싱 메커니즘 설치대상 카메라는 Schmidt-Cassegrain telescope로 가정하고 Table 1과 같이 KOMPSAT-3호의 정렬도를 참고하여 제어 정렬도를 선정하였다[7, 8]. 포커싱 메커니즘의 정렬도와 관련된 파라미터는 de-space, de-center, tilt로 정의하고 이를 Fig. 1에 나타내었다[9].

Table 1 Establishing Design Requirements

| Parameter | Tilt | De-Center | De-Space |
|------------------------|---------------------|------------------|------------------|
| KOMPSAT-3 | 10 μrad | 8 μm | 3 μm |
| Initial research model | 100 μrad | 10 μm | 20 μm |

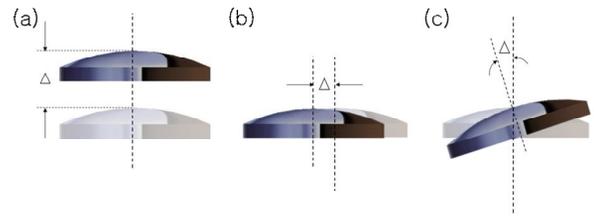


Fig. 1 Optical Alignment. (a)De-space, (b)De-center, (c)Tilt

본 포커싱 메커니즘은 구현 가능성을 보기 위한 EM(engineering model)이므로 비행모델에 비해 정렬도 요구조건을 다소 낮게 설정하였다.

3. 포커싱 메커니즘 설계

3.1 포커싱 메커니즘 구조

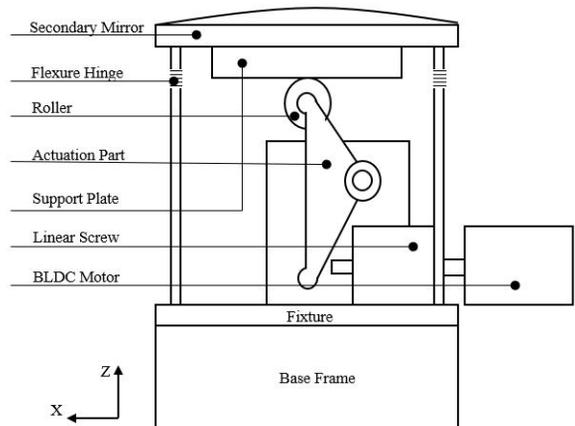


Fig. 2 Focusing Mechanism Configuration

포커싱 메커니즘은 발사환경 및 우주환경에 의해 발생한 광학계 정렬도 오차를 보상할 수 있어야 한다. 정렬도 오차 보상 과정(de-space 변화)에서 발생 가능한 정렬도 오차(de-center, tilt)를 최소화하기 위해 Fig. 2에서 보는 바와 같이 지지부에 flexure hinge 부를 설치하였다. 또한, 부경이 붙어있는 지지판(support plate)과 메커니즘의 접촉방식을 롤러를 이용한 선접촉 미끄럼 운동을 하도록 함으로써 stick-slip현상으로 인해 발생할 수 있는 메커니즘의

불안정성 및 저정렬도 발생을 최소화하고자 했다. 메커니즘의 안정적인 작동을 위한 모터와 모터의 회전운동을 직선운동으로 변경하는 linear screw, linear screw의 직선운동을 부경의 축방향 변위로 유도하기 위한 actuation part로 구성하였다. 끝으로 메커니즘을 고정하기 위한 고정부(fixture)와 이를 schmidt plate에 고정하기 위한 base frame을 배치하였다.

메커니즘의 특성을 결정짓는 주요 부품들의 크기는 다음 Table 2와 같다.

Table 2 Mechanism Dimension

| | | | |
|-----------------------------------|--------|---------------------------------|-------|
| Secondary mirror diameter | 60 mm | Supporter length | 44 mm |
| Flexure hinge slit thickness | 0.5 mm | Supporter pitch circle diameter | 50 mm |
| The number of flexure hinge slits | 5 | Rotation part radius | 28 mm |

3.2 메커니즘 구동원리

제안된 장치는 부경, 롤러, 구동부, 지지부, 선형 스�크류로 구성되며 장치 구동 원리는 다음과 같다.

- (1) 모터의 회전 구동을 linear screw가 직선운동을 만들어 x축 방향 변위를 발생 시킨다
- (2) Linear screw의 x축 방향 변위에 의해 구동부가 지지부에 설치된 조인트를 중심으로 회전한다.
- (3) 구동부의 회전에 의해 지지판에 붙어 있는 부경이 z축 방향으로 이동함으로써 de-space를 발생시킨다.

4. 포커싱 성능 실험

4.1 측정 장치 구성

Figure 3에서 보는 바와 같이 포커싱 메커니즘의 EM 모델을 제작하고 실험장치를 구성하여 정렬도를 측정하였다. 광학계의 특성상 고해상도의 변위 측정센서가 요구된다. 따라서 본 실험에서는 0.03 μm 의 해상도를 갖는 LVDT 센서(DP/0.5/S, Solartron)와 0.2 μm 의 해상도를 갖는 비접촉식 레이저 변위측정기(LK-G80, KEYENCE)를 사용하였다. De-space의 변화에 따른 de-center와 tilt값을 구하기 위해 총 5개

의 변위측정기를 사용하였다. 따라서 3개의 LVDT 센서는 부경 평면의 3점(Fig. 4-a의 A, B, C)의 변위를 측정하였고, 2개의 레이저 변위측정기는 부경의 측면에 위치한 2점(Fig. 4-a의 D, E)의 변위를 측정하였다. 이때 진동 등 외란에 의한 정렬도 오차 발생을 최소화하기 위해 모든 실험은 무진동 테이블 상에서 수행하였으며 데이터의 신뢰성을 확보하기 위해 제작한 장치를 100회 반복 구동하여 에이징한 후 본 실험을 수행하였다.

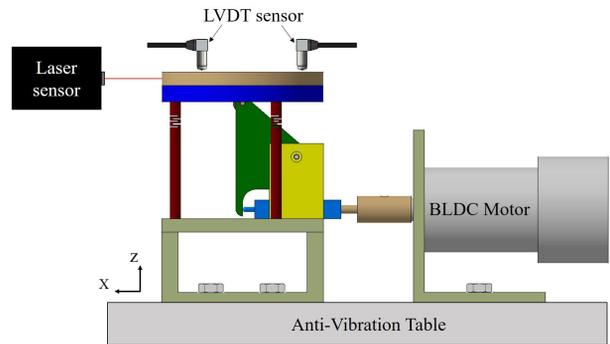


Fig. 3 Experimental System Set-up (3 LVDT sensors along z axis and 2 laser sensors along x and y axis)

4.2 정렬도 분석

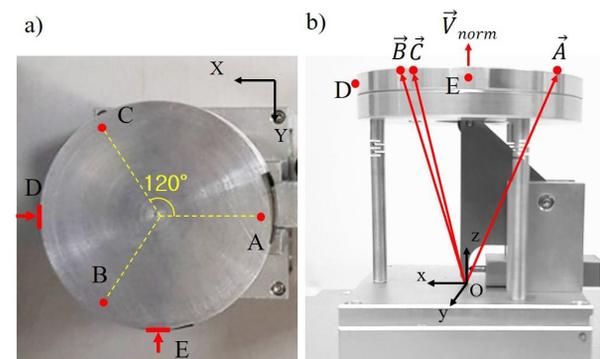


Fig. 4 Measurement Point and Coordinate System for Alignment Analysis

모터(EC-i 40, Maxon Motor)에서의 회전운동에 의한 linear screw의 직선 변위값 변화에 따른 부경의 de-space, de-center, tilt값을 얻기 위한 측정점 및 좌표계는 Fig. 4와 같다. A, B, C 측정점은 부경의 상부 평면에 120도 간격을 두고 위치하도록 설정하였고

D와 E 측정점은 x, y좌표계를 따라 부경의 측면 변위를 측정하도록 설정하였다. 그에 따라 광학정렬도 분석을 위해 각 센서에서 측정된 data는 아래 식 (1), (2), (3)을 이용하여 de-space, de-center, tilt를 각각 계산하였다.

$$De - space = \left(\frac{z_A + z_B + z_C}{3} \right) \quad (1)$$

$$De - center = \sqrt{x_E^2 + y_D^2} \quad (2)$$

$$Tilt = \theta_{tilt} = \cos^{-1}(\vec{V}_{norm} \cdot [0 \ 0 \ 1]) \quad (3)$$

위 방정식에 사용된 변수의 정의는 다음과 같다. 모든 좌표는 Fig. 4 b)에서 고정부 중심점에 표기한 O 좌표계를 기준으로 한다.

$A(x_A, y_A, z_A)$: 부경 위 A점의 x, y, z 좌표값

$B(x_B, y_B, z_B)$: 부경 위 B점의 x, y, z 좌표값

$C(x_C, y_C, z_C)$: 부경 위 C점의 x, y, z 좌표값

x_D : D점에서 측정된 부경의 x축 방향 변위

y_E : E점에서 측정된 부경의 y축 방향 변위

$$\vec{V}_{norm} = \frac{\vec{V}}{\|\vec{V}\|}, \text{ where } \vec{V} = \vec{AB} \times \vec{BC}$$

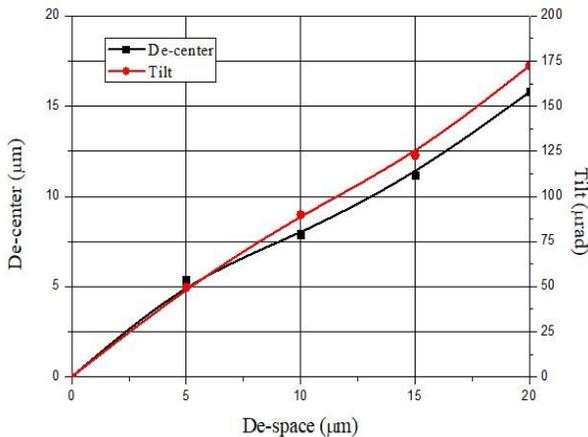


Fig. 5 De-center and Tilt under Variation of De-space (No preload)

De-space의 값을 20 μm까지 5 μm씩 증가시키며 de-center와 tilt값을 확인한 결과 de-center 15.8 μm, tilt 172.5 μrad 이내의 정렬도를 얻을 수 있었다 (Fig. 5). 특히 기존의 열제어방식의 경우 de-space를 10 μm 내외에서 제어할 수 있었으나 본 모터제어방식의 메커니즘을 사용함으로써 ±20 μm까지 확대하면서

도 열제어방식의 정렬도와 비교하여 de-space 대비 개선된 de-center 정렬도(10 μm de-space시 7.9 μm de-center 발생)를 얻을 수 있었다. 그러나 tilt의 경우 10 μm de-space발생시 89.9 μrad으로 다소 큰 값이 나타남을 확인할 수 있었다.

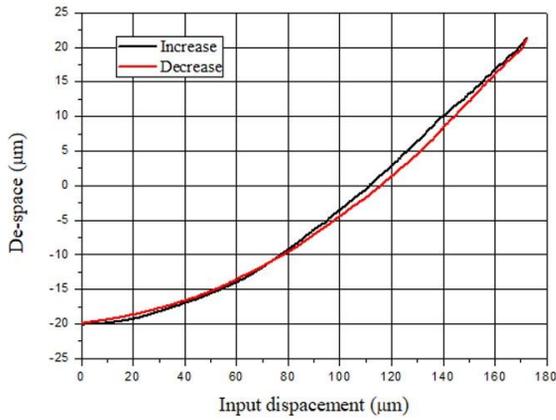
4.3 히스테리시스 분석

제안한 포커싱 메커니즘은 flexure hinge를 이용하여 사전하중을 메커니즘에 가할 수 있다는 장점이 있다. 따라서 사전하중이 정렬도에 미치는 영향을 확인하기 위해 사전하중의 변화(0~2.53N)에 따른 de-space(-20 μm~20 μm)의 히스테리시스 변화를 실험을 통해 조사하였다.

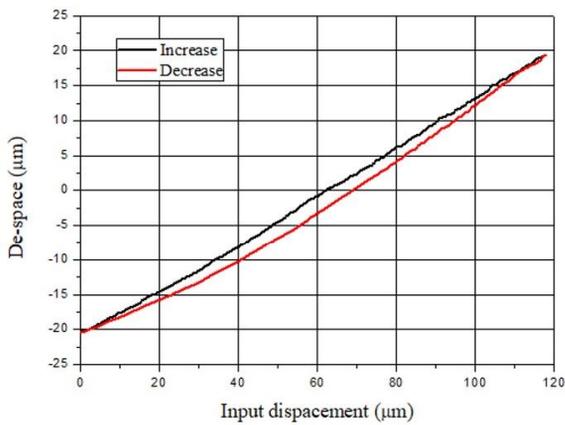
Figure 6 (a)에서 보는 바와 같이 사전하중이 가해지지 않은 상태에서는 입력 대비 출력 de-space가 비선형성을 갖는 것을 확인하였다. 이는 가공공차 및 조립 공차에 의해 발생한 장치 및 결합부의 간극에 의해 발생한 것으로 사료된다. Fig. 6 (b) 와 (c)에서 보는 바와 같이 사전하중이 가해질 경우, 이를 최소화하여 비선형성이 최소화되는 것을 확인하였다. 또한, 두 실험 결과의 비교를 통해 사전하중이 증가함에 따라 hysteresis가 감소하여 de-space 증가 및 감소 시 유사한 de-space를 얻을 수 있음을 확인하였다. 두 실험 결과를 통해 얻어낸 hysteresis gap은 각각 2.7 μm, 1.9 μm로 나타났다[10].

사전하중이 가해졌을 경우, 발생한 de-space의 변화에 따른 정렬도 변화를 확인하기 위하여 1.26 N의 사전하중 하에서 실험을 수행하였다. 그 결과 Fig. 7, 8에 나타난 바와 같이 de-space가 증가하는 과정에 비해 감소하는 과정에서 de-center 및 tilt의 크기가 작게 나타나는 것을 확인하였다. 이는 메커니즘 특성상 de-space 발생 방향이 바뀌는 과정에서 flexure hinge에 의해 부경이 위치를 재정렬하며 발생하는 현상으로 분석된다. De-center, tilt가 발생한 상태의 flexure hinge는 재료의 복원력이 de-center, tilt를 감소시키는 방향으로 작용하여 순간적으로 de-center 및 tilt를 일정수준 감소시키게 된다. 이후 de-center 및 tilt의 변화가 de-space의 감소에 따라 비선형적으로 감소하는 것을 확인하였다. 이를 통해 de-space가 감소하는 과정에서 증가하는 과정에 비해 개선된 정렬

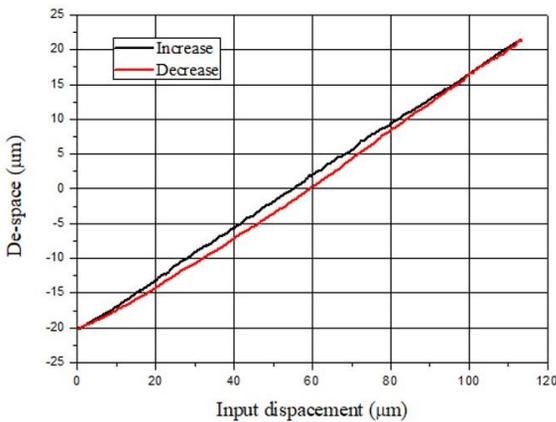
도를 얻을 수 있음을 확인하였다.



(a) Preload 0 N at -20 μm



(b) Preload 1.26 N at -20 μm



(c) Preload 2.53 N at -20 μm

Fig. 6 De-space Hysteresis Change according to Preload

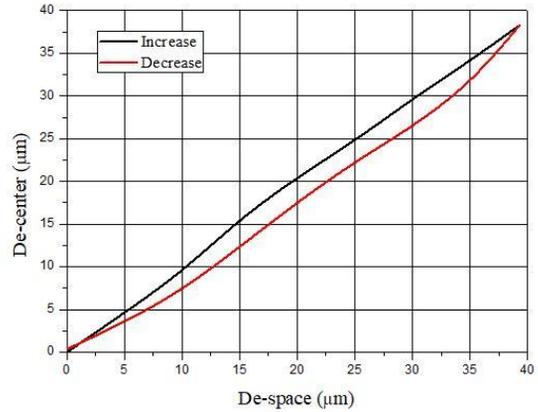


Fig. 7 De-center Hysteresis Change under Variation of De-space (Preload 1.26 N)

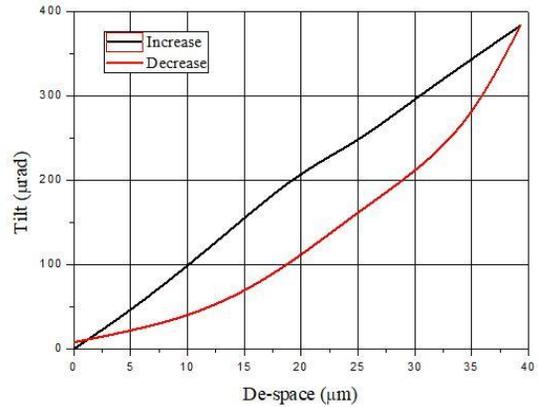


Fig. 8 Tilt Hysteresis Change under Variation of De-space (Preload 1.26 N)

5. 결 론

본 논문에서는 소형위성용 모터 구동형 포커싱 메커니즘을 제안하고, 장치 구동 시 발생하는 부경의 3차원 변위를 측정해 de-space, de-center, tilt 정렬도 오차를 계산하였다. 실험결과 1.26 N의 사전하중 하에서 linear screw에 발생시킨 117.84 μm 의 input displacement에 의해 40 μm 의 de-space를 발생시킬 수 있으며, 이에 따라 최대 de-center 38.3 μm , tilt 383.4 μrad 의 정렬도 오차가 발생하는 것을 확인하였다. 제안한 모터 구동형 포커싱 메커니즘은 flexure hinge를 이용하여 사전하중을 가함으로써 장치 가공 및 조립 과정에서 불가피하게 발생하는 공차로 인한 de-space의 비선형성을 줄일 수 있고 그에 따라 히스

테리시스를 감소시킬 수 있음을 확인하였다. 또한, 단일 모터를 이용하여 부경에 요구 변위를 발생시킴으로써 열제어형 포커싱 메커니즘, 압전 작동기를 이용한 3축 제어형 메커니즘 등 이전에 연구되었던 포커싱 메커니즘에 비해 단순한 방식으로 일정 정렬도 오차 이내에서 부경의 변위를 제어할 수 있음을 확인하였다 [3, 11, 12]. 그러나 제안한 모터 구동형 포커싱 메커니즘은 flexure hinge의 배치와 구조에 따라 부경 변위 제어 시 발생하는 정렬도 오차가 변화할 수 있기 때문에, flexure hinge의 최적화에 대한 추가적인 연구가 필수적이다. 또한, 부경 변위를 제어하기 위한 모터의 속도와 진동이 정렬도 오차에 미치는 영향을 분석함으로써 본 메커니즘의 작동 신뢰성을 향상시키고자 한다.

후 기

본 논문은 국방광역감시 특화연구센터 프로그램의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

References

- [1] H. J. Kramer and A. P. Cracknell, "An overview of small satellites in remote sensing.", *International Journal of Remote Sensing*, Vol. 29, no. 15, pp. 4285-4337, 2008.
- [2] C. E. Vest, "The effects of the space environment on spacecraft surfaces.", *Johns Hopkins APL Technical Digest*, vol. 12, no. 1, pp. 46-54, 1991.
- [3] J. S. Chang, J. U. Kim, M. S. Kang, S. U. Yang and E. E. Kim, "Development and verification of thermal control subsystem for high resolution electro-optical camera system, EOS-D ver.1.0." *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, no. 11, pp. 921-930, 2013.
- [4] D. H. Lee, D. C. Seo, J. H. Song, J. H. Chung, S. Y. Park, M. J. Choi and H. S. Lim, "Image restoration of calibration and validation for KOMPSAT-2.", *The International Archives of The Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. 37, pp. 57-62, 2008.
- [5] D. Leger, F. Viallefont, E. Hillairef and A. Meygret, "In-flight refocusing and MTF assessment of SPOT5 HRG and HRS cameras.", *Progress in Biomedical Optics and Imaging (SPIE Proceedings Series)*, Vol. 4881, pp. 224-231, 2003.
- [6] F. Viallefont-Robinet, "Edge method for on-orbit defocus assessment.", *Optics Express*, Vol. 18, no. 20, pp. 20845-20851, 2010.
- [7] <http://www.telescope-optics.net/>
- [8] <https://eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/k/kompsat-3>
- [9] R. Bhatia and A. Ciani, "Telescopes: their design and maintenance.", *Bulletin of The Astronomical Society of India*, Vol. 26, pp. 353-365, 1998.
- [10] M. Lake, P. Warren and L. Peterson, "A revoluted joint with linear load-displacement response for precision deployable structures.", *37th Structure, Structural Dynamics and Materials Conference*, pp. 1639-1647, 1996.
- [11] 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.
- [12] J. W. Jung, J. W. Choi, S. G. Joe, D. K. Lee, J. H. Hwang and B. K. Kim, "Focusing mechanism research for small satellite.", *The Society for Aerospace System Engineering 2018 Spring Conference*, pp. 256-257, 2018.