

## 소형 위성 카메라의 압전작동기 타입 3-축 포커스 메커니즘 설계

홍대기<sup>1</sup> · 황재혁<sup>2,†</sup><sup>1</sup>한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과<sup>2</sup>한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

## Design of 3-Axis Focus Mechanism Using Piezoelectric Actuators for a Small Satellite Camera

Dae Gi Hong<sup>1</sup>, Jai Hyuk Hwang<sup>2,†</sup><sup>1</sup>Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Graduate School at Korea Aerospace University<sup>2</sup>Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

## Abstract

For Earth observation, a small satellite camera has relatively weak structural stability compared to medium-sized satellite, resulting in misalignment of optical components due to severe launching and space environments. These alignment errors can deteriorate the optical performance of satellite cameras. In this study, we proposed a 3-axis focus mechanism to compensate misalignment in a small satellite camera. This mechanism consists of three piezo-electric actuators to perform x-axis and y-axis tilt with de-space compensation. Design requirements for the focus mechanism were derived from the design of the Schmidt-Cassegrain target optical system. To compensate the misalignment of the secondary mirror (M2), the focus mechanism was installed just behind the M2 to control the 3-axis movement of M2. In this case, flexure design with Box-Behnken test plan was used to minimize optical degradation due to wave front error. The wave front error was analyzed using ANSYS. The fabricated focus mechanism demonstrated excellent servo performance in experiments with PID servo control.

## 초 록

지구 관측용 소형 위성카메라의 경우, 중대형 위성에 비해 상대적으로 약한 구조 안정성으로 인해 열악한 발사환경 및 우주환경에서 광부품의 정렬오차가 발생하기 쉽다. 발생한 정렬오차는 위성카메라의 광학 성능 저하를 유발시킨다. 본 연구에서는 소형 위성 카메라의 정렬오차를 보상하기 위하여 3축 포커스 메커니즘을 제안하였다. 이 메커니즘은 3개의 압전 작동기로 구성되어 x-축, y-축 틸트 및 디스페이스(De-space) 보정을 수행할 수 있다. 포커스 메커니즘의 설계 요구조건은 슈미트-카세그레인(Schmidt-Cassegrain) 타입의 목표 광학계 설계에서 도출되었다. 부경 정렬오차 보상을 위하여 부 반사경의 뒤에 포커스 메커니즘을 부착하여 부경의 3축 운동을 제어하였다. 이 때 파면오차로 인한 광학 성능 저하를 최소화하기 위한 플렉서를 Box-Behnken 실험계획법을 통하여 설계하였으며, ANSYS를 이용하여 파면오차 해석을 수행하였다. 제작된 포커스 메커니즘은 작동기의 수학적 모델링, PID 제어기 설계, 서보 제어실험을 통해 서보성능을 검증하였다.

**Key Words** : Small Satellite Camera(소형 위성카메라), Misalignment(정렬오차), Refocusing(리포커싱), Focus Mechanism(포커스 메커니즘)

## 1. 서 론

지구 관측 위성은 저궤도 상에서 지구의 지표면을 관측하여 관측된 정보를 지상으로 전달한다. 이러한 지구 관측 위성으로 기존의 높은 신뢰성과 고비용이 요구되는 대형 위성이 주로 활용되었지만, 최근 동향

은 짧은 개발 기간과 비용이 합리적으로 낮아진 소형 위성으로 이동하고 있다[1]. 아울러 발사비용 절감을 위한 또 다른 방안으로서 전개형 광학 구조체에 대한 연구도 국내외에서 활발히 수행되고 있다. 그러나 위성이 소형화됨으로써 구조적 강성이 중대형 위성에 비해 상대적으로 낮아지며, 이는 진동과 충격이 가해지는 발사 환경과 무중력, 진공, 복사열, 수분토출과 같은 우주환경 하에서 변형이 발생할 가능성이 높아짐을 의미한다. 이러한 구조물의 변형은 광학 요소 간 정렬 오차를 유발하게 되어 결과적으로 광학 성능에 심각한 영향을 미칠 수 있게 된다. 아울러 전개형 광학 구조체는 고정형 광학 구조체에 비하여 상대적으로 구조물의 정렬오차가 크게 발생한다. 이러한 요인으로 인하여 발생한 정렬오차는 영상 품질의 심각한 저하를 유발하므로, 위성카메라는 궤도상에서 광부품 간 상대위치를 재정렬하는 리포커싱 과정이 필요하다. 리포커싱 과정은 광학 구조체의 변형이 발생하여 광학계 정렬이 흐트러질 경우 주 반사경과 부 반사경의 상대 위치를 복원 시켜주는 과정이다. 본 연구에서는 소형 위성 카메라의 효율적인 리포커싱 수행을 위한 3축 포커스 메커니즘을 제안하였다.

우주용 구동기는 설치 공간의 제약, 높은 효율과 안정성이 요구되므로 선정에 있어 제약이 많다. 실제 위성 카메라에 탑재되는 포커싱 장치는 서보 구동형 메커니즘과 열제어형 메커니즘이 주를 이룬다. 서보 구동형 메커니즘은 스텝 모터 또는 압전 작동기와 같은 정밀구동기로 동작되고 있으며 광축 방향 위치 제어를 수행한다. 스텝모터를 적용한 메커니즘은 SPOT 계열과 MSG(Meteosat Second Generation)의 광학탑재체인 SEVIRI 등에서 적용되었다[2]. 열제어형 메커니즘은 히터를 사용하여 광학 구조체의 열변형을 발생시켜 리포커싱을 하는 방식이다[3]. 열제어형 메커니즘에서도 주로 광축방향 변위인 디스페이스를 제어한다. 열제어형 메커니즘을 채택한 위성은 프랑스에서 개발된 위성 Pleiades 계열과 한국에서 개발된 KOMPSAT 계열 위성 등이 있다. 이들 대부분은 수동형 메커니즘으로, 지상의 관제국에 의해 보정이 이루어진다[4-6]. 열제어형 포커스 메커니즘은 구조가 단순하여 위험성이 적지만, 지속적인 전력 소모와 구동에 필요한 소요 시간이 길다. 서보 구동형 메커니즘은 구동기와 제어

기의 구성이 자유롭고 구동에 필요한 시간이 짧으며 넓은 구동범위를 확보할 수 있다. 또한 3축 운동(디스페이스 및 틸트)을 구현할 수 있어 정밀한 리포커싱을 구현할 수 있는 장점이 있다. 반면에 발사환경과 우주 환경에서의 안정성과 신뢰성이 검증된 메커니즘을 구현해야 하는 어려움이 있다.

본 연구에서 제안하는 3축 포커스 메커니즘은 압전 작동기를 적용한 서보 구동형으로, 기존의 메커니즘에 비하여 위치 정밀도가 좋으며, 디스페이스 및 x-축, y-축 틸트에 대한 3자유도 위치 보상이 가능한 메커니즘이다. 또한 포커스 메커니즘을 적용하는 광학계는 슈미트-카세그레인 타입으로 선정하였다. 카세그레인 타입 광학계의 효율적인 공간 활용을 위해, 포커스 메커니즘은 부 반사경 뒤편에 설치하였다. 포커스 메커니즘의 운용 중에 각각의 압전작동기의 상대운동에 의하여 부 반사경 면에 변형이 일어날 수 있다. 이러한 부 반사경 면의 변형은 광학 성능 저하를 초래하게 된다[7]. 본 논문에서는 부 반사경과 구동기 사이에 지지구조인 플렉서를 부착하여 부 반사경면의 변형을 최소화하여 영상이 왜곡되는 현상을 억제하였다. 반사경 표면의 변형에 따른 반사경의 광학적 성능 검증은 유한요소해석을 통한 파면오차 분석을 통해 확인하였다.

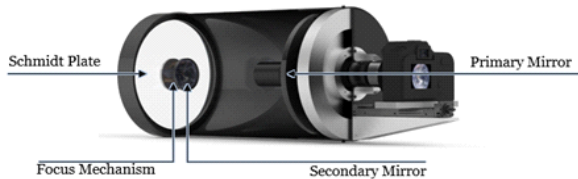
포커스 메커니즘의 서보 성능을 확인하기 위해 전산 시뮬레이션을 먼저 수행하였다. 포커스 메커니즘에 적용되는 압전 작동기의 수학적 모델은 MATLAB Identification Tool을 사용한 실험적 모델링 기법으로 얻었으며, 포커스 메커니즘의 과도응답과 정상상태오차 개선을 위해 PID 제어를 설계하였다. 서보 성능 전산 시뮬레이션의 결과를 바탕으로 실제 적용될 제어기를 설계하였다. 서보 성능 검증 실험을 위하여 포커스 메커니즘 실험 목업(mock-up)을 제작하였고, DAQ 장비와 MATLAB Simulink를 통하여 포커스 메커니즘의 서보 성능 실험을 수행하였다.

## 2. 부 반사경의 포커스 메커니즘 설계

### 2.1 설계 요구조건 분석

지구 관측용 소형위성 카메라 및 전개형 광학 구조체는 발사환경 또는 열악한 우주환경으로 인한 광학 구조물의 정렬 오차가 발생하기 쉽다. 해상도 1 m 급

의 소형 위성 카메라의 경우 초기 정렬 상태로부터 서브 마이크론 변위 오차만이 허용이 되며, 이러한 광학 정렬 오차를 보상하기 위하여 부 반사경 뒤편에 광로가 지나지 않아 광학적 특성이 존재하지 않는 차폐된 공간에 포커스 메커니즘을 설치한다. 본 연구에서 사용된 광학계는 선행연구에서 설계된 슈미트-카세그레인 형 광학계로 선정하였다[8]. 포커스 메커니즘의 크기는 선정된 목표광학계의 공간적 제한 조건에 의해 결정되며, 포커스 메커니즘의 서보성능 요구조건은 선정된 광학계의 광학특성을 Code-V 프로그램으로 분석 후 결정하였다[9]. 선정된 광학계의 형상은 Fig. 1과 같으며, 광학계의 제원과 포커스 메커니즘의 설계 요구조건을 아래 Table 1, 2에 정리하였다.



**Fig. 1** Schmidt-Cassegrain Type Satellite Camera with Focus Mechanism

**Table 1** Requirements of the Target Optical System

Camera Type	Aperture Diameter	EFL*	F#	MTF**
Schmidt-Cassegrain	200 mm	1969 mm	10.0	≥ 30 % Optical Design

\*Effective Focal Length \*\*Modulation Transfer Function


**Table 2** Design Requirements of Focus Mechanism

Height Limit	Tilt Range (x, y)	Tilt Resolution	De-space Range	De-space Resolution
60 mm	±200μrad	5 μrad	±30 μm	0.5 μm

본 연구에서 제안하는 3축 포커스 메커니즘의 작동기로 적층형 압전 작동기를 사용하였다. 압전 작동기는 역 압전 효과를 이용하는 작동기로서 압전 재료에 전압을 주었을 때 기계적인 변위를 발생시키는 작동기이다. 압전 작동기는 빠른 응답성, 정밀한 분해능, 높은 신뢰성과 긴 수명으로 우주 분야에서 많이 활용되고 있다. 본 연구에 사용된 압전작동기는 Noliac사의 NAC2123-H22이며, 작동기의 제원과 형상은 Table

3에 나타내었다.

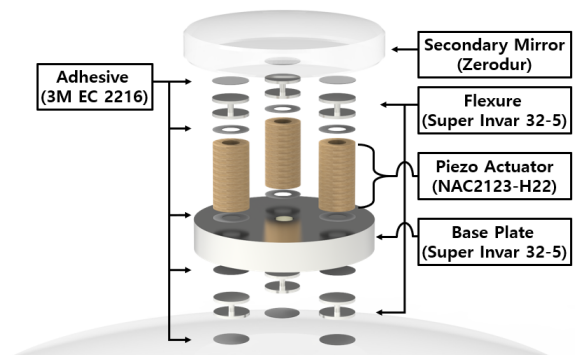
**Table 3** Specifications of the NAC2123-H22

PZT Actuator	Operating Voltage	Blocking Force	Stiffness	Height
	0-200 V	3560 N	1079 N/μm	22 mm

포커스 메커니즘은 부 반사경, 3개의 압전 작동기 및 지지구조물인 플렉서로 구성된다. 부 반사경과 압전 작동기사이의 지지구조는 열팽창 계수 차이에 의한 열변형, 조립 정렬과정의 작용력, 3개 압전 작동기의 변위 차이 등에 의해 발생하는 반사경 면의 변형을 최소화 하도록 설계된다. 이러한 관점에서 부 반사경과 지지구조의 재질은 열팽창 계수가 작은 Zerodur와 불변강 소재인 Super Invar 32-5 소재로 선정하였으며, 부 반사경과 압전 작동기를 연결하는 지지구조는 반사경 면의 변형을 최소화하도록 유연한 구조를 갖는 플렉서를 설계하였다.

## 2.2 포커스 메커니즘의 기구학적 설계

본 연구에서 제안된 포커스 메커니즘은 3개의 압전 작동기를 이용하여 부 반사경의 디스페이스(광축 방향 병진운동), x-축과 y-축 틸트를 발생시킨다. Fig. 2에서 나타낸 바와 같이, 본 연구의 포커스 메커니즘은 3개의 적층형 압전 작동기는 광축 방향으로 120°씩 평행하게 배치되는 구조이다.



**Fig. 2** 3-axis Focus Mechanism Assembly

3개의 작동기가 동일한 양의 변위를 발생시키면 디스

페이스만 발생하며, 각각의 작동기에 다른 양의 변위를 발생시키면 틸트도 발생한다. 본 연구의 포커스 메커니즘에서 부 반사경의 운동(디스플레이 및 x-축과 y-축 틸트)과 압전작동기의 변위사이의 기구학적 관계는 아래와 같이 평면 방정식을 이용하여 정의 할 수 있다.

$$ax_i + by_i + cz_i + d = 0 \quad (i = 1, 2, 3) \quad (1)$$

위의 식 (1)에서  $z_1, z_2, z_3$ 은 각각의 압전 작동기의 변위이고  $(x_1, y_1), (x_2, y_2), (x_3, y_3)$ 은 포커스 메커니즘에 배치된 각 압전 작동기의 위치이다.

$$a = \frac{y_1 b}{x_1} + \frac{z_1 c}{x_1} + \frac{1}{x_1} \quad (2)$$

$$b = \frac{x_3 - x_1}{x_3 y_1 - x_1 y_3} - \frac{(x_1 z_3 - x_3 z_1) c}{x_3 y_1 - x_1 y_3} \quad (3)$$

$$c = \frac{x_2 - x_1}{x_2 y_1 - x_1 y_2} - \frac{x_3 - x_1}{x_3 y_1 - x_1 y_3} \quad (4)$$

$$De\text{-space} = \frac{z_1 + z_2 + z_3}{3} \quad (5)$$

위의 식 (2-4)에서 (a, b, c)는 평면에 수직인 법선 벡터이다. 압전 작동기의 위치 값들을 연립하여 법선 벡터와 디스플레이를 계산하면 식 (2-5)과 같이 정의 된다. 유도된 법선 벡터와 x-축, y-축의 기저 벡터를 내적하여 틸트  $\theta_x, \theta_y$ 를 구할 수 있다.

$$\vec{n} \cdot \vec{b}_x = |\vec{a}| |\vec{b}_x| \cos \theta_x \quad (6-a)$$

$$\vec{n} \cdot \vec{b}_y = |\vec{a}| |\vec{b}_y| \cos \theta_y \quad (6-b)$$

$$\theta_x = \cos^{-1} \left( \frac{\vec{n} \cdot \vec{b}_x}{|\vec{n}| |\vec{b}_x|} \right) \quad (7-a)$$

$$\theta_y = \cos^{-1} \left( \frac{\vec{n} \cdot \vec{b}_y}{|\vec{n}| |\vec{b}_y|} \right) \quad (7-b)$$

위의 식 (6, 7)에서  $\vec{n}$ 는 식 (2~4)에서 구한 법선 벡터를 정규화를 한 법선 벡터이며,  $\vec{b}_x, \vec{b}_y$ 는 각 축의 기저 벡터이다. 관계식 (5), (7)를 이용하면 포커스 메커

니즘 구동 중 각각의 압전 작동기의 변위에 대한 부 반사경의 x-축, y-축 틸트 및 디스플레이 값을 계산 할 수 있다. 본 연구의 포커스 메커니즘에서 3개의 압전 작동기는 설치평면에서 반경 20 mm인 원주를 따라 120° 등간격으로 배치되었다. Fig. 3은 작동기 변위가 주어질 때 틸트와 디스플레이량의 계산 과정을 도식화 하였으며, 틸트만을 고려했을 때 요구되는 작동기의 변위는 Table 4에 나타내었다.

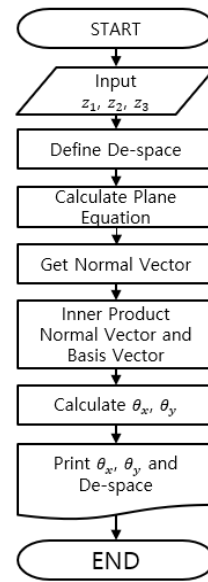


Fig. 3 Flowchart for Tilt and De-space

Table 4 Actuator Displacements Required for Assigned Tilts

	x-Tilt ( $\mu\text{rad}$ )	y-Tilt ( $\mu\text{rad}$ )	Act.* #1 ( $\mu\text{m}$ )	Act.* #2 ( $\mu\text{m}$ )	Act.* #3 ( $\mu\text{m}$ )
1	0	100	-1	-1	2
2	0	200	-2	-2	4
3	100	0	1.7	-1.7	0
4	200	0	3.5	-3.5	0
5	100	100	0.7	-2.7	2
6	200	200	1.5	-5.5	4

\*Actuator

### 2.3 포커스 메커니즘의 광기계적 설계

본 절에서는 포커스 메커니즘의 압전 작동기 상대 운동에 의한 파면오차를 고려하여 플렉서를 설계하였다. 포커스 메커니즘에는 3개의 플렉서가 부착되며, 메커니즘 자유도의 과도한 구속을 방지하기 위하여 플렉

서의 형상을 먼저 고려하였다. 플렉서의 형상에는 Notch형, Pin형, Blade형 등의 다양한 형상이 존재한다. 본 연구에서는 다양한 플렉서 형상들 중에서 메커니즘의 자유도와 가공에 용이함을 고려하여 기준 형상을 Pin형으로 채택하였다. 그 다음, 기준 형상에 적용되는 플렉서의 형상을 3수준 4요인의 Box-Behnken 실험계획법을 통하여 실험 계획을 세우고 계획표에 따라 유한요소 해석을 진행하였다. 유한요소해석 결과에서 부 반사경 면의 변위 데이터를 Zernike 다항식을 이용하여 파면오차를 계산하였다. 이렇게 얻은 파면오차 값을 반응 값으로 분산분석을 진행하여 주요 형상 인자에 대한 최적설계를 수행하였다. 플렉서의 형상은 Fig. 3과 같으며, 실험계획법에 사용될 형상 인자에 대한 요인들은 Table 5로 정리하였다.

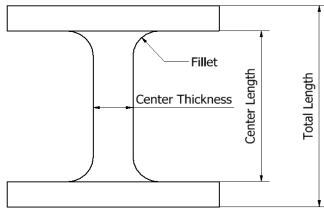


Fig. 4 Shape of Flexure

Table 5 Factors of Flexure Shape

#	Center Length	Center Thickness	Fillet	Total Length
1	2 mm	0.5 mm	0	6 mm
2	3 mm	1 mm	0.5 mm	8 mm
3	4 mm	1.5 mm	1 mm	10 mm

실험계획법으로 얻은 플렉서의 다양한 형상을 포커스 메커니즘에 적용한 후, 포커스 메커니즘의 요구 조건 중에서 최대의 틸트 값( $200 \mu\text{rad } \theta_x$ ,  $200 \mu\text{rad } \theta_y$ )을 갖는 환경에서 유한요소해석을 진행하였고, 해석 결과에서 부 반사경 면의 변형 데이터를 추출하였다. 부 반사경 면의 변형 데이터를 Zernike 다항식에 대입하여 28개의 항으로 분할하였으며, 각종 수차에 의한 부 반사경 면의 파면오차를 구하였다. 강제 운동에 의한 변형은 포커스 메커니즘을 통하여 쉽게 보정할 수 있으므로 분할된 Zernike 다항식에서 강제운동인 첫 번째 항부터 네 번째 항(De-Space, x-축 Tilt, y-축

Tilt, De-Focus)까지 제거한 후 파면오차 값을 계산하였다. 포커스 메커니즘 구동 시 부 반사경의 광학 성능은 강제 운동을 제거한 나머지 항들로 구성된 파면오차 값으로 판단하였다. 유한요소해석은 ANSYS, 실험계획법과 분산분석 도구는 프로그램 Minitab을 이용하였으며, Zernike 다항식 분할과 파면오차 해석은 코드를 직접 작성하여 계산하였다. 유한요소해석 모델은 Fig. 4와 같다.



Fig. 5 FEM Model of the Focus Mechanism

Box-Behnken 실험계획법에 의해 얻은 27개의 플렉서 형상을 적용하여 유한요소해석을 수행 하였으며, 분산분석에는 부 반사경 면의 변형에 의한 파면오차 값과 플렉서 중심부에 작용하는 응력을 반응 치로 설정하였다. 그 결과, 필렛과 중심 두께는 작고 길이는 길수록 파면오차의 값이 감소함을 확인하였다. 그러나 구조강도 관점에서 플렉서의 중심두께가 얇을수록 플렉서 중심에서 집중응력이 발생하여 항복응력을 넘는 경향을 보였고 플렉서 가공의 난이도가 높아져, 결과적으로 중심두께는 1 mm로 고정하였으며 전체 길이 6 mm, 중심 길이 4 mm, 필렛이 없는 형상의 플렉서를 최적 형상으로 채택하였다. 이 경우, 파면오차는 Fig. 5와 같이 약 1.4 nm이며 플렉서를 적용하지 않은 포커스 메커니즘에 비하여 약 23배 정도 감소된 값이다. 설계된 플렉서를 적용한 메커니즘의 형상은 Fig. 6으로 나타내었다.

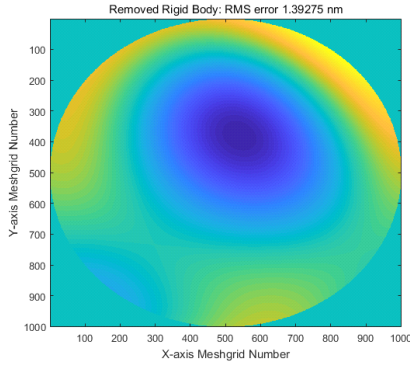


Fig. 6 Results of Wavefront Error Analysis

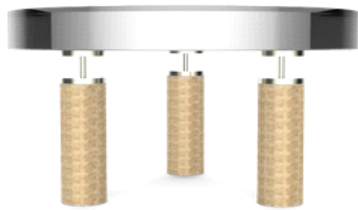


Fig. 7 Focus Mechanism with Optimally Designed Flexures

### 3. 포커스 메커니즘 조립 및 서보 성능 검증

#### 3.1 실험 장치의 구성

포커스 메커니즘의 조립 단계에서 발생하는 오차를 최소화하기 위하여 치구를 이용하여 조립을 진행하였다. 조립되는 포커스 메커니즘의 형상을 CAD로 3D 데이터화 하여 조립품의 조립 방향과 조립 방법을 결정하였다. 치구는 기하학적 위치에 맞도록 탈부착이 가능하며 접착제가 경화된 후에는 제거할 수 있도록 설계하였다.

치구는 위치정밀도를 유지하기 위한 부분과 각 부품의 동심도를 유지하기 위한 부분으로 구성 된다. 위치정밀도 치구는 부 반사경과 플렉서의 위치정밀도 그리고 압전 작동기와 베이스 플레이트의 위치정밀도 유지를 위해 사용된다. 동심도 치구는 플렉서와 압전 작동기의 동심도 정렬 그리고 슈미트 판과 작동부의 동심도 정렬에 사용된다. 작동부는 부 반사경, 압전 작동기, 플렉서 그리고 베이스 플레이트로 구성된 부분을 뜻한다. 포커스 메커니즘의 조립은 작동부를 먼저 조

립하며, 마지막 순서로 작동부와 슈미트 판의 동심도를 정렬하여 조립한다. 작동부 조립에서는 먼저 압전 작동기와 플렉서를 조립하였고, 다음으로 압전 작동기와 베이스 플레이트 그리고 부 반사경과 압전 작동기를 조립하였다. 마지막으로 동심도 치구를 이용하여 조립된 작동부를 슈미트 판 중앙에 부착하여 조립을 완료하였다. Fig. 7에 조립에 사용된 치구의 형상을 나타내었다. Fig. 8(a)는 치구를 이용한 조립 과정이며, (b)는 치구를 이용하여 조립한 포커스 메커니즘 모습이다.

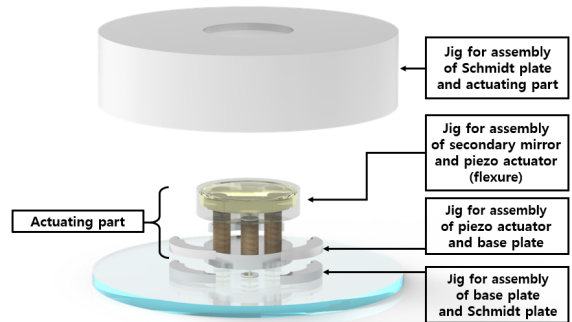


Fig. 8 Jig Shape for Focus Mechanism Assembly

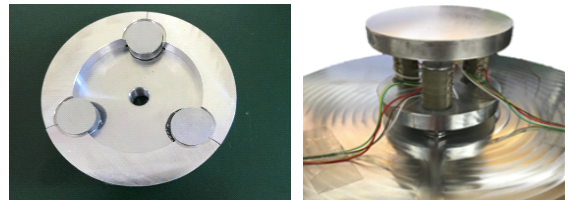
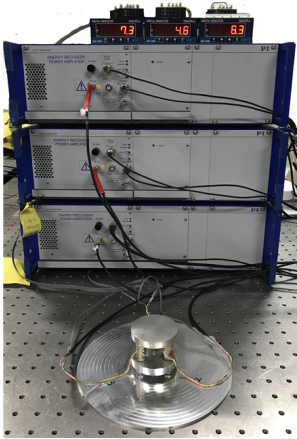


Fig. 9 Focus Mechanism Assembly Using Jig

또한 에폭시 접착제의 균일한 도포와 작동기의 평행유지를 위해 지르코늄 비드를 이용하여 접착제의 일정한 두께를 유지하였다. 에폭시 접착제의 성질에 영향을 주지 않도록 접착제 도포 부피의 10 % 정도로 지르코늄 비드를 섞어서 도포하였다. Fig. 8의 (b)에서 나타난 포커스 메커니즘은 서보 성능 검증만을 위한 조립품이며, 부 반사경의 재질은 알루미늄으로 제작하였다.

제작된 포커스 메커니즘의 서보성능 실험을 위해 실험 장치를 Fig. 9와 같이 구성하였다. 압전 작동기는 0-200 V의 입력 전압으로 0-33  $\mu\text{m}$ 의 행정을 갖는 Ring 모양의 적층형 압전 작동기로 선정하였다. 포커스 메커니즘의 서보 성능 제어기법은 MATLAB

Simulink를 통하여 구성하였으며, DAQ장비인 dSPACE DS1103을 연동하여 실험 환경을 구성하였다. 압전 작동기의 변위는 작동기에 부착된 스트레인 게이지를 통해 측정된다. 부착된 스트레인 게이지의 캘리브레이션은 레이저 변위 센서를 이용하여 정밀도를 검증한 후 수행하였다.



**Fig. 10** Focus Mechanism Experimental Device Configuration

### 3.2 포커스 메커니즘 압전 작동기의 모델링

포커스 메커니즘의 서보성능 실험을 위해 먼저 압전 작동기의 모델링이 수행되어야 한다. 압전 작동기의 수학적 모델은 오픈 루프 실험 데이터를 통하여 실험적으로 구하였다. 얻어진 압전 작동기의 수학적 모델링을 이용하여 PID 피드백 제어기법을 설계하였다. 각각의 압전 작동기는 독립적이며 1축 방향으로 움직인다. 포커스 메커니즘은 압전 작동기에 의해 제어되며, 압전 작동기에 작용하는 전압은 각 작동기의 광축 변위를 유발시키며 이는 부경의 디스페이스와 틸트로 연결된다. 각 압전 작동기의 운동방정식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$m\ddot{z} + c\dot{z} + kz = F_{piezo} \quad (8)$$

식 (8)에서  $m$ 은 부 반사경과 지지구조의 질량,  $c$ 는 작동기의 광축 방향 감쇠 상수,  $k$ 는 압전 작동기의 강성 그리고  $F_{piezo}$ 는 압전 작동기의 전압 입력 시 발생하는 힘이다. 또한 입력 전압과 압전 작동기의 관계는

다음과 같다.

$$\alpha V(t) = \beta \frac{d}{dt} F_{piezo} + F_{piezo} \quad (9)$$

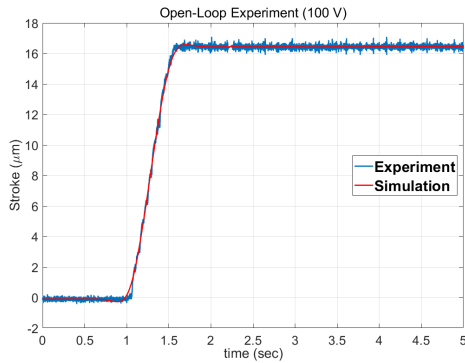
식 (9)에서  $\alpha$ 는 압전 작동기의 시상수이며,  $\beta$ 는 임의의 관계식을 나타내는 상수이다. 위의 식들을 라플라스 변환하여 입력은 전압이고 출력은 변위인 전달함수 형태로 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{Z(s)}{V(s)} &= \frac{\alpha}{(\beta s + 1)} \times \frac{1}{ms^2 + cs + k} \\ &= \frac{e}{as^3 + bs^2 + cs + d} \end{aligned} \quad (10)$$

식 (10)에서  $a, b, c, d, e$ 는 임의의 상수이다. 이 값들은 압전 작동기에 전압을 입력하여 변위를 출력하는 오픈 루프 실험을 통하여 추정할 수 있다. 오픈 루프 실험에서 100 V의 입력 전압과 압전 작동기의 변위를 얻었으며, 변위 데이터를 MATLAB 시스템 식별 도구를 이용하여 각 압전 작동기의 전달함수를 구하였다. 압전 작동기의 모델링은 식 (10)과 같이 3차 시스템으로 추정하여 얻었으며 각 상수의 값은 Table 6에 정리하였다. 실험 장비에서 발생된 노이즈에 의한 오차를 줄이기 위하여 실험 결과 데이터를 스플라인으로 커브 피팅하였으며, 이를 시스템 식별 도구에서 변위 출력 값으로 설정하여 전달함수를 얻었다. Fig. 10에서 나타낸 바와 같이, 실험결과와 전달함수를 통해 계산된 오픈 루프 시뮬레이션 결과를 비교하여 실험적 모델링의 타당성을 검증하였다.

**Table 6** Transfer Functions of the PZT Actuators

PZT* #	a	b	c	d	e
1	1	11.53	81.89	226.8	37.32
2	1	10.56	75.14	205.8	31.68
3	1	10.58	77.27	217	36.12



**Fig. 11** Comparison of Experimental and Simulation Results for the Open-Loop Test

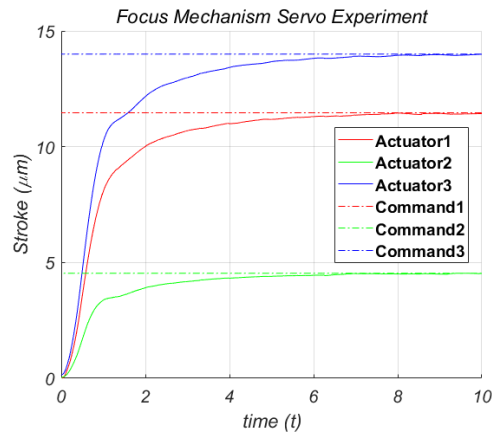
### 3.3 포커스 메커니즘의 서보 성능 실험

압전 작동기는 재료 특성에 의해 인가된 전압의 증감에 따라 변위가 비선형적으로 발생하는 히스테리시스 현상을 갖는다. 인가된 전압의 변동이 클수록 강한 히스테리시스 현상을 보이며, 이러한 현상 때문에 오픈 루프에서는 모든 조건에 대하여 추종 서보 성능이 떨어지게 된다. 따라서 본 연구에서는 PID제어기를 적용한 폐루프를 구성하여 시스템의 서보 성능을 향상시켰다.

전절에서 구해진 각각의 압전 작동기의 전달함수를 이용하여 PID 제어기법을 MATLAB/Simulink에 구현하였으며, 지글러-니콜스 법을 적용하여 플랜트의 거동을 확인하며 PID 제어기의 이득 값을 설정하였다. 제어기 설계 시 고려한 사항으로 히스테리시스 현상의 영향을 줄이기 위해 오버슈트는 최대한 줄였으며, 그 상태에서 정착시간을 최소화하기 위한 제어기의 이득 값을 얻었다. 그리고 DAQ장비와 스트레인 게이지 인디케이터 등 실험 장비에서 발생하는 노이즈를 줄이기 위한 저주파 통과필터를 센서부에 추가하였다.

먼저 전산 시뮬레이션을 통해 제어기의 계인을 결정하여 서보 성능을 확인한 후 x-축, y-축 틸트와 디스페이스를 보정하는 실험을 진행하였다. 전산 시뮬레이션에서 얻은 제어기의 이득(P-gain, I-gain, D-gain)값은 각각 (5, 3.2, 0.7)이다. 실제 실험 환경에서는 반복적인 실험을 통해 포커스 메커니즘의 서보 성능을 최적화하도록 개선하여 (5, 2.5, 1)의 값으로 결정하였다. 포커스 메커니즘의 지정된 틸트 및 디스

페이스 거동에 대한 각 압전 작동기의 서보 성능 검증 실험 결과를 Fig. 11에 나타내었다. 포커스 메커니즘 서보 성능 검증 실험에서 각 압전 작동기의 정상상태 오차는  $\pm 0.03 \mu\text{m}$  이내로 확인되었고, 포커스 메커니즘에 의한 부정 틸트의 오차량은  $\pm 1.7 \mu\text{rad}$  이내로 설계 요구조건이 만족됨을 확인하였다.



**Fig. 12** Experimental Results of Focus Mechanism Servo Characteristics

## 4. 결 론

본 연구에서는 소형 위성 카메라의 궤도상 리포커싱 수행을 위한 3축 포커스 메커니즘을 제안하였다. 이 메커니즘은 소형 위성카메라의 구조적 취약성을 극복하여 영상 품질을 보장하기 위하여 적용된다. 먼저 200 mm급 슈미트-카세그레인 타입 위성카메라를 기준으로 포커스 메커니즘의 크기 및 보정범위를 설정하였고, 이에 따라 설계 요구조건을 도출하였다. 포커스 메커니즘은 x-축, y-축 틸트와 디스페이스를 보정하기 위하여 3개의 압전 작동기로 구성되었으며, 메커니즘의 구동 시에 광학성능 저하를 최소화하기 위하여 플렉서를 추가적으로 설계하였다. 플렉서 형상은 Box-Behnken 실험계획법을 통하여 총 27번의 실험으로 계획을 세웠으며, 유한요소해석을 통하여 변위 데이터를 얻었다. 변위 데이터를 Zernike 다항식에 대입하여 파면오차 값을 계산하였고, 파면오차 값을 반응값으로 하여 분산분석을 수행하여 플렉서의 형상설계가 수행되었다. 최적설계된 플렉서 적용 시 최대 틸



트 조건에서 약 23배의 파면오차가 감소됨을 확인하였다. 또한 설계된 메커니즘의 서보 성능검증을 위한 위치 제어 실험 결과, 디스플레이의 요구 조건인  $0.5 \mu\text{m}$  보다 작은  $\pm 0.03 \mu\text{m}$ 의 위치 정밀도를 보여주었으며, x-축, y-축 틸트 오차량은 요구 조건인  $5 \mu\text{rad}$  보다 아래인  $\pm 1.7 \mu\text{rad}$ 이므로 요구조건을 충분히 만족하도록 설계가 되었음을 확인하였다. 따라서 지구 관측용 소형 위성 카메라에 발사 환경과 우주 환경에서 정렬 오차가 발생하였을 때, 압전 작동기를 적용한 3축 포커스 메커니즘을 사용한다면 효과적으로 리포커싱 과정을 수행함을 기대할 수 있다.

## 후 기

본 논문은 국방광역감시 특화연구센터 프로그램의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

## References

- [1] Herbert J. Kramer, Arthur P. Cracknell, "An Overview of Small Satellites in Remote Sensing," *International Journal of Remote Sensing*, Vol. 29, No. 15, pp. 4285-4337, 2008.
- [2] Braam Ben, H. A. van Mierlo, G. Buvril, S. Gill, "Meteosat Second Generation Refocusing Mechanism," *ESA - SP(European Space Agency - Special Publication)*, Vol. 410, pp. 27-34, 1997.
- [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," *International Archives of Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. 37, No. B1, pp. 57-62, 2008.
- [5] Leger D., Viallefont F., Hillairef E. and Meygret A., "In-flight refocusing and MTF assessment of SPOT5 HRG and HRS cameras," *Progress in Biomedical Optics and Imaging (SPIE Proceedings Series)*, No. 4881, pp. 224-231, 1999.
- [6] Viallefont-Robinet, Françoise, "Edge method for on-orbit defocus assessment," *Optics Express*, Vol. 18, No. 20, pp. 20845-20851, 2010.
- [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] D. H. Lee and J. H. Hwang, "An Online Tilt Estimation and Compensation Algorithm for a Small Satellite Camera," *Proceedings of The Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, pp. 1572-1582, 2017.
- [9] 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.
- [10] M. S. Kang, "Study on the design and control of the focal plane compensation device for image stabilization of high-resolution small satellite," Unpublished master's thesis, School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, 2016.