

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(8), 701-706(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.8.701>

전개형 광학구조체용 메커니즘 요구조건 수립 및 후보 메커니즘의 기구학적 해석

정성문, 최준우, 이동규, 황국하, 김상우, 김장호, 김병규*

The establishment of requirement and kinematic analysis of mechanism for deployable optical structure

Seongmoon Jeong, Junwoo Choi, Dongkyu Lee, Kukha Hwang, Sangwoo Kim,

Jangho Kim and Byungkyu Kim*

School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

ABSTRACT

In these days, there have been numerous researches on nano and micro satellites under the slogan of "Faster, Smaller, Better, Cheaper". Since optical structure occupies large portion of satellite volume, research on deployable optical structure gains great attention to reduce total volume of the satellite. In this paper, we establish the requirement of deployable optical structure based on specification of conventional optical structure and propose two candidate mechanisms which can satisfy the degree of deployment precision. Then, in order to evaluate the degree of deployment precision, we carry out kinematic analysis on de-space among tilt, de-space and de-center which influences optical characteristic of a satellite.

초 록

최근 인공위성 연구는 "Faster, Smaller, Better, Cheaper"라는 슬로건 하에 나노급, 마이크로급 인공위성 개발, 복수위성 발사 등에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 광학구조체는 인공위성에서 대부분의 비율을 차지하며, 이를 축소하기 위한 방안으로 광학구조체에 전개 메커니즘을 접목시킨 전개형 광학구조체에 대한 연구가 각광받고 있다. 본 논문에서는 기존 고정형 광학구조체의 요구조건을 바탕으로 전개형 광학구조체 전개 시 정렬 정밀도를 제안하고, 이 정밀도를 만족시킬 수 있는 전개 메커니즘 후보를 제안하였다. 또한 기구학적 해석을 수행하여, 위성의 광학성능에 영향을 미치는 미러 사이의 tilt, de-space, de-center 중, 기구의 입력 오차에 의하여 발생될 수 있는 기구장치의 de-space 정밀도를 평가하였다.

Key Words : Deploying mechanism(전개 메커니즘), Deployable optical structure(전개형 광학구조체), Deployable optical satellite(전개형 광학 위성)

1. 서 론

최근 기술이 발전함에 따라 궤도상에서 정보를 수집하고, 분배시키는 역할을 하는 인공위성

은 우수한 성능과 함께 소형화를 통한 발사비용 절감을 요구받고 있다. 이러한 조건들을 만족시키기 위하여 "Faster, Smaller, Better, Cheaper"라는 슬로건 하에 나노급, 마이크로급 인공위성에

† Received: April 30, 2014 Accepted: July 5, 2014

* Corresponding author, E-mail : bkim@kau.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

대한 연구가 활발히 진행되고 있다[1].

인공위성의 부피가 줄어들면 발사체의 페이로드 체적이 줄어들어 발사 비용이 감소하며, 복수의 위성을 하나의 발사체로 동시에 발사할 수 있다. 실제로 Orbital Science社에서 제공하는 항공기 기반 발사체를 통하여 2014년 1월까지 수행된 42번의 임무 중 총 11번의 임무에서 복수의 인공위성을 동시에 발사한 전력이 있으며[2], 2013년 11월 러시아에서는 32대의 인공위성을 동시에 궤도에 안착시킨 바 있다. 이러한 방식을 통하여 발사 비용을 획기적으로 절감할 수 있으므로 인공위성의 부피를 줄이고자 하는 연구가 활발하게 진행되고 있다. 이러한 노력의 일환으로 인공위성의 부피를 획기적으로 줄일 수 있는 전개형 광학구조체[3] 연구가 주목 받고 있다.

인공위성의 광학구조체는 그 성격상 운용 시 빛이 통과할 빈 공간이 필요하여 광학구조체의 부피가 전체 위성의 부피의 대부분을 차지한다. 실제로 2008년 발사된 GeoEye-1의 경우 높이 4.25m중 광학구조체가 약 3m의 길이를 차지하여 초점거리 확보를 위한 광학구조체의 길이를 무시할 수 없음을 알 수 있다[4]. 현재 대표적인 전개형 광학구조체의 인공위성 적용 사례로는 NASA의 NuSTAR(Nuclear Spectroscopic Telescope Array), 동경대의 PRISM (Pico-satellite for Remote-sensing and Innovative Space Missions) 등이 있으며, 연구 중인 사례로는 북경항공항천대학교의 BUAA-sat (Beijing University of Aeronautics and Astronautics - Satellite), 베를린 공과대학교의 DST (Dobson Space Telescope) 등이 있다.

NuSTAR의 경우 항공기기반 발사체를 이용하여 2012년 발사된 X-ray기반 망원경으로 10m에 달하는 초점거리 확보를 위하여 ATK社에서 개발한 ADAM(Able Deployable Articulated Mast)를 사용하였다[5]. ADAM은 이미 NASA의 STRM(The Shuttle Radar Topography Mission)에 채택되어 60m에 달하는 길이를 성공적으로 전개하여 그 성능이 검증된 바 있다. NuSTAR는 현재

까지 마스트를 사용하여 정밀하게 전개하는 전개형 광학구조체의 유일한 예이며, 모듈화 된 마스트를 사용하여 확장성이나 범용성이 크다는 면에서 그 의의를 가진다.

PRISM은 2008년 발사된 동경대의 전개형 광학구조체가 적용된 인공위성으로 탄성재료의 링크를 사용하여 전개하여 초점거리를 확보하였다. PRISM은 궤도상에서 30m급 해상도를 확보함으로써 소형위성에 전개형광학구조체 적용 가능성을 보인다.

본 논문에서는 강건성과 구조적 단순함에 초점을 맞춰 고정형 광학구조체와 동급의 광학성능(지상 resolution 1m급)을 제공할 수 있는 전개형 광학구조체 설계 요구조건을 제시하였다. 또한 이를 만족할 수 있는 전개 메커니즘 후보를 제안하고 이를 기구학적으로 해석하여 소형인공위성용 전개형 광학구조체의 구현 가능성을 확인하고자 한다.

II. 본 론

2.1 전개형 광학구조체 요구조건

2.1.1 비선형특성 및 오차

전개형 광학구조체는 그 특성상 움직이는 링크와 조인트로 구성되어 비선형적 특성들이 수반된다. Fig. 1은 가장 흔하게 발생하는 Freeplay, 강성변화, 이중선형성, 히스테리시스 등의 비선형적 특성을 보여준다[6]. 이러한 비선형적 특성들로 인하여 오차가 발생하면 광학구조체는 요구되는 기하학적인 조건에서 벗어나게 된다. 따라서 오차의 원인이 되는 비선형성을 최소화하기 위한 여러 연구들이 진행되어왔으며, 대표적 연구사례로는 유격이 전혀 없는 레볼루트 조인트[6]와 해당 조인트를 이용한 고정밀 전개형 안테나[7]가 있다.

광학구조체에서 비선형적인 거동에 의해 발생하는 오차는 tilt, de-space, de-center로 대표된다.

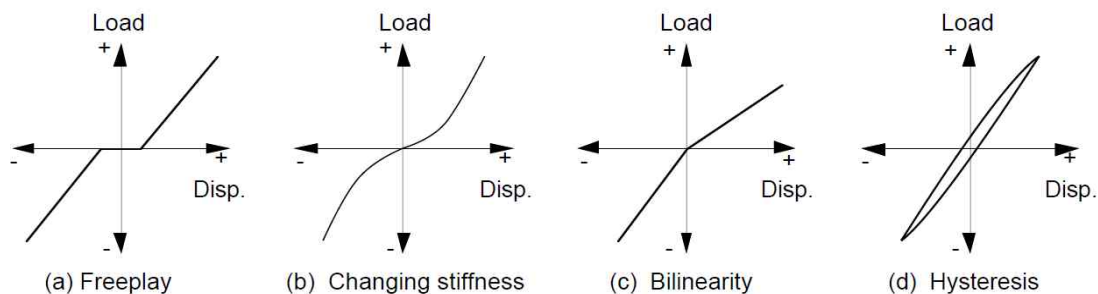


Fig. 1. Conventional nonlinear load-displacement response of deployable structures[6]

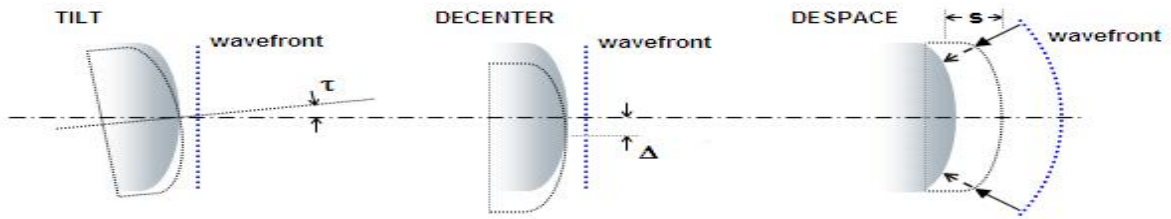


Fig. 2. Type of error that can induce aberrations[9]

이러한 오차들은 광학구조체의 성능에 직접적으로 영향을 미치는 요인으로 광학구조체 성능을 평가하는데 있어서 중요한 지표가 된다[8].

2.1.2 성능 요구 조건

전개형 광학구조체 연구의 목표는 수납을 통하여 위성의 부피를 줄이면서 전개 시 고정형 광학구조체와 동일한 초점거리와 성능을 확보하는 것이다. 따라서 전개 메커니즘의 우수성은 높은 전개비와 함께 높은 전개 정밀도에 좌우된다. 렌즈의 가공에 생기는 오차를 제외하면, 광학구조체에서 생길 수 있는 오차는 tilt, de-space, de-center이며, 각 오차를 정의하는 방법은 Fig. 2에 도식적으로 나타나있다. 고해상도의 이미지를 얻기 위해서는 렌즈나 반사경간의 위치가 지정된 기하학적 조건에 근접해야하므로 위 세 종류의 오차는 일정한 목표치를 가지게 된다. 고정형 광학구조체가 탑재된 인공위성 KOMPSAT-3의 주경과 부경 사이에 요구되는 오차는 Table 1과 같으며[3], 이를 토대로 일반적인 광학체 요구조건을 유추할 수 있다.

2.2 전개형 광학구조체 전개 메커니즘 제안 및 해석

2.2.1 정밀 전개 광학구조체 설계 가이드라인

NuSTAR가 정밀한 마스트를 사용하여 초점거리를 확보한 사례가 있지만, 이러한 마스트는 일반적으로 mm단위에서 오차를 가진다. 위와 같은 한계를 극복하기 위하여 LRC (Langley Research Center)에서 정밀한 광학분야와 범용적인 위성분야의 설계 가이드가 융합된 설계 가이드라인을

Table 1. Specification for KOMPSAT-3 [3]

Classification	Accuracy Requirement
De-space	3 μm
De-center	10 μm
Tilt	5 μrad

제시하였으며, 이러한 가이드라인을 따라서 설계할 경우 오차에 강건한 설계를 얻을 수 있다[10]. 해당 가이드라인은 1996년 개발된 유격이 전혀 없는 조인트의[6] 영향을 받아 ‘레볼루트 조인트 사용을 꺼리지 말 것’이라는 지침이 포함되었으며[10], 이는 제안된 메커니즘에 있어서 레볼루트 조인트를 자유롭게 사용할 수 있도록 하는 토대가 되었다.

2.2.2 전개형 광학구조체 전개 메커니즘

후보 전개 메커니즘은 LRC가 제시한 정밀 전개형 광학구조체 설계 가이드라인을 준수하여 예비적으로 설계되었고, 만족스러운 성능을 위해 KOMPSAT-3의 요구조건을 참고하여, Table 2와 같은 요구조건을 목표로 하였다. Table 2의 정렬도 오차가 기존의 고정형 광학구조체의 정렬도에 비해 미진한 부분은 추가적으로 포커싱 메커니즘을 통하여 오차 보정이 이루어지게 된다. 이러한 일련의 과정을 통해 KOMPSAT-3에서 요구된 오차 수준이 만족되도록 최종적으로 구현하고자 한다. 본 논문에서 제안된 두 후보 전개메커니즘은 각각 입력오차에 대한 강건성과 구조적 단순함에 중점을 두고 예비적으로 설계되었다.

Table 2. Specification for deploying mechanism

Classification	Accuracy Requirement
De-space	10 μm
De-center	10 μm
Tilt	10 μrad

Table 3. Dimension for deploying mechanism

Classification	Requirement
주경 크기	400 mm
부경 크기	100 mm
주-부 반사경 거리	480 mm
위성 크기	600 x 600 mm

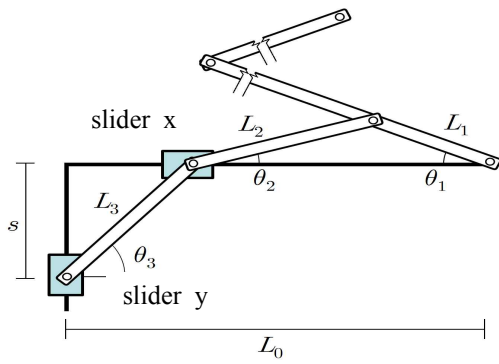


Fig. 3. Slider-crank mechanism

전개형 광학구조체의 각 구성요소의 치수는 Table 3과 같으며, 독일 베를린 공과대학에서 연구 중인 DST-50 사양을 참조하여 설계하였다[3].

슬라이더 크랭크 메커니즘은 강건성에 초점을 맞춘 메커니즘으로, 일반적으로 많이 사용되는 슬라이더-크랭크 메커니즘을 응용한 메커니즘이다. 해당 메커니즘은 위성의 형태에 따라 네 모서리에 대칭적으로 장착되며, 전개는 크랭크 역할을 하는 링크 1의 직립을 통하여 이루어진다. 전개의 대칭성 및 입력 오차에 대한 강건성을 위하여 슬라이더 x와 슬라이더 y는 링크 구조로 연결되었다. 또한 하중경로에 의한 모멘트 발생을 최소화하기 위하여 링크 배치를 최대한 평면상에 두어 안정적인 하중경로를 가지도록 하였다. 메커니즘의 개념도는 Fig. 3에 나타나있다.

해당 메커니즘의 전개는 슬라이더 y의 위치가 변함에 따라 슬라이더 x가 움직이고, 크랭크인 링크의 각변위에 의해 이루어진다. 이 때 슬라이더 y는 입력의 편의성과 정밀한 위치 제어를 위하여 헬리컬 조인트로 채택되었다.

메커니즘을 구성하는 각각의 링크 길이를 정하기 위하여 기하학적 구속조건을 만족하도록 설계가 되어야 한다. 기하학적 구속조건은 각각 슬라이더 y의 x변위와 슬라이더 x의 y변위가 일정하다는 조건이 되며, 구조체가 수납된 경우와 완전히 전개가 되었을 때 두 경우가 있다. 이러한 구속조건은 4개의 수식으로 나타나며, 이는 수식 (1)~(4)에 나타나있다. 수학적으로 필요한 변수는 6개이므로 설계변수를 두 개($L_1=40$, $S_{max}=50$) 부여할 수 있다.

$$L_1 \sin \theta_{1s} + L_2 \sin \theta_{2s} = 0 \tag{1}$$

$$L_1 + L_2 \sin \theta_{2d} = 0 \tag{2}$$

$$L_1 \cos \theta_{1s} + L_2 \cos \theta_{2s} + \sqrt{L_3^2 - s_{max}^2} = L_0 \tag{3}$$

$$L_2 \cos \theta_{2s} + L_3 = L_0 \tag{4}$$

Table 4. Design parameters & variables

변수	구분	설명
L_1	설계변수	링크 1의 중간 길이
L_2	변수	링크 2의 길이
L_3	변수	링크 3의 길이
s_{max}	설계변수	슬라이더 y의 변위
θ_{1s}	설계변수	수납상태의 θ_1
θ_{2s}	변수	수납상태의 θ_2
θ_{2d}	변수	전개상태의 θ_2

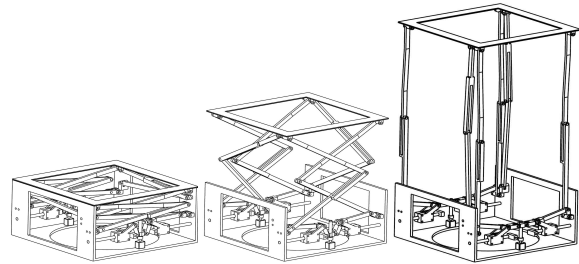


Fig. 4. Stepwise diagram of slider-crank mechanism

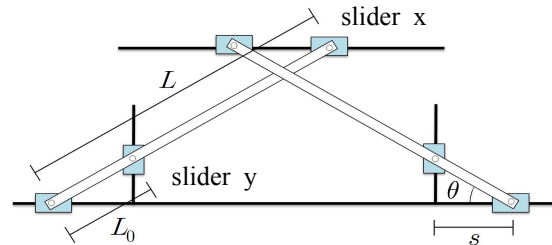


Fig. 5. Double slider-crank mechanism

이 때 아래첨자 s는 수납상태(stowed)를 나타내며, d는 전개상태(deployed)를 나타낸다. 변수 및 설계 매개변수들은 Table 4에서 볼 수 있으며, 링크 1의 전체길이는 전개높이를 결정한다. 메커니즘의 전개 과정은 Fig. 4에 나타나있다.

두 번째로 제안하는 메커니즘은 부품을 상대적으로 줄여 신뢰성을 높였다. 전개 메커니즘의 개념도는 Fig. 5에서 볼 수 있다. 슬라이더 x가 내측으로 움직임에 따라 슬라이더 y는 연직방향으로 움직이고, 링크가 직립하게 되는 절차를 따라 전개가 이루어진다. 이 때 슬라이더 x를 움직이기 위한 구동방식으로 스프링을 채택하였으며, 양쪽 전개의 대칭성을 보장하기 위하여 전개 메커니즘 내부에 싱크로나이저를 설치하였다.

설계 시 링크 길이 L은 인공위성 한 변의 최대길이에 제한을 받게 되며, L_0 는 동력원의 제한

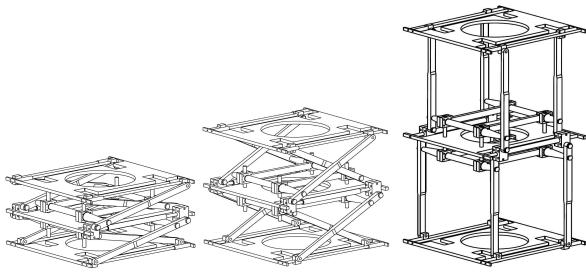


Fig. 6. Stepwise diagram of double slider-crank mechanism

에 따라 유연하게 바꿀 수 있다. 메커니즘의 전개 모습은 Fig. 6에 나타나있다.

2.2.3 전개 메커니즘 기구학적 해석

제안된 두 메커니즘은 모터나 스프링을 통하여 특정한 부분들이 일정거리 움직이면 전체 형상이 전개되는 일종의 지렛대와 같은 특성을 보인다. 따라서 모터, 스프링으로 움직이는 것을 입력으로 본다면, 입력과 전개된 높이의 관계를 도출할 수 있으며, 이는 메커니즘의 중요한 기구학적 특성이 될 것이다. 슬라이더 크랭크 메커니즘의 전체 높이 함수는 다음과 같이 나타난다.

$$h = s_{max} + 2L_{1E} \sin \left(\arccos \left(\frac{L_1^2 + (L_0 - \sqrt{L_3^2 - s^2})^2 - L_2^2}{2L_0(L_0 - \sqrt{L_3^2 - s^2})} \right) \right) \quad (5)$$

수식 (5)에서 s는 슬라이더 y의 연직 변위이며, s_{max} 는 슬라이더 y가 최대로 움직일 수 있는 거리, L_i 은 Fig. 3에 표시된 링크의 길이를 나타낸다. 예외적으로 L_1 은 링크 1의 중간 길이를 나타내며, L_{1E} 는 링크 1의 전체 길이를 나타낸다. 전체 높이는 슬라이더가 움직이는 샤프트의 길이도 포함되었으며, 슬라이더 크랭크 메커니즘의 경우 헬리컬 조인트는 범용성과 제어의 용이함을 위하여 피치가 1mm로 설계되었다.

더블 슬라이더 크랭크 메커니즘은 구조가 간단하여 높이 함수(수식 6)가 간략하게 나타난다.

$$h = 2L \sqrt{1 - \left(\frac{s}{L_0} \right)^2} \quad (6)$$

슬라이더 크랭크 메커니즘과 더블 슬라이더 크랭크 메커니즘의 슬라이드 이동 거리에 따른 전개높이 변화는 Fig. 7과 같다. 그래프의 x축은 슬라이더 크랭크 메커니즘의 경우 슬라이더 y가 움직인 거리이며, 더블 슬라이더 크랭크 메커니즘은 슬라이더 x가 움직인 거리이다.

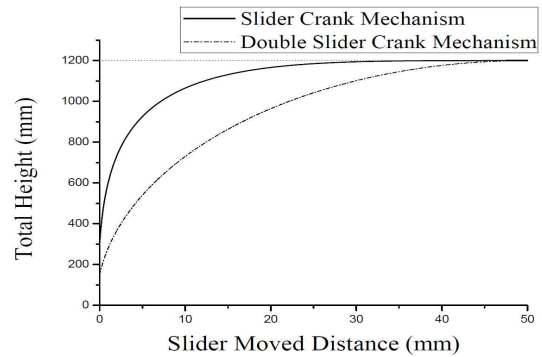


Fig. 7. Total height graph of proposed deploying mechanisms

슬라이더 크랭크 메커니즘의 경우 수납 시 높이가 300mm로 더블 슬라이더 크랭크 메커니즘의 수납 높이인 150mm보다는 높지만, 메커니즘의 특성상 입력 오차에 따른 출력 오차가 강건하다는 사실을 알 수 있다. 슬라이더 크랭크 메커니즘의 경우 입력부인 슬라이더 y에서 위치 오차가 10mm 발생하더라도 전개높이의 오차는 0.5mm 미만으로 발생하며, 기울기의 절댓값이 점점 작아지는 이상적인 형태임을 알 수 있다.

전개높이 오차가 입력부 오차에 의해서만 발생한다고 가정할 경우 발생할 수 있는 오차는 de-space가 유일하다. de-space가 10μm미만으로 발생하기 위한 슬라이더 변위 오차의 허용치는 슬라이더 크랭크 메커니즘은 ±4.112mm, 더블 슬라이더 크랭크 메커니즘은 ±0.206mm가 된다.

두 메커니즘 모두 목표한 오차에 비해 오차 허용치가 훨씬 크며, 두 메커니즘 모두 일정 수준 이상의 강건성을 만족하고 있다. 따라서 제안된 두 메커니즘은 전개형 광학구조체의 요구조건을 안정적으로 만족시킨다고 볼 수 있다.

전개오차 이외의 각 전개 메커니즘의 특징은 Table 5에 요약되어있다. 첫 번째로 제안된 슬라이더 크랭크 전개 메커니즘은 오차에 대한 강건

Table 5. Comparison of slider-crank mechanism & double slider-crank mechanism

	슬라이더 크랭크 메커니즘	더블 슬라이더 크랭크 메커니즘
전개비	4	8
강건성	매우 좋음	좋음
복잡성	복잡한 구조	간단한 구조
하중경로	모멘트 발생 ↓	모멘트 발생 ↑

성 향상을 목표로 설계되었으며, 전개비는 4이다. 동력원으로 모터를 이용하였기 때문에 예상치 못한 상황에 의한 오차를 능동적으로 보상할 수 있으며, 링크 배치에 따른 모멘트 발생이 적다. 다소 부속품 수가 많아 가공에 의한 유격이나 왜곡, 프리스트레인(pre-strain)이 생길 개연성이 있으나 프리로드(pre-load)를 이용한 유격이 없는 조인트 등을 이용하여 이를 보상할 수 있다.

두 번째로 제안된 더블 슬라이더 크랭크 전개 메커니즘은 구조적 단순함에 주안점을 두고 설계되었으며, 전개비는 8로 슬라이더 크랭크 메커니즘에 비해 2배가량 높다. 구동 메커니즘이 스프링을 이용하기 때문에 예상치 못한 상황에 의하여 발생된 오차를 능동적으로 제어할 수 없다는 단점이 있다. 하지만 1996년에 이루어진 위성 안테나 연구 결과는 수동적인 전개 메커니즘도 수 마이크론 이내의 정밀도를 가질 수 있다는 사실을 보인 바 있다[7].

III. 결 론

본 논문에서는 기존 인공위성 광학구조체의 성능 요구조건을 바탕으로 전개형 광학 구조체의 요구 성능을 설정하고 이를 만족시키기 위해 고려해야 할 전개 메커니즘의 특성을 조사하였다. 이를 바탕으로 전개형 광학구조체에 적용 가능한 두 가지 전개 메커니즘을 제안하고 기구학적인 해석을 토대로 성능을 평가하였다. 메커니즘의 구동 슬라이더와 전개높이에 대한 해석을 수행한 결과 주어진 de-space 오차 10 μ m를 만족하는 입력 부분 오차 허용치가 슬라이더 크랭크 메커니즘의 경우 ± 4.112 mm, 더블 슬라이더 크랭크 메커니즘의 경우에는 ± 0.206 mm로 오차에 대한 강건성이 두 메커니즘 간에 차이가 뚜렷하게 나타났다. 본 논문의 해석 결과는 이상적인 상황이 가정된 기구학적 해석을 통하여 얻어진 결과이므로 위 메커니즘들을 실제로 제작하여, 슬라이더와 샤프트의 유격, 가공 시 발생하는 공차, 공차로 인해 발생하는 왜곡 및 프리스트레인(pre-strain)등이 전개 메커니즘의 정렬도에 미치는 영향을 추후 지속적으로 연구하고자 한다.

References

- 1) Yeong-Geun Jang, Mun-Sik Park, Seong-Mun Yu, Sang-Yeong Park, Gyu-Hong Choe, "The Trend and Prospect of Small Satellite Formation Flying Technology", Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 36, No. 7, 2003, pp. 136-149
- 2) Orbital Science社, "Pegasus Mission History"
- 3) Puig, L., Barton, A., Rando, N., "A Review on Large Deployable Structures for Astrophysics Missions", Acta Astronautica, Vol. 67, Issues 1-2, 2010, pp.12-26.
- 4) <http://www.eoportal.org/>
- 5) Stohlman, O., Pellegrino, S., "Effects of Component Properties on the Accuracy of a Joint-Dominated Deployable Mast", 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, structural dynamics and materials conference, 2011-2163, 2011, pp.6456-6467
- 6) Lake, M., Warren, P., Peterson, L., "A Revolute Joint with Linear Load-Displacement Response for Precision Deployable Structures", 37th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, structural dynamics and materials conference, 1996-1500, pp.1639-1647
- 7) Peterson, L. D., Bullock, S. J., Hinkle, J. D., Hachkowski, M. R., "Micron Accurate Deployable Antenna and Sensor Technology for New-Millennium-Era Spacecraft", 17th Aerospace applications conference, 1996, pp.129-140
- 8) Bhatia Rajiv, Ciani Adriana, "Telescopes : Their Design and Maintenance", Bulletin of the Astronomical Society of India, Vol. 26, 1998, pp.353-365
- 9) <http://www.telescope-optics.net/>
- 10) Lake, M. S., Hachkowski, M. R., "Mechanism Design Principle for Optical-Precision, Deployable instruments", 41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, structural dynamics and materials Conference, 2000-1409, 2000