

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(11), 1006-1015(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.11.1006

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

1m급 인공위성 레이저추적 시스템용 고속·고정밀 추적마운트 개발 및 예비 성능분석

최만수*, 임형철**, 이상정***

Development and Preliminary Performance Analysis of a fast and high precision Tracking Mount for 1m Satellite Laser Ranging

Man-Soo Choi*, Hyung-Chul Lim** and Sang-Jung Lee***

Space Science Division, Korea Astronomy Space Science Institute*,**

Department of Electronics Engineering, Chung-Nam National University*,***

ABSTRACT

This paper presents preliminary design and performance analysis of a fast and high precision Tracking Mount for 1m Satellite Laser Ranging(SLR) which is development by Korea Astronomy and Space science Institute(KASI). SLR is considered to be the most accurate technique currently available for the precise orbit determination of Earth satellites. The SLR technique measures the time of flight between pulses emitted from laser transmitter and pulses returned from satellites with laser retro-reflector array. It provides millimeter level precision of range measurements between SLR stations and satellites. A fast and high precision Tracking Mount for SLR which is proposed in this research should be capable of day and nighttime laser tracking about the satellites with laser reflectors from 200 km to 36,000 km altitude(geosynchronous orbit). In order to meet this requirement, we performed mechanical design and structural analysis for Tracking Mount. Also we designed the motion control system and conducted pre-performance analysis to obtain good performance results for a fast and high precision Tracking Mount.

초 록

본 연구에서는 국내 최초 개발 예정인 1m급 인공위성 레이저추적 시스템(Satellite Laser Ranging, SLR)의 추적마운트 (Tracking Mount) 모듈 개발을 위한 예비설계 및 성능분석 결과를 제시한다. 인공위성 레이저추적 시스템은 위성까지의 거리를 정밀하게 측정하는 시스템으로 지상의 관측소에서 반사경을 탑재하고 있는 인공위성까지 레이저를 발사하여 되돌아오는 레이저 사이의 시간간격을 측정하는 시스템으로서, 현존하는 인공위성까지의 거리측정 시스템 중 가장 정밀한 측정 시스템이다. 본 논문에서 제안하는 인공위성 레이저추적 시스템용 고속·고정밀 추적마운트의 추적범위는 고도 300 km에서 정지궤도(고도 36,000 km)까지 가능하며, 레이저 반사경을 탑재한 인공위성에 대해 주·야간 레이저추적이

† Received : July 1, 2016 Revised : October 17, 2016 Accepted : October 17, 2016

* Corresponding author, E-mail : cms00@kasi.re.kr

가능해야 한다. 이러한 요구사항을 만족하기 위해, 본 연구에서는 고속·고정밀 추적마운트 기구부 설계 및 구조해석을 수행하였고, 추적마운트의 원활한 제어를 위한 모션 제어 시스템을 설계하여 예비 성능 분석을 실시한 결과를 소개하였다.

Key Words : Satellite Laser Ranging(인공위성 레이저 추적시스템), Tracking Mount(추적 마운트), ARGO-F(고정형 인공위성 레이저 추적시스템)

1. 서 론

한국천문연구원에서 개발하고 있는 SLR(Satellite Laser Ranging)은 지구상의 관측소와 반사경을 장착하고 있는 위성사이의 거리를 측정하는 기술로서, 매우 짧은 시간동안 레이저 빛을 지상의 망원경에서 위성으로 발사하고 위성의 레이저반사경에 의하여 역 반사된 광신호가 지상의 망원경으로 돌아온 왕복시간을 측정하여 지상의 한 점과 위성간의 거리를 정밀하게 측정하는 관측시스템이다[1-3].

레이저 빛을 송·수신하기 위해서는 지상의 송·수신 망원경이 필요하며, 인공위성의 고도에 따른 이동속도에 맞게 송·수신 망원경을 정밀하게 구동할 추적마운트가 필요하다. 이와 같이 광학계와 주변장치를 포함한 송·수신 망원경이 위성을 보다 정밀하게 추적하기 위해서는 천체망원경의 구동속도보다 수십 배 빠른 구동속도가 요구되고 이를 위해 견고하고 정밀한 고속·고정밀 추적마운트 개발이 필수적이다. 이러한 고속·고정밀 추적마운트 설계 및 제작기술은 SLR의 거리 측정 정밀도를 결정하는 중요한 요소 중 하나이다[2,4,6].

최근 들어 우주 감시 및 국방 등 특수 분야에서 망원경이나 SLR과 같은 우주 관측기구에 대한 수요가 증가하고 있다[8]. 특히 최근 북한의 미사일 발사 시도를 파악하기 위한 감시체계에도 이러한 전자광학장치, 레이더, 레이저 등 무기체계에 이르기까지 근거리 및 원거리의 이동 물체를 고속으로 고정밀하게 추적하고 감시하기 위한 관측 시스템들의 필요성이 대두되고 있다. 국외의 경우, SLR을 과학적 목적뿐만 아니라 군사적 목적으로 설계 및 제작하고 있으며 광학시스템, 레이더시스템 등과 연계한 우주 감시체계를 구성하는 추세에 있다. 또한 고속·고정밀의 이동물체 지향 및 추적을 위한 핵심기술 중 하나인 고속·고정밀 인공위성 추적마운트의 경우도 정밀도와 사용목적에 따라 타국으로의 기술 수출을 금지하고 있기 때문에 자체적인 추적마운트 설계 및 개발에 대한 독자기술 확보 노력이 절실하다[8].

이를 위해 한국천문연구원에서는 2008년부터 우주측지용 레이저 추적시스템 개발 사업을 추진해 왔으며, 2012년 말 40cm급 이동형 SLR(Accurate Ranging system for Geodetic Observation - Mobile, ARGO-M)을 국내 독자기술로 개발 완료하여 운영 중에 있으며 현재는 1m급 고정형 SLR(Accurate Ranging system for Geodetic Observation - Fixed, ARGO-F)을 후주의 Electro Optic Systems(EOS)사와 국제 공동개발 중에 있다. Fig. 1은 현재 정상운영 중인 ARGO-M의 외형 모습이다. SLR의 기본 구성요소는 Fig. 2에서와 같이 Telescope, Tracking Mount, Ground Target, Radar, Laser, 광전자부 및 운영시스템으



Fig. 1. Mobile Satellite Laser Ranging, ARGO-M



Fig. 2. Configuration of ARGO-M

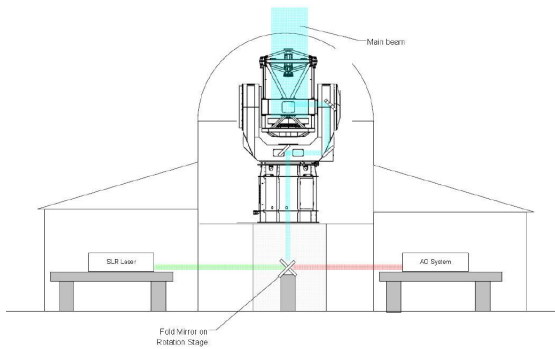


Fig. 3. Schematic of the ARGO-F

Table 1. Comparison of design specifications for ARGO-M & F

항목	Specifications	
	ARGO-M	ARGO-F
마운트 타입	Alt-azimuth	Alt-azimuth
Telescope Optical Path	Bi-static (Tx: 10cm, Rx: 40cm)	Common Coude (Tx & Rx : 100cm)
마운트 최대 이동 속도	Az: 20 °/s El: 10 °/s	Az: 30 °/sec El: 15 °/sec
마운트 최대 이동 가속도	Az: 5 °/s ² El: 2 °/s ²	Az: 10 °/s ² El: 5 °/s ²
마운트 동작 범위	Az: ±350 ° El: 0-180 °	Az: ±335 ° El: -5-185 °
인공위성 추적 범위	300-25,000km	300-36,000km
추적마운트 지향 정밀도	5arcsec 이하	1arcsec 이하

로 구성된다[3,5].

Figure 3은 ARGO-F의 전체 구조도를 보여준다. Fig. 3에서 보는 것과 같이 ARGO-F는 일반적인 SLR 기능뿐만 아니라, 인공위성의 영상을 취득할 수 있는 적응광학(Adaptive Optics, AO) 기능이 추가되어, 주·야간 인공위성 레이저 추적 시 목표 위성의 영상을 얻을 수 있도록 설계되었다. Table 1에서는 이동형과 고정형 SLR의 주요 스펙을 비교하여 보여준다.

본 연구에서는 1m급 고정형 SLR(ARGO-F)의 고속·고정밀 추적마운트의 최종 설계사양을 반영한 하드웨어 제작과 함께 자체 성능시험 수행 결과를 분석하였다. 또한, ARGO-F 고속·고정밀 추적마운트의 기구적 사양과 특징을 설명하고, 요구사항을 만족할 수 있는 구조해석(응력, 모드, 바람) 결과를 설명하였다. 이를 통해 향후 추진

예정인 전체 시스템 통합시험에서도 만족한 성능 평가 결과를 확인할 수 있을 것으로 판단된다.

본 연구를 통한 1m급 SLR의 핵심기술 중 하나인 고속·고정밀 추적마운트 시스템의 독자적인 기술 확보는 우주 및 국방관련 산업에서의 기반 기술 자립화에 크게 기여 할 것으로 기대된다.

II. 본 론

2.1 추적마운트 상세설계 및 제작

2.1.1 추적마운트의 구성

1m급 고정형 SLR을 구성하는 추적마운트는 Fig. 4에서와 같이 경위대식 구조를 가지며 베이스부, Azimuth 모터부, 포크, Altitude 모터부로 구성된다. 베이스부는 호주 EOS사에서 제작하는 경통(Optical Tube Assembly, OTA)을 포함하고 추적마운트 전체를 안정적으로 지지하며 내부 중앙에 레이저가 지나갈 수 있는 $\phi 300$ 의 광경로가 확보되도록 설계되었다. 그리고 Azimuth(방위축)와 Altitude(고도축) 모터부는 국내 기업에서 제작한 직접 구동식 아크모터를 적용하여 보다 높은 토크로 고분해능의 정밀 제어가 가능하도록 설계하였으며, 포크를 방위각으로 $\pm 335^\circ$ 고도각으로 $-5^\circ \sim 185^\circ$ 회전이 가능하도록 설계하였다.

포크부는 경도축 중심과 위도축 중심의 직각이 10 arcsec 이하로 정렬되도록 설계되었고 포크 내부의 쿠데 광경로를 따라 사경이 조립되기 위한 공간이 반영되어 있다.

Figure 5는 현재 제작 중인 ARGO-F의 추적마운트 모습이다. 포크의 가운데에 위치한 구조물은 호주 EOS사에서 개발하는 경통과 추적마운트가 접합되기 위한 중앙 구조물로 하드웨어적인 인터페이스 시험을 마쳐 조립된 상태이다.

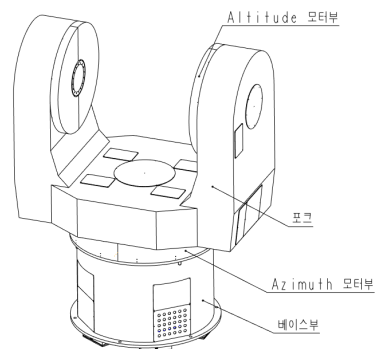


Fig. 4. Preliminary Design of Tracking Mount for ARGO-F



Fig. 5. Tracking Mount for ARGO-F

2.1.2 방위축 추적마운트의 기구적 사양

ARGO-F의 추적마운트는 steel 용접구조로 무게는 약 7톤, 높이 3,800 mm 그리고 회전직경 3,200 mm의 사양을 갖는다. 또한 실제 추적마운트의 양 포크 사이에 호주 EOS사에서 제작하고 있는 망원경 경통(OTA)을 결합해야 하며, 포크의 한쪽 면에는 적응광학용 인공별생성기를 부착하여야 한다는 기구적 요구조건이 있다. 따라서, 경통(2,000 kg) 및 인공별생성기(500 kg) 무게를 고려한 기구 설계를 수행하였다. 방위축은 OTA의 방위각 회전을 위해 4개의 코일이 90도로 배치되어 아크모터의 움직임을 최적화 하고 있다. OTA와 포크부의 방위축 관성모멘트는 5,500 kgm²이지만, 추후 포크 외벽에 적응광학을 위한 인공별생성기와 웨이트밸런스 구조를 고려하여 관성모멘트 7,000 kgm²로 감안하여 설계하였다. Fig. 6에서 보는 것과 같이 전원이 인가되는 코일은 베이스부에 고정되어 있고 자석이 포크에 조립되어 회전하므로 방위축 회전에 따른 별도의 케이블 처리를 고려하지 않아도 되는 장점이 있다. 방위축 엔코더는 Incremental analogue 타입으로 -40°C ~ +80°C에서 사용이 가능하도록 선정하여 180° 간격으로 2개의 엔코더를 배치하였다.

방위축으로 360° 이상 회전하기 때문에 Fig. 7과 같이 별도의 로터리 멀티턴 엔코더를 추가하여 설치하였다. 모듈 2.5, 잇수 200개의 링기어를 포크와 함께 회전시키고 멀티턴 엔코더의 축에 모듈 2.5, 잇수 20개의 스퍼기어를 부착하여 포크가 방위각으로 1회전하게 되면 멀티턴 엔코더가 10회전 하도록 기어비를 선정하였다.

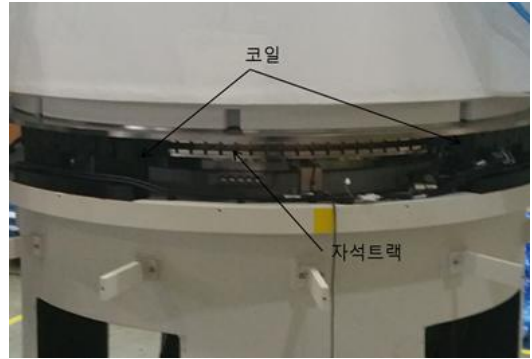


Fig. 6. Driving parts for Azimuth axis

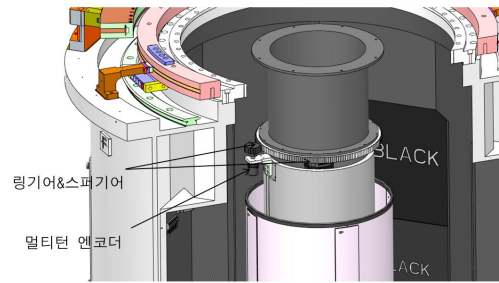


Fig. 7. Multi-turn Encoder for Azimuth axis

2.1.3 고도축 추적마운트의 기구적 사양

고도축 구동은 2개의 모터 코일을 180° 간격으로 고정시키고 자석판이 회전하도록 설계하였다. 또한 고도축 모터 선정은 외곽의 레이아웃과 무게를 대략적으로 3D 모델링하여 관성모멘트 1,600 kgm²로 추정하였다. 고도축은 안전상의 이유로 브레이크 시스템이 필수적으로 필요하다. Fig. 8은 고도축의 브레이크 시스템을 보여준다. 추적마운트의 브레이크는 전동과 수동식 모두 사용할 수 있다. 브레이크 방식은 포크의 한쪽 면에 디스크를 달아 OTA에 고정되어 회전하며 긴급 상황이 발생하면 브레이크가 디스크 양쪽 면을 잡아 멈추게 된다. 이와 별도로 45° 간격으로 멈치를 적용하여 유지보수 작업 시 활용이 가능하도록 구성하였다.

고도축 엔코더는 Absolute analogue 타입으로 -40°C ~ +80°C에서 사용 가능하도록 선정되었으며, 광경로 확보를 위해 스케일은 Ring 형상으로 내경이 ø350인 모델로 선정하였다. 스케일은 고도축 베어링 내륜의 회전부와 함께 회전하고 엔코더 헤드는 포크에 고정되어 있다. 방위축과 마찬가지로 180° 간격으로 2개가 배치되어 있다.

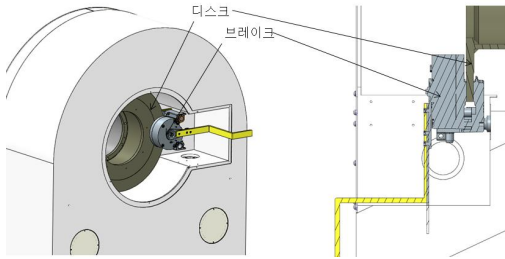


Fig. 8. Brake System for Altitude axis

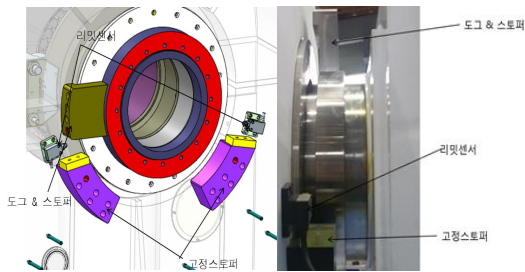


Fig. 9. Brake System for Altitude axis

고도축 리밋센서와 스톱퍼는 Fig. 9와 같이 배치되었다. 도그와 스톱퍼가 OTA에 고정되어 고도축으로 -10° 회전하여 리밋 센서를 감지하고 -15° 에서 고정스톱퍼에 닿게 된다. 반대로 195° 리밋 센서에 감지되고 200° 에서 고정 스톱퍼로 회전이 제한된다.

2.1.4 쿠데 광경로 설계

ARGO-F의 추적마운트는 Fig. 10과 같이 베이스 바닥부터 OTA까지 $\phi 300$ 의 광경로를 확보해야 한다. 또한 포크 안에는 호주 EOS사에서 제공하는 사경 3개가 조립될 수 있는 사경 공간을

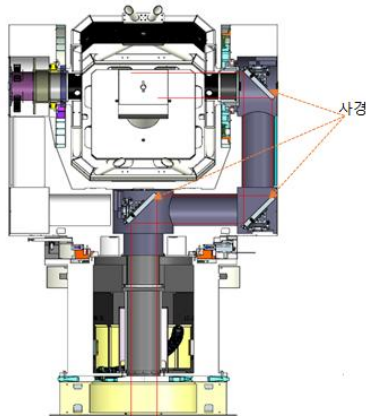


Fig. 10. Optical Path

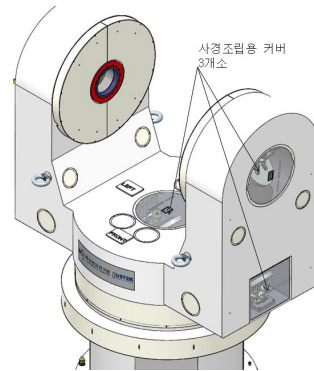


Fig. 11. Covers for inner mirrors

마련하였으며, 사경의 원활한 유지보수를 위해 Fig. 11과 같이 포크 외벽에 3개의 사경 접근용 커버를 추가로 구성하였다.

2.2 FEM 해석

2.2.1 응력 해석

추적마운트 구조는 포크 내측의 베어링이 양쪽에서 경통을 지지하고 있고, 경통을 포함하는 포크의 하중을 베이스부의 중앙에서 방위축 베어링이 지지하고 있다.

포크와 베이스 설계 시 이 하중의 흐름을 고려하여 내부에 리브 구조를 적절히 배치하였다. 베이스와 포크는 용접 구조로 되어 있으며 강성 검토를 위해 ANSYS R14.5 소프트웨어를 사용하여 FEM 해석을 수행하였다.

해석 조건은 Fig. 12에서와 같이 호주 EOS에서 제작하는 망원경 경통(OTA)이 합체 조립되는 것을 고려하여 포크 내측의 베어링에 2,000 kg의 가상의 하중을 적용하였고 베어링 사이의 간격을 고정하여 경통 조립을 고려하였다. 또한 향후 적용되는 적응광학용 인공별생성기 구조물이 포크 측면에 설치되는 것을 감안하여 500 kg의 하중

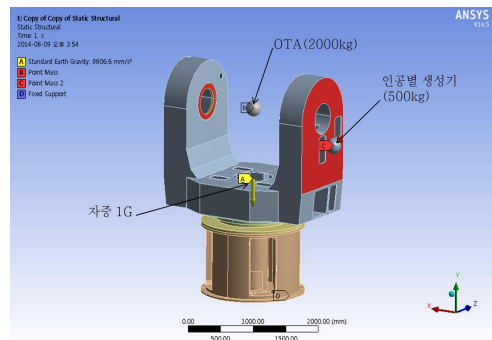


Fig. 12. Conditions for FEM analysis

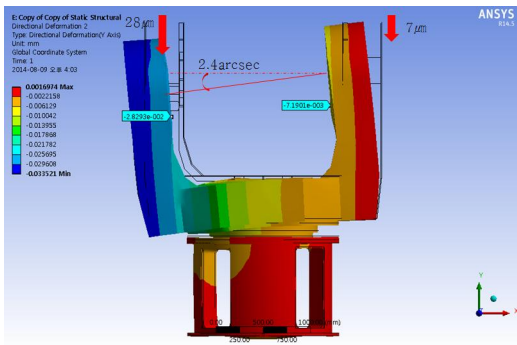


Fig. 13. FEM analysis of central axis of rotation for Altitude

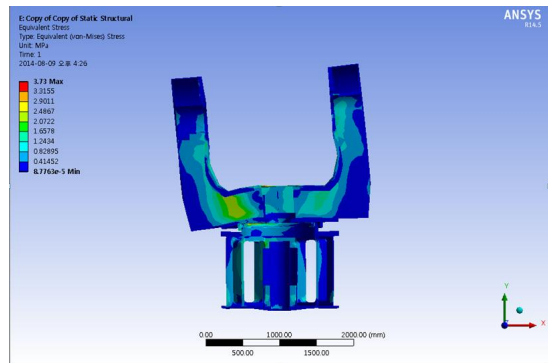


Fig. 15. Stress analysis of Tracking Mount

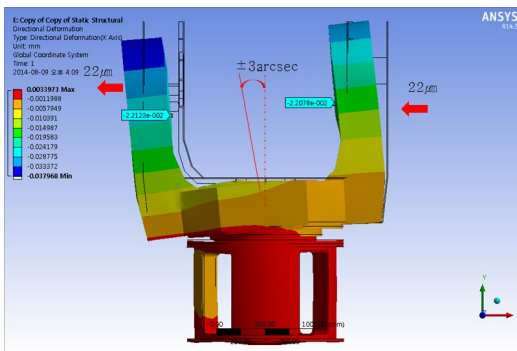


Fig. 14. FEM analysis of central axis of rotation for Azimuth

을 포크의 측면에 반영하였다. 실제 망원경 경통의 무게는 주, 부경과 지지구조물을 포함해 약 1,300 kg, 인공별생성기는 약 250 kg의 무게를 갖는다. 따라서, FEM 해석 시 우발적인 과잉하중 가능성과 같은 안전계수에 대한 고려가 충분히 이루어 졌다고 볼 수 있다.

추적마운트가 조립되었을 때 고도축과 방위축의 기구적인 직각도는 10 arcsec 이하를 목표로 설계되었다. 경통의 무게중심은 고도축의 회전 중심에 있고, 포크부의 무게중심은 방위축 회전 중심에 있으므로 자중에 의한 변형은 항상 일정하게 변형된 상태일 것으로 판단된다. 하지만 인공별생성기에 의해서 포크 한쪽이 치우치게 되므로 직각도에 주요한 영향을 미칠 것으로 예상되어 고도축과 방위축의 회전 중심축에서 얼마나 오차가 있는지를 검토하였다. Fig. 13과 14는 고도축과 방위축의 회전 중심축 정렬 오차의 분석 결과를 보여준다.

고도축의 정렬오차를 분석하기 위해 포크 내벽의 베어링 위치가 Y축 방향으로 얼마나 변형되는지를 확인하였다. 확인 결과 인공별생성기가

부착되는 부분은 28 μm, 부착되지 않은 부분은 7 μm의 하중 방향으로 처짐 현상을 보였다. 각각의 변형량은 조립되는 경통이 두 포크 사이의 거리에서 약 2.4 arcsec의 각도로 기울어짐을 알 수 있다.

고도축과 동일한 방법으로 X축 방향의 변형량으로 방위축의 회전 중심과의 정렬 오차를 검토하였다. 양쪽 포크는 경통조립이 감안되어 거리가 고정되어 있으므로 X축 방향으로 동일하게 22 μm 기울어지게 되며 이는 포크가 방위축 중심에서 ±3 arcsec의 각도로 기울어져 회전하게 된다. 위의 두 결과에서 인공별생성기에 의한 조립오차는 목표사양인 10 arcsec 이내에 있지만 조립되는 기구물의 가공오차와 조립오차를 고려하면 추후에 인공별생성기를 고려한 웨이트밸런스 구조가 추가적으로 검토되어야 한다.

추적마운트의 위성 추적 시 급격한 움직임에 대응하기 위해 구조적으로 매우 안전해야 한다. 따라서 포크와 베이스는 한 곳에 응력이 집중되는 곳이 없도록 경통에서부터 전해져 오는 하중의 흐름을 고려한 리브를 배치하였다. 이미 언급한 것과 같이 본 구조물은 steel 용접구조로 약 7톤 무게의 하나의 구조물로 이뤄진다. 구조물에 체결되는 경통의 무게는 본 구조물에 비해 매우 작기 때문에 체결부위 및 용접부위에 대한 해석은 하지 않았다.

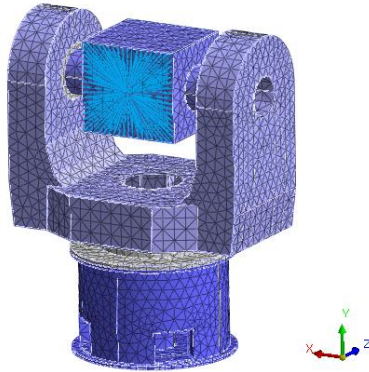
Figure 15의 응력해석 결과 Von-Mises stress (등가응력)의 최대값은 3.73 Mpa로 안전계수 15 이상으로 매우 안전함을 보여준다.

2.2.2 모드 해석

모드해석은 동적인 외력을 받고 있는 기계 구조물의 동 특성(Dynamic Properties)을 해석하여 구조물이 가지고 있는 고유진동수와 각 고유진동수에서의 변형 형상으로 인한 공진여부와 진동에

Table 2. Material Properties

항목	재질	밀도 (g/cc)	탄성계수 N/mm ²	인장강도 N/mm ²
내용	SS400	7.85	206000	400



[절점 : 74830 / 유한요소 개수 : 39556]

Fig. 16. Applied element and node for Modal analysis of Tracking Mount

의한 형상의 변형을 예측하는 해석이다.

본 추적마운트와 같이 지속적인 진동이나 주기하중이 작용하는 구조물의 경우에는 반드시 모드해석을 통한 공진 발생 가능성을 검토하는 것이 좋다.

모드 해석을 위해 사용된 소프트웨어는 midasNFX 2014 R2이며, 해석 조건은 다음과 같다.

- 재료는 선형적이고 등방성을 갖는다.
- 해석결과에 영향이 적은 부분은 제거한다. (커버, 볼트 등)
- 경통부(OTA)는 임의 모델링을 통한 질량 (2톤)을 적용한다.
- 재질 특성은 Table 2와 같다.

모드해석을 위해 간략화한 추적마운트 모델의 요소망을 Fig. 16에 표시하였으며, 경계조건으로는 바닥면을 고정하였다.

실제로 중요한 고유진동수는 저차에 존재하지만 각 방향(병진/회전)별 질량 참여율의 합을 높여 이후에 진행할 환경 영향 FEM 해석의 정확도를 높이기 위해 40차 모드(고유진동수: 409 Hz)까지 확인하였다.

Figure 17은 1, 2차의 고유진동수와 모드 형상 분석 결과를 나타낸 것이다. 모드 해석의 결과분석에서 가장 중요한 것은 공진 발생 가능성 여부

이다. 먼저 1차 모드의 고유진동수는 설계 목표치인 20 Hz 이상을 만족하는 36.11 Hz의 해석 결과를 얻었다. 이는 공진에 대해 구조물이 안전하다고 판단할 수 있다.

2.2.3 바람의 영향 해석

구조물이 외부에 설치되면 사방에서 불어오는 바람에 의해 발생하는 하중에 의해 구조물에 진동이나 응력이 축적되게 된다. 바람의 고유진동수는 일정하지 않지만 우연하게도 일정하게 가해질 경우를 생각해볼 수 없다. 1937년 미국에 건설되었던 Tacoma Bridge가 3년 만에 바람에 의한 공진에 의해 무너지게 되었다. 이는 바람의 세기가 매우 강했던 것이 아니라, 산들바람 정도의 바람에 무너졌기 때문에 많은 화제가 되었었다. SLR용 추적마운트도 외부에 설치됨으로 바람에 의해 발생하는 하중에 일정한 주파수로 작용할 경우를 해석해 보고자 한다. 바람 하중은 풍력단계 중 11단계(폭풍)인 28.5~32.6 m/s를 가하도록 했으며, 바람 속도에 따른 압력 테이블에 의해 600 Pa을 하중 조건으로 입력하였으며 풍하중의 방향은 정면 방향과 측면 방향으로 나누어 각각 해석하였다. Fig. 17의 1, 2차 모

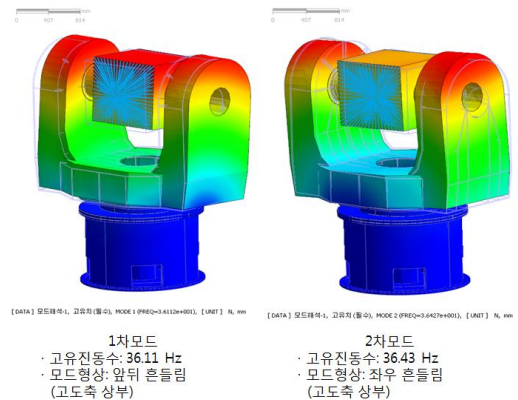


Fig. 17. Modal analysis of Tracking Mount

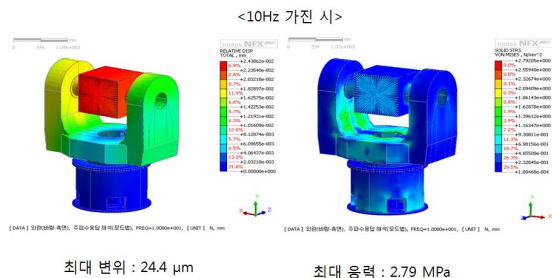


Fig. 18. Structure analysis by the wind (Front direction)

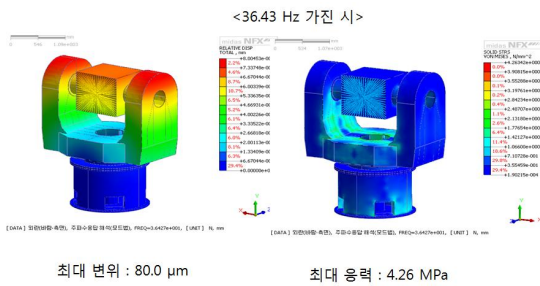


Fig. 19. Structure analysis by the wind (side direction)

드 형상을 비교하여 해당 방향으로 기준 주파수가 될 10 Hz와 각 고유진동수를 비교 입력하여 해석하였다. Fig. 18은 정면 방향의 바람에 의한 해석이며, Fig. 19는 측면 방향의 바람에 의한 해석이다.

바람에 의한 추적마운트 영향 분석을 통해 풍하중에 의해 취약한 방향은 정면방향으로 확인되었다. 이는 풍하중이 닿는 면적이 넓기 때문에 나타나는 결과로 예상해 볼 수 있다. 그 다음 풍하중을 가하는 주파수에 따라 변위가 적게는 3배에서 많게는 5배까지 차이가 있음을 알 수 있었다. 실제로 해석을 진행한 풍하중이 폭풍과 같은 수준으로 주변에 사람이 작업을 진행할 만한 환경이 아니므로 보호 시스템으로 풍하중을 막아주어야 할 것이다. 풍하중에 의해 추적마운트의 변위가 다소 발생하더라도 견딜 수 있지만, 경통(OTA)에서도 동일한 풍하중을 견딜 수 있는지는 추가적으로 검토되어야 한다.

2.3 성능 평가

2.3.1 반복 지향정밀도

Table 1의 추적마운트 지향정밀도의 만족 여부에 대한 반복적인 성능평가를 수행하였다. 방위축의 경우 방위축 방향으로 0°부터 360° 범위를 30°씩 1회 왕복 이동하면서, 고도축의 경우 -5°부터 +185° 범위를 15°씩 1회 왕복 이동하여 추적마운트의 반복 지향정밀도를 측정하였다. Fig. 20은 방위축(위) 및 고도축(아래)에 대한 반복 지향정밀도 측정 그래프를 보여주는데, 파란색 선은 명령 지향 포인트이고, 초록색 선은 실제 추적마운트가 지향한 지점을 나타낸다. 각 범위 구간마다 두 지점의 차이를 계산한 결과를 Table 3에 정리하였다. 방위축, 고도축 모두 1m급 고정형 SLR에서 요구하는 1 arcsec 이하의 지향정밀도를 확인하기 위해 반복적으로 테스트한 결과, 양축 모두 만족하는 것을 확인할 수 있었



Fig. 20. Analysis of repeated point accuracy (Up : Azimuth / Down : Altitude)

Table 3. Analysis results of repeated point accuracy for Tracking Mount

항목	요구사항	결과
Azimuth축 반복 지향정밀도(arcsec)	≤ 1	0.6
Altitude축 반복 지향정밀도(arcsec)		0.9

으며, 향후 관측소 구축이 완료되고 전체 시스템 통합작업 시 실제 저궤도 인공위성에 대한 추적정밀도 성능시험이 수행될 예정이다.

또한, 본 연구에서의 방위축과 고도축의 지향정밀도 성능 평가범위 설정에 따르면, 본 추적마운트가 최고 구동속도/가속도에 이르기 전에 목표 지점에 대한 지향을 마치는 경우이다. 따라서, 추적마운트가 최고 구동속도/가속도를 낼 수 있는 넓은 범위의 지향 정밀도 테스트가 추가로 진행되어야 한다.

2.3.2 추적마운트 최고 구동속도 및 가속도

ARGO-F의 추적 가능한 인공위성 고도 사양은 300 ~ 36,000 km이다. 높은 고도의 인공위성의 경우 이동 속도가 빠르지 않기 때문에 추적마운트의 구동속도와 가속도를 크게 고려하지 않아도 무관하지만, 대표적인 저궤도 위성 중 하나인 International Space Station(ISS) 경우 평균고도 373.7 km이며, 이런 저궤도 위성을 추적하기 위해서는 고도축, 방위축으로 각각 최고속도 1.0 %/s와 8.5 %/s의 속도가 필요하다[7]. 만약 현재 개발하고 있는 ARGO-F가 ISS와 같은 저궤도 위

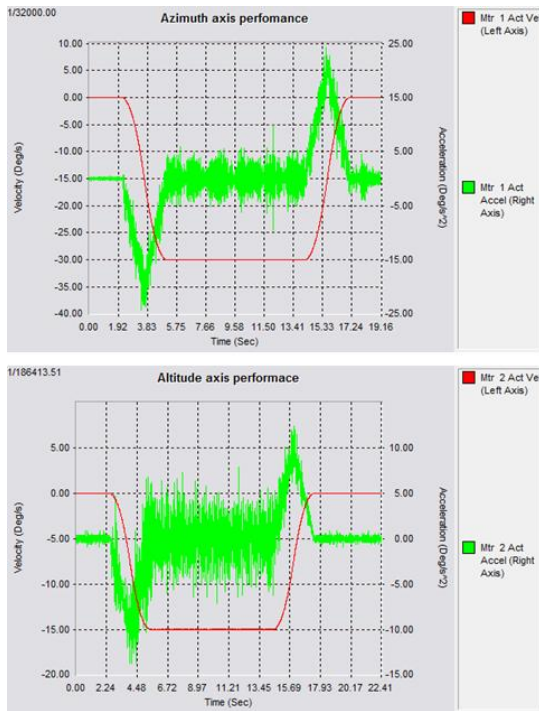


Fig. 21. Max. Velocity & Acceleration Test for SLR Tracking Mount

성의 추적 성능 평가에 만족스러운 결과를 보인다면, 저궤도 뿐 아니라 중·고궤도 위성에 대해서도 역시 만족할 만한 성능으로 추적 가능할 것이라고 예측할 수 있다.

본 연구에서 언급하고 있는 ARGO-F의 고속·고정밀 추적마운트는 Table 1에서와 같이, 실제 ISS 같은 저궤도 위성을 추적하기 위한 추적마운트의 최대 구동속도 및 가속도보다 훨씬 높은 요구사항을 가지고 있다.

이를 검증하기 위해 추적마운트 모션 제어기에서 일정한 구동 명령을 전송한 후에 부착된 엔코더 값을 측정하는 방법으로 추적마운트의 최대 구동속도 및 가속도를 측정하여 그 결과를 Fig. 21에 표시하였다. 그림의 좌편 세로축과 우측 세로축은 각각 속도와 가속도를 나타내며, 가로축은 시간을 나타낸다. 붉은선은 추적마운트의 속도, 초록색은 가속도를 표시한다. 그 결과 현재 제작 중인 1m급 SLR의 추적마운트는 실제 저궤도 위성을 추적하기 위한 최대 속도 및 가속도를 충분히 만족시킴을 알 수 있었다. 향후 실제 저궤도 인공위성을 활용한 추적마운트의 추적 성능 검증은 호주 EOS사에서 개발 중인 시스템들과 통합한 후 수행될 예정이다.

III. 결 론

한국천문연구원은 광학계 1m급 고정형 인공위성 레이저추적 시스템의 핵심기술 중 하나인 고속·고정밀 추적마운트의 국내개발 연구를 수행하였다. 1m급 광학계를 탑재하는 ARGO-F(고정형 SLR)의 고속·고정밀 추적마운트 개발을 위해 2014년부터 예비설계를 수행하였고, 2015년도부터 본격적인 제작을 진행함에 앞서, 최종 설계에 따른 구조해석을 통해 최종 설계사양을 확정하고 단독 성능시험을 통해 기계적인 성능을 확인하였다.

또한 기계적인 반복 지향정밀도는 방위축과 고도축 모두 1 arcsec 이내로서 추적마운트의 기계적 가공, 조립 및 정렬의 요구사항을 만족하도록 설계 및 제작되었음을 확인하였다.

비교적 빠른 이동속도를 갖는 저궤도 위성에 대한 정밀 레이저추적을 위한 추적마운트의 최대 구동속도와 가속도에 대한 요구사항도 모두 만족하였다. 이는 본 연구에서 보여주는 저궤도 위성 추적과 같은 빠른 추적마운트의 구동속도에서의 추적성능은 국내뿐 아니라 세계 최고 수준의 추적마운트 설계 및 제어기술의 결과임을 보여준다. 또한 실제 인공위성을 활용한 추적 성능시험은 ARGO-F를 구성하는 모든 서브시스템의 통합이 완료된 후에 수행될 예정이다.

본 연구로 개발된 1m급 고정형 SLR의 추적마운트 설계 및 제어기술은 향후 전자광학시스템 및 레이더 시스템과 연계한 우주위험 감시체계 구축에 활용될 예정이며, 우주관측 기기분야 및 국방 분야의 독자적인 기술 확보를 위한 기반기술로써 우주/국방관련 산업에서의 고속·고정밀 기계시스템 기술 자립화에 기여할 것으로 기대한다.

후 기

본 연구개발은 한국천문연구원 주관으로 미래창조과학부의 “우주측지용 레이저추적 시스템 개발” 사업의 일환으로 수행된 결과이며, 이에 감사드립니다.

References

- 1) Gurtner, W., Noomen, R., Perlman, M.R., “International laser ranging service: current status and future developments”, Advanced in

Space Research, Vol. 36, 2005, pp. 327~332.

2) Park, C., Son, Y., Kim, B., "Preliminary design of tracking mount for movable SLR", Journal of Astronomy and Space Sciences, Vol. 7, No. 2, 2010, pp.135~144.

3) Choi, M., et al., "Performance Analysis of the First Korean Satellite Laser Ranging System", Journal of Astronomy and Space Sciences, Vol. 31, No. 3, 2014, pp.225~233.

4) Seo, Y., et al., "A new approach to the telescope operation method for satellite tracking using a time synchronization technique", Advanced in Space Research, Vol. 54, 2014, pp. 1467~1478.

5) Lim, H., et al., "Tracking Capability

Analysis of ARGO-M Satellite Laser Ranging System for STSAT-2 and KOMPSAT-5", Journal of Astronomy and Space Sciences, Vol. 27, No. 3, 2010, pp. 245~252.

6) Park, C., Son, Y., Kim, B., Ham, S., Lee, S., and Lim, H., "Design of tracking mount and controller for mobile satellite laser ranging system", Advanced in Space Research, Vol. 49, 2012, pp. 177~184.

7) <http://www.ilrs.gsfc.nasa.gov> : Home page of the International Laser Ranging Service.

8) Lim, H., et al., "Development of Satellite Laser Ranging System for Space Geodesy", Annual Report, 2011.