

## 인공위성 레이저추적 시스템(ARGO-M) 개발 현황 STATUS AND PROGRESS OF ARGO-M SYSTEM DEVELOPMENT

박은서<sup>1</sup>, 유성열<sup>1</sup>, 임형철<sup>1</sup>, 방승철<sup>1</sup>, 서윤경<sup>1</sup>, 박장현<sup>1</sup>, 조중현<sup>1</sup>, 박종욱<sup>1</sup>, 나자경<sup>1</sup>,  
장정균<sup>1</sup>, 장비호<sup>1</sup>, 김광동<sup>1</sup>, 김병인<sup>2</sup>, 박철훈<sup>2</sup>, 이성휘<sup>2</sup>, 함상용<sup>2</sup>, 손영수<sup>2</sup>

<sup>1</sup>한국천문연구원, <sup>2</sup>한국기계연구원

EUNSEO PARK<sup>1</sup>, S. -Y. YU<sup>1</sup>, H. -C. LIM<sup>1</sup>, S. -C. BANG<sup>1</sup>, Y. -K. SEO<sup>1</sup>, J. -H. PARK<sup>1</sup>, J. -H. JO<sup>1</sup>,  
J. -U. PARK<sup>1</sup>, J. -K. NAH<sup>1</sup>, J. -G. JANG<sup>1</sup>, B. -H. JANG<sup>1</sup>, K. -D. KIM<sup>1</sup>, B. -I. KIM<sup>2</sup>, C. -H. PARK<sup>2</sup>, S. -H.  
LEE<sup>2</sup>, S. -Y. HAM<sup>2</sup>, AND Y. -S. SON<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 305-348, Korea

<sup>2</sup>Korea Institute of Machinery and Materials, Daejeon 305-343, Korea

E-mail: [skel93@kasi.re.kr](mailto:skel93@kasi.re.kr)

(Received March 12, 2012; Accepted June 08, 2012)

### ABSTRACT

KASI (Korea Astronomy and Space Science Institute) has developed an SLR (Satellite Laser Ranging) system since 2008. The name of the development program is ARGO (Accurate Ranging system for Geodetic Observation). ARGO has a wide range of applications in the satellite precise orbit determination and space geodesy research using SLR with mm-level accuracy. ARGO-M (Mobile, bistatic 10 cm transmitting/40 cm receiving telescopes) and ARGO-F (Fixed stationary, about 1 m transmitting/receiving integrated telescope) SLR systems development will be completed by 2014. In 2011, ARGO-M system integration was completed. At present ARGO-M is in the course of system calibration, functionality, and performance tests. It consists of six subsystems, OPS (Optics System), TMS (Tracking Mount System), OES (Opto-Electronic System), CDS (Container-Dome System), LAS (Laser System) and AOS (ARGO Operation System). In this paper, ARGO-M system structure and integration status are introduced and described.

*Key words:* satellite laser ranging; instrument (ARGO-M): system structure, system integration

### 1. 서론

인공위성 레이저추적(Satellite Laser Ranging, SLR) 시스템은 위치가 정해진 사이트에서 목표 인공위성까지 레이저를 발사하고, 반사되어 되돌아오는 광자를 검출하여, 레이저가 왕복한 시간을 정확히 측정함으로써 사이트와 목표 인공위성까지의 거리를 정밀하게 측정하는 시스템이다. SLR 시스템은 현존하는 가장 정밀한 거리 측정 정밀도를 제공하고 있다. 이온층 관측을 목적으로 1964년에 발사된 저궤도 위성인 Beacon Explorer-B(Explorer22)는 레이저 반사경을 장착하고 있었으며(박종욱 등, 2009), 이를 이용한 궤도결정을 위하여 미국 NASA에 의해 처음으로 SLR 시스템이 적용되었다. 당시 SLR 시스템에 의해 산출된 거리측정 정밀도는 수 미터 수준이었다. 이후, 50여년에 걸친 광학,

검출전자장치 및 자료처리 기술의 발달로 거리측정 정밀도는 밀리미터 수준으로 향상되었으며, 이를 기반으로 고정밀 궤도결정이 요구되는 지구과학 연구, 우주물체 추적 및 감시, 그리고 인공위성 임무분석 및 운영 등의 분야에 사용되었다. 미국, 일본 및 유럽의 선진국을 포함하여 세계 40여개의 SLR 시스템이 국제 레이저 거리측정 서비스(International Laser Ranging Service, ILRS)에 등록되어 운영 중(그림 1)이며 인공위성 정밀 궤도결정, 지각변동, 자연재해 방지 및 예보, 우주측지 분야 등에서 주요한 역할을 했다. 따라서 지속적인 구축, 유지 및 보수 관련 수요들이 발생하고 있다. 그러나 국가 우주개발 중장기기본계획을 기반으로 우주개발 선진국 대열에 진입하고자 하는 우리나라에는 현재까지 SLR 시스템의 구축사례가 없는 실정이다. 특히, 해안,

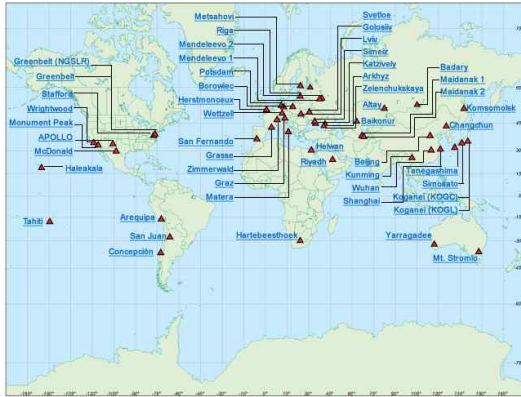


그림 1. ILRS에 등록된 전 세계 SLR 사이트 분포(2012년 현재).

도양, 재해 감시 및 위치정보 획득을 위한 전천후 지구 관측 임무를 갖는 다목적 실용위성 5호(아리랑 5호, 2012년 발사예정)는 레이저 반사경을 장착하고 있으므로 SLR 시스템을 이용한 정밀궤도결정 및 임무 운영 기술의 국내개발이 필요한 상황이다. 아울러, 재난방지를 위한 전 지구 관측시스템(GEOSS) 및 전 지구 측지 시스템(GGOS) 우주측지 기술에 대한 국제적인 연계발전이 요구되고 있으므로, SLR 시스템의 국내 개발기술 확보의 필요성이 더욱 증대되고 있다(박종욱 등, 2010). 이에, 한국천문연구원은 2007년 정부로부터 사업을 승인 받아, 2014년까지 40 cm 급 망원경을 탑재한 이동형 인공위성 레이저 추적시스템(ARGO-M) 1기와 1미터 급 망원경을 채용한 고정형 인공위성 레이저 추적시스템(ARGO-F)을 순차적으로 개발하고 있다. ARGO-M 개발과 관련하여, 2008년 시스템 요구사항 검토회의, 2009년 시스템 디자인 검토회의 및 시스템 예비설계 검토회의, 그리고 2011년 시스템 상세설계 검토회의를 수행하였다. 현재 ARGO-M 시스템의 서브시스템 별 개발 및 통합이 종료되었고, 시스템 보정 및 기능/성능 시험을 수행하고 있다. 본 논문에서는 ARGO-M 시스템 통합과 관련한 각 서브시스템 별 구성을 다루고자 한다.

## 2. 시스템 주요 요구사항 및 사양

ARGO-M의 주 개발 목적은, 반사경 탑재 인공위성의 레이저 추적 자료를 이용하여 우주측지 연구 및 전 지구 관측 시스템(GEOSS)/전 지구 측지 시스템(GGOS)과 연계함은 물론, mm 수준의 정밀 거리측정으로부터 고정밀 궤도결정 기술을 확보하고 중점 과학기술에 제시된 우주감시 체계구축에 대한 초석을 마련하는 것이다(임형철 등, 2011). ARGO-M의 추적 대상은 고도 300 km에서 25,000 km 이내의 레이저 반사경을 장착한 인공위성이며, 저궤도 지구관측 위성, SLR 전용위성,

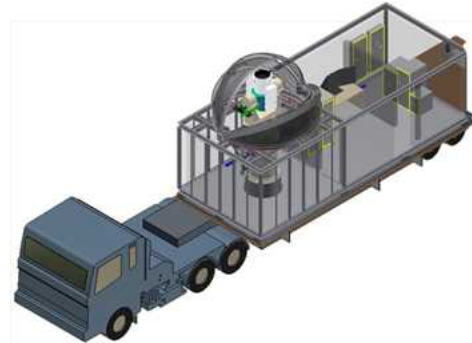


그림 2. ARGO-M 이동 방법 설정도. ARGO-M 시스템은 지상 혹은 항공기를 이용하여 설치할 수 있도록 상용 컨테이너 형태로 제작됨.

GNSS 위성 등이 포함된다. 목표물까지의 거리 측정 정밀도는, SLR 전용 측지 위성인 LAGEOS(LASER GEOdynamic Satellite, 고도 약 5,900 km) 추적인 경우 단일 발사(Single Shot, SS) 관측 값을 사용할 경우 10 mm, 정규점(Normal Point, NP) 관측 값(다수의 단일발사를 통해서 취득한 관측 값을 통계적으로 처리하여 하나의 관측 값으로 생성) 사용 시 5 mm이며, 시스템 교정을 위해 설정된 지상 목표물(Ground Target, GT)에 대한 거리측정 정밀도는 각각 3 mm(SS)와 1 mm(NP)를 목표로 한다(임형철 등, 2009). 목표물로부터 반사된 레이저 거리 측정 관측 값의 취득률 향상 및 정밀도 확보를 위하여 kHz 수준으로 펄스를 발진할 수 있는 레이저를 선택하였으며, 공간 필터와 스펙트럼 필터로 협대역 통과 필터를 적용하여 주-야간 모두 추적 임무를 수행할 수 있도록 하였다(박은서, 2011). ARGO-M 시스템은 그림 2와 같이 상용 운송수단으로 이동이 가능하도록 컨테이너 형태로 설계되었다. 따라서 핵심 장비들의 효율적인 설치 공간 활용이 중요하다. 원격제어, 자동 관측 및 관측 값 처리 일정계획, 레이저 발사로 인한 항공기 운행안전 보장을 위한 레이더 제어, 시스템 상태 및 분석과 부가장비 제어 기능이 가능하도록 운영된다(서윤경 등, 2009; 서윤경, 2011). ARGO-M 시스템은 6개의 서브시스템(광학, 광전자, 추적마운트, 레이저, 컨테이너-몸, 그리고 운영 시스템)으로 구성되어있으며 주요 사양은 표 1과 같다. 광학 시스템(Optics System, OPS)은 펄스 레이저를 궤도상에 운행하고 있는 목표 인공위성으로 발사하고, 반사된 레이저를 집광하는 역할을 한다. 레이저를 송수신하는 망원경은 송수신 분리형을 선택하였고, 각각의 렌즈와 거울의 지름은 10 cm, 40 cm 이다. 송신 망원경은 목표 인공위성의 고도에 따라 레이저 빔 퍼짐(transmitting beam divergence) 각을 조절할

표 1. ARGO-M 주요사항

Item	Parameter	Characteristics
Telescope	Path Type	Bistatic/Coude path
	Primary Mirror Diameter	200 mm
	Secondary Mirror Diameter	50 mm
	Primary Mirror F-ratio	1.5
	Transmitting Beam Divergence	5 ~ 200"
	Tracking Accuracy	< 5"
	System F-ratio	10.3
	Field of View(full angle)	5'
Detector	Quantum Efficiency	20%
	Detector Radius	0.13 mm
	Rising Time	100 ps ~ 2 ns
	Field of View	90"
Laser	Wavelength	532 nm
	Pulse Energy	2.2 mJ @ 2 kHz
	Pulse Width	15 ps
	Repetition Rate	2 kHz
Timing and Frequency	Oscillator	Rubidium
	1PPS Output Accuracy	UTC[USNO] ± 30 ns
	Frequency Output Stability	1 ps at 1 day



그림 3. 한국천문연구원 본원에 설치된 ARGO-M 시스템 외경.

수 있고, 수신 망원경의 시야각은 5'이며, 총 초점거리 대 구경 비는 10.3이다(김영수 등, 2009). 광전자 시스템(Opto-Electronic System, OES)은 위성의 레이저 반사경에 반사되어 되돌아오는 광자를 검출하고, 광자의 왕복 시간을 피코초 수준으로 측정한다(방승철, 2009). 광자 검출기의 사양은 표 1에 명시되어있다. 추적마운트 시스템(Tracking Mount System, TMS)은 레이저 빛을 송수신하기 위한 광학 시스템과 주변장치를 지지하면서 인공위성의 이동속도에 맞게 특정 자유도를 가지고 구동되는 기계 시스템이다. 레이저 시스템(LASer System, LAS)은 SLR 기술의 출발점이 되는 532 nm 파장의 극초단파 펄스 레이저 발생과 수신부의 광자 수신을 위해 필요한 광원 역할을 한다(김용기, 2009). 컨테이너-돔 시스템(Container-Dome System, CDS)은 ARGO-M을 구성하는 모든 서브시스템들이 설치되고 운용되는 공간으로, 관련 장비 및 주변설비를 수용하며 필요 시 이동이 가능한 구조를 갖는 컨테이너와 광학 망원경 그리고 추적마운트를 외기로부터 보호하는 역할을 하는 돔으로 구성된다(유성열, 2011).

마지막으로 운영시스템(ARGO-M Operation System, AOS)은 시스템을 이루고 있는 서브시스템 및 환경제어를 담당한다. 서브시스템 간의 시각동기를 위하여 GPS 기준 시간 장비를 사용한다(서윤경, 2011).

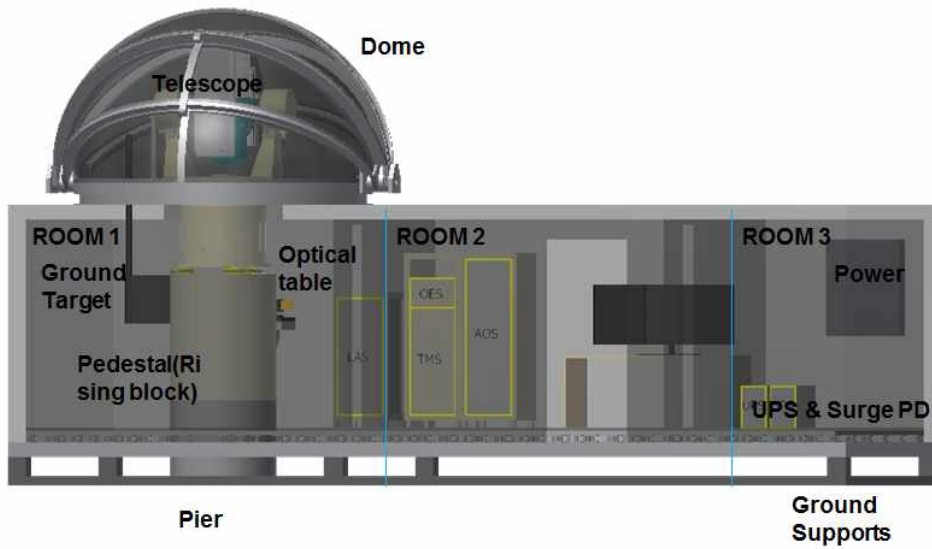


그림 4. ARGO-M 사이트 내부구조. 컨테이너 형태의 시설의 내부는 레이저실, 운영실, 부속실로 나뉜다. 콘크리트 기반위에 컨테이너가 설치되고, 망원경은 컨테이너 하판을 통과하는 피어 위에 장착되었다.

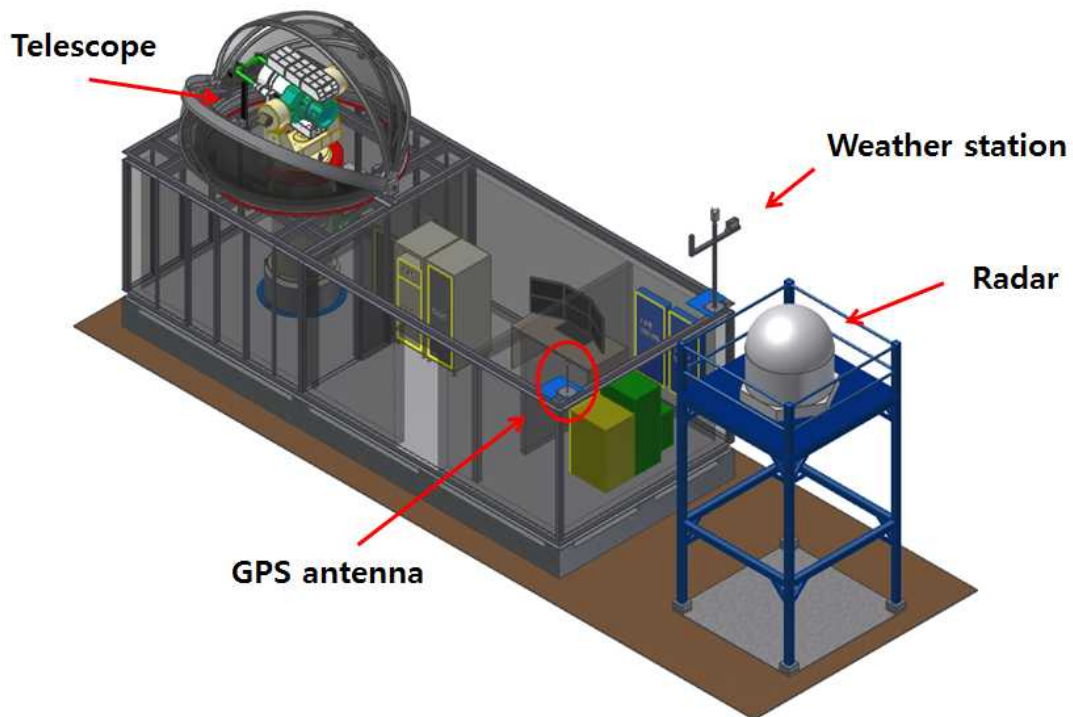


그림 5. ARGO-M 시스템 사이트 외부구조. 컨테이너 외부에는 돔, GPS안테나, 기상센서, 항공기감시용 레이더가 설치된다.



그림 6. 광학 망원경 구조 및 외관. 송수신망원경 단면도(좌상), 수신망원경 및 광신호유도부 단면(우상). 추적마운트에 장착된 망원경실사(하).

**3. ARGO-M 서브시스템 및 시스템 통합**

서브시스템 별 개발이 완료된 2011년 10월 이후, 시스템 통합이 수행되었다. 그림 3은 통합된 ARGO-M 시스템의 외경을 나타낸다. ARGO-M 시스템 사이트의 내부는 그림 4와 같이, 레이저실, 운영실 그리고 부속실로 구분되어 구성되었다. 첫 번째 레이저실에는 하부 콘크리트 기반에 설치된 망원경 피어가 내부로 연결되어 있고, 그 위에 OPS 망원경이 설치될 받침대(pedestal)가 위치하고 있으며, 진동 및 정렬의 안정성 확보를 위해, SLR 시스템의 광원인 LAS에서 발사된 레이저를 망원경의 광경로(Coude path)로 유도하는 송신광 유도용 광학테이블과 시스템 보정을 위한 지상목표물이 함께 장

착되어있다(박은서, 2011). 두 번째 운영실에는 OES, AOS, TMS 관련 장비들과 운영자용 멀티모니터가 설치되어있다. 마지막 부속실에는 시스템 전원 공급과 관련한 배전반 등이 위치하고 있다. 사이트 외부에는 그림 5에 나타난 것과 같이, 망원경을 보호하는 반구개폐형 돔, 시각동기 기준 시간장치용 GPS 안테나 그리고 레이저 발진시 운항 중인 항공기 감시용 레이더가 설치되어있다. 2012년 현재, 통합된 시스템의 기능 및 성능이 시험 중이며 이후 시험 운영을 계획하고 있다. 다음 절에서는 각 서브시스템 별 구성을 기술하고자 한다.

**3.1. OPS**

광학시스템은 송수신 시스템의 핵심구성요소 중 하나로써 레이저를 목표물에 송신하는 송신광학계, 목표물로부터 반사된 레이저 빛을 집광하는 수신광학계, 그리고 수신된 광신호를 각각의 위성추적카메라와 검출기로 전달하는 광신호 유도부로 구성된다. 추가적으로 송신 레이저 빔의 크기 조절을 위한 광학계 부분이 포함된다(나자경, 2011).

그림 6과 같이, 레이저를 발사하는 송신망원경과 수신망원경이 분리된 디자인이며, 수신망원경 외부면에 장착된 상자에는 수신된 레이저를 검출하는 OES의 검출기(C-SPAD)와 레이저의 후방산란을 주-야간으로 확인할 수 있는 카메라가 설치되며, 각 검출기와 카메라로 빛을 유도하는 광학 치구물 및 제어기들이 위치한 광신호유도부가 설치된다. 반대편 상자에는 검출기, 카메라 및 제어기 구동을 위한 전원공급 장치와 AOS와의 통신 인터페이스 장비가 위치한다. 송신망원경은 단순히 레이저빔을 송신하는 기능 외에 5 ~ 200"에 이르는 빔 발산각 조정 기능을 수행하게 된다. 송신광학계는 볼록렌즈(초점거리: 800 mm, 직경: 100 mm)와 오목렌즈(초점거리: - 400 mm, 직경: 50 mm)로 구성되며, 내부에 위치한 오목렌즈 위치를 조절함으로써 발산각이 조절된다. 수신망원경은 10.3(구경 400 mm)의 구경대 초점비를 갖는다. 수신망원경은 유효직경 400 mm의 주경과 유효직경 80 mm의 부경으로 구성되며 주경과 부경의 거리는 485.722 mm이고 전체 수신광학계 시야각은 5'이다.

그림 7과 같이, 수신망원경을 통해 집광된 빛은 광신호 유도계로 진입되고(M2), 주-야간 관측 시 각각 0.3 nm와 1 nm 대역필터(F1)를 사용하여 523 nm 파장 외 잡광을 차단한다. M3은 주간 카메라와 광자 검출기로의 광경로를 설정하는 거울이며 F1과 M3은 AOS와 연결된 제어기에 의해 선택할 수 있도록 설계되었다.

**3.2. LAS**

표 2. PI RGL 레이저 사양

항목	사양
매질	Nd: YAG
파장	532 nm
반복율	1 Hz - 10 kHz
펄스에너지	3 mJ @ 1 kHz 2.2 mJ @ 2 kHz
출력	> 6 W
펄스폭	15 ps
M <sup>2</sup>	< 1.2
빔 지향 안정성	< 50 $\mu$ rad (Typical 5 $\mu$ rad)
헤드 사이즈(W×L×H)	191 × 600 × 127 mm <sup>3</sup>
컨트롤러 사이즈(W×L×H)	484 × 476 × 133 mm <sup>3</sup>
냉각기 사이즈(W×L×H)	483 × 653 × 267 mm <sup>3</sup>

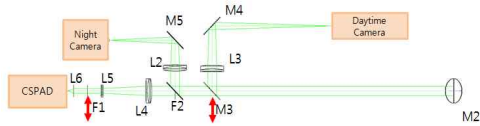


그림 7. 광신호유도부 디자인.

레이저시스템은 그림 8과 같이 레이저 발진기, 레이저 컨트롤러, 그리고 운영 중 발생하는 열을 식히기 위한 냉각(chiller)장치로 이뤄진다. 레이저 컨트롤러와 냉각기는 별도의 랙에 장착되고, 레이저 헤드는 발진 레이저 빔(직경 1.9 mm)을 망원경의 광 경로로 30 mm 직경으로 확대 및 유도하는 레이저 유도계 광학 테이블 위에 장착된다. 레이저의 세기, 반복율(repetition rate) 등의 특성, 해외 SLR 사이트에서의 사용사례 및 이동형 SLR 시스템의 공간적 한계를 고려하여 미국 Photonics Industries(PI)사의 RGL-532레이저를 채택하였다(이진영, 2011).

PI사의 레이저는 단일 앰프로 구성된 단순한 구조로 레이저 헤드의 크기가 작고 내부 광학계 부품수가 적으며 이동시 정렬을 필요로 하는 상황이 되더라도 빠르게 정렬을 할 수 있는 장점이 있다. 그림 9는 RGL 모델의 내부 구성도를 나타내며, 사양은 표 2와 같다.

3.3. TMS

TMS는 송수신 광학계를 원하는 위치로 이동하여 레이저로 관측대상을 추적하기 위한 2축 초정밀 기계시스템으로, 주요기능은 다음과 같다(손영수, 2009).



그림 8. PI사의 RGL-532 레이저 시스템. 레이저 발진기(상), 레이저 컨트롤러와 냉각장치(하). ARGO-M CDS 내 레이저실에 장착됨.

1. 인공위성 추적 및 레이저 거리측정을 위한 송수신 광학계의 안정적인 지지기능.
2. 인공위성의 항해속도에 맞게 추적하기 위한 고속 구동기능.
3. 인공위성을 정확히 지향 및 추적하기 위한 방위축/고도축의 정밀 구동기능.

이러한 ARGO-M TMS의 주요 기능을 만족하기 위해 표 3과 같은 사양으로 설계되었다.

TMS는 광학망원경 및 부가장비들의 무게를 고려하여 최대 300 kg의 중량을 부하로 구동하도록 설계되었다. 기계시스템으로는 마운트 fork, 베이스, 방위축, 고도축 구동부, 그리고 제어시스템은 목표 각도로 신속하고 정확히 지향하도록 제어하는 지향 서보제어기와

표 3. TMS 사양

Spec. Item	Spec.
구동 속도	Azimuth Max. 20 deg/sec
	Elevation Max. 10 deg/sec
구동 가속도	Azimuth $\geq 5 \text{ deg/sec}^2$
	Elevation $\geq 2 \text{ deg/sec}^2$
구동범위	Azimuth $\pm 350^\circ$
	Elevation $0^\circ \sim 180^\circ$
엔코더 각도 분해능	$\leq 0.1''$
지향 정밀도	$\leq 5''$
추적제어 성능	$\leq 5''$

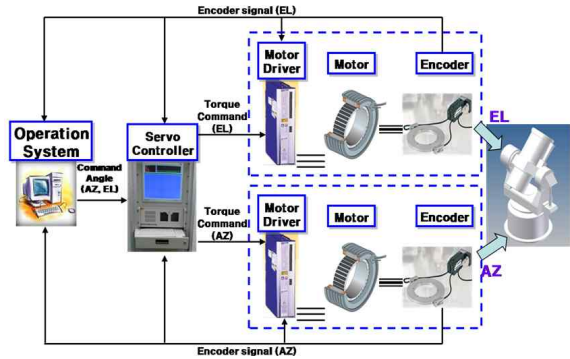


그림 10. TMS 제어시스템.

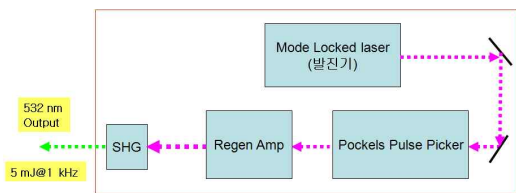


그림 9. PI 사의 RGL 레이저 구성도.

지속적인 위성추적을 위한 추적 서보제어기로 구성된다. 기계시스템에 사용된 주요 요소로, ETEL사의 구동 모터(direct drive motor), Renishaw REXM 엔코더, 그리고 THK의 베어링이 사용되었다. TMS의 구동은 AOS와 연동되어 제어된다(손영수, 2011). 그림 10과 같이, AOS는 방위축과 고도축의 각도 위치 명령을 TMS의 서보제어기로 전달한다. 서보제어기는 각도위치로 회전축을 회전시키기 위해 각 축의 모터 드라이버로 토크 명령을 보내고, 모터 드라이버는 모터에 전류를 흘려 회전축을 움직인다. 회전축에 고정되어 있는 엔코더의 각도 정보는 모터드라이버, 서보제어기, 그리고 AOS의 세 곳으로 전달된다. 실 제작된 서보제어기는 그림 11과 같다.

### 3.4. OES

OES는 송수신 광 검출기, 시간 측정기, 그리고 광전자 제어기로 구성되어 있다. 이를 이용하여 레이저의 출발 및 도착 신호를 검출하고, 검출된 신호에 대한 정밀 시간 측정과 관련 장치의 전기적인 제어 기능을 수행한다. 송수신 광 검출기는 세 개의 요소 즉, 송신 광 검출기(Start Pulse Detector, SPD), 수신 광 검출기(Compensated Single Photon Avalanche Diode, C-SPAD), 그리고 위상보정 분배기(Comparator Unit 혹은 Pulse Distribution Unit, PDU)로 구성된다. OES의 기본 구성은 그림 12와 같다. 송신 광 검출기는 LAS의 레이저 출력부에 설치되어 레이저 출발 신호를 검출하고 이를 전기적인 신호로 변환한다. 수신 광 검출기는 OPS의 광신



그림 11. TMS 제어기. ARGO-M CDS내 운영실에 장착됨.

호 유도부 후단에 설치되어 위성에서 반사된 미약한 레이저 신호를 검출하여 이를 전기적인 신호로 변환한다. 위상보정 분배기는 송신 광 검출기 및 수신 광 검출기에서 받은 신호를 정렬하며 시간 측정기 및 광전자 제어기로 신호를 분배하여 출력한다. 시간 측정기는 시각을 측정하는 장치인 Event timer로 구성된다. Event timer는 시간을 측정하는 장치로, 위상보정 분배기의 출력 신호인 레이저의 출발 및 도착 신호를 입력 받아 두 신호의 시각을 측정한다. Event timer는 시각을 측정하는 ET-device와 시각을 계산하는 ET-server로 구성되고 ET-server는 AOS 내에 장착되며, ET-device에서 측정된 레이저의 출발 및 도착에 관한 기초 데이터를 이용하여 정밀한 시각을 계산한다. 광전자 제어기는 ISA Card로 구성된다. ISA Card는 FPGA를 이용하여 동작하며 ISA 인터페이스를 갖는 보드 형태의 부품으로 광전자부 및

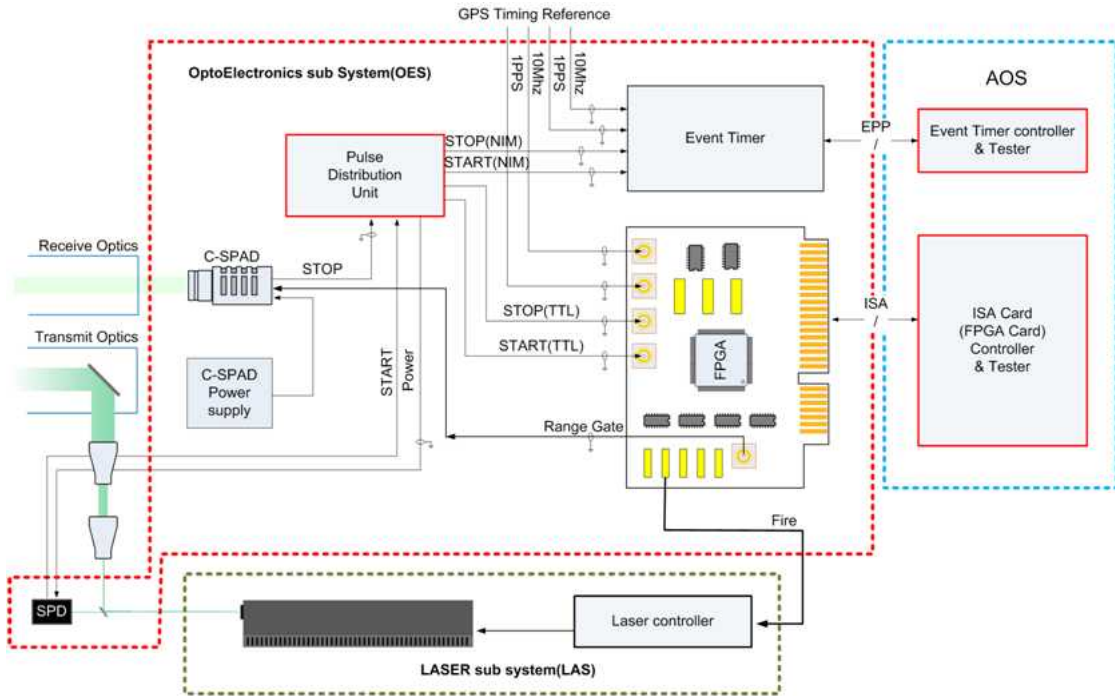


그림 12. OES 구성도.

레이저부에서 사용되는 신호를 생성한다. 광전자 제어기의 주요 기능은 Timing controller, RGG(Range Gate Generation), Laser firing shift controller로 현장에서 필요한 기능에 대한 프로그램이 가능하도록 하는 반도체 부품인 FPGA(Field Programmable Gate Array)를 이용하여 구성된다(방승철, 2011). Timing controller는 GPS 수신기의 신호를 입력받아 시각 정보를 처리하는 GPS 인터페이스, GPS 수신기에서 입력 받은 표준 주파수를 이용하여 광전자 제어기에서 사용할 주파수를 생성하는 PLL(Phase Locked Loop), 그리고 생성된 주파수를 이용한 광전자 내부의 기준 시간 발생기인 실시간 타이머로 구성된다. RGG는 AOS에서 계산된 RG(Range Gate) 값을 시간측정 장비의 값과 비교하여 고정밀 RG 신호를 생성한다. OES의 광전자 제어기의 신호에 의해 LAS의 레이저 발사가 이뤄지는데, 발사된 수신 레이저의 도착 예정 시간에 다음의 레이저를 발사하면, 간섭에 의해 잡음 형태의 신호를 수신할 수 있다. Laser firing shift controller는 이러한 문제점을 해결하기 위해 예상되는 레이저의 도착시간을 피해 레이저 발사용 주파수를 발생하는 기능을 한다. 광전자 제어기는 AOS에 의해 제어된다.

PDU는 SPD 및 C-SPAD에서 검출된 레이저 검출 신호를 표준 인터페이스로 전환하고 이 신호를 필요로 하는 장치에 전달하는 기능을 수행한다. 송신 광 검출기인 SPD의 출력 신호는 아날로그 신호로 이를 Event

timer 및 광전자 제어기에 직접 연결하여 사용할 수 없다. Event timer 및 광전자 제어기는 표준 인터페이스를 만족하는 장치들로 이 장치에 연결하기 위해 PDU에서 SPD 입력 신호를 Event timer에 NIM(Nuclear Instrumental Module) 신호로 출력하고, 광전자 제어기에는 TTL(Transistor Transistor Logic) 신호를 출력한다. 수신 광 검출기인 C-SPAD 또한 입력신호가 PDU에 의해 NIM 신호로 출력되어 Event timer로 연결된다. ARGO-M OES 개발을 위해 사용된 장비로, Event timer는 Latvia, Riga에 있는 ‘Institute of Electronics and Computer Science’에서 제작한 A032-ET이며, 연속적으로 입력되는 신호를 10 kHz까지의 속도로 피코초 정밀도의 시각측정이 가능하다. 기준 시간은 ‘Symmericom Xli Time & GPS Frequency System’을 사용하였고 Event timer로 기준 시각 주파수인 10 MHz와 1 PPS 신호를 인가하는 역할을 수행한다. 광전자제어기는 오스트리아 Graz SLR 사이트로부터 제공 받았으며, SPD와 PDU는 자체 개발되었다. 각 장비들의 실사는 그림 13과 같다.

### 3.5. CDS

CDS는 ARGO-M을 구성하는 모든 서브시스템들이 설치되고 운영되는 공간으로, 컨테이너와 돔으로 이뤄졌다. 컨테이너는 트레일러를 이용하여 타 장소로의 이동이 가능해야하므로 상용도로 폭을 감안하여, 크기 3.6 m ×





그림 13. OES 주요 장치, 좌 상단부터 시계방향으로, SPD, C-SPAD, 광전자 제어기, Event Timer, Xli GPS 기준 시간장치, 그리고 PDU.

9 m × 2.6 m(W × L × H)의 직육면체 형태이며, 자체 무게는 약 7,000 kg이다. 상부에 망원경을 보호하는 돔을 설치하기 때문에 구조해석에 의해 견고하게 제작되었다. 내부는 3개의 공간으로 나뉘며(그림 4 참조), 3상 전원을 사용하는 TMS와 돔, 그 외 단상전원을 필요로 하는 장비들을 위한 배전반(40 kVA), 자동전압조절기(AVR), 그리고 정전에 대비한 무정전전원장치(15 kVA)를 포함한다(유성열, 2011).

외기의 낙뢰에 의한 장비손상을 방지하기 위해 낙뢰 보호 장치(surge protection device)를 마련했으며, 내부 화재의 피해를 줄이기 위해 내장은 불연 소재를 사용하였다. 망원경을 지지하는 피어 외에, 컨테이너 하부에 지승(ground supporter)을 설치하여 콘크리트기반에 안정적으로 위치하도록 제작하였다. 또한 내장 장비들의 안정적인 작동을 위해 섭씨 18 ~ 20도로 온도를 유지하는 온습도 조절기를 채용했다.

돔은 컨테이너 상부에 설치되며 광학망원경과 추적 마운트를 외기로부터 보호하는 역할을 한다. 그림 14와 같이, 전형적인 반구개폐(clam shell)형태를 나타낸다. 설치될 컨테이너 상부 크기의 제한조건에 의해 외경 3,600 mm, 높이 2,000 mm로 설계되었으며, 좌우 각 3개의 판으로 이뤄진 돔의 무게는 약 2,500 kg이다. 돔 개폐에 사용되는 모터는 3상 220 V(0.75 kW)를 사용하며 감속비는 1:120, 그리고 PLC(Programmable Logic Controller)에 의해 제어된다. 안전을 위해, 돔 내부에는



그림 14. ARGO-M 돔. 개념도(상), 실 제작 돔(하).

동작센서가 장착되어있고, 우천 시 자동으로 돔을 닫기 위해 외부에 강우센서를 장착했다.

### 3.6. AOS

AOS는 ARGO-M을 구성하는 모든 서브시스템을 운영/제어하고 상태정보를 수집하는 역할을 한다. AOS는 서브시스템 간 인터페이스 제어, 관측 제어, 자료 분석, 원격 운영부로 구성되어있으며, 그 외에 운영 지원 장비로, 항공기 감시 레이더, 기상 모니터링 시스템, 기준 시간장치, 네트워크 장치, 보안 카메라를 사용한다(서윤경, 2011). 모든 운영/제어 및 서브시스템 상태확인은 운영실에 장착된 멀티 모니터 시스템으로 출력되어 운영이 용이하도록 설계되었다.

### 3.7. 기타 시스템 통합

CDS에 접합되어 설치된 서브시스템 장비들은 약 60여 개이며, 총 무게는 약 14,000 kg이고, 컨테이너 자체 무게를 합산하면 약 21,000 kg에 이른다(박은서, 2011). 내부 장비들 간의 접속을 위하여 CDS 내에 cable way를

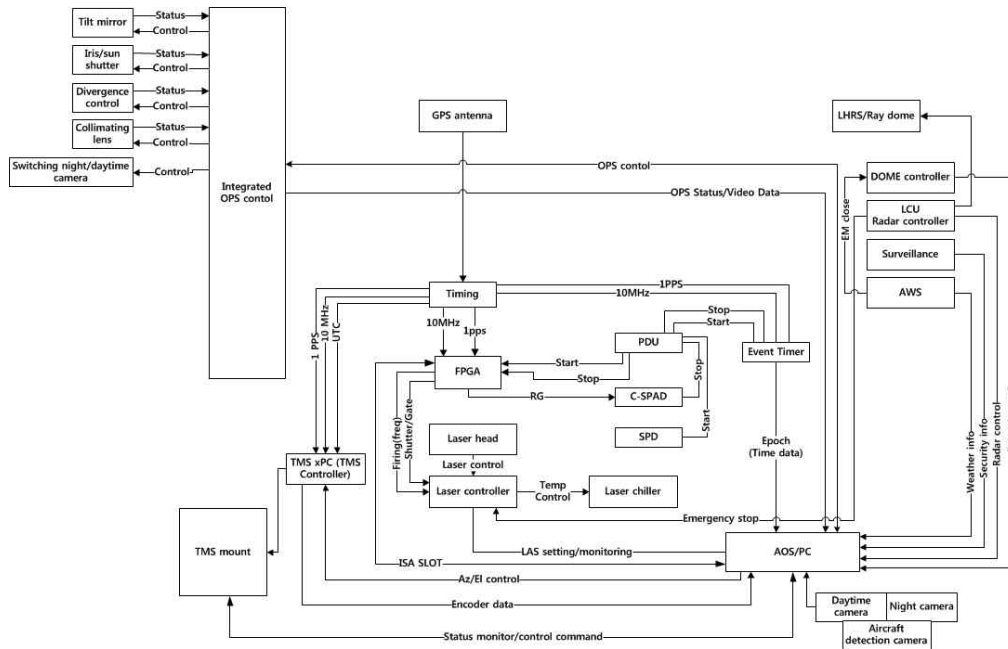


그림 15. 서브시스템 간 전기적 접합 개념도.

표 4. ARGO-M 서브시스템 별 전원 사용량

서브시스템	전원 공급 구분(W)	비율(%)
OPS	144	0.36
SE	45.36	0.11
OES	660	1.65
LAS	2,010	5.05
TMS	14,250	35.68
CDS	15,200	38.06
AOS	7,626	19.09
총합	39,935.36 (약 40 KW)	100

설계하여 효율적이고 안정적인 설치가 가능하도록 하였다. 3장에서 설명된 각 서브시스템간의 전기적 접합 개념도는 그림 15와 같이 정리할 수 있다. ARGO-M 시스템의 사용전력은 총 약 40 kW이며, 서브시스템별 전력 사용량은 표 4로 정리했고, 실 설치모습은 그림 16과 같다.

실 운영 중 비상상황이 발생했을 때, 내부 장비를 보고하고 추가적인 피해를 줄이기 위해 비상정지 시스템을 별도로 설계하였다. 주요 서브시스템 장비 인근에 총 5개(운영 멀티모니터 전방, TMS 제어기 인근, 레이저 제어기 인근, TMS base 인근, LAS 제어기 인근, 그리고 돔 내) 비상정지 스위치를 장착하고, 이를 통합하

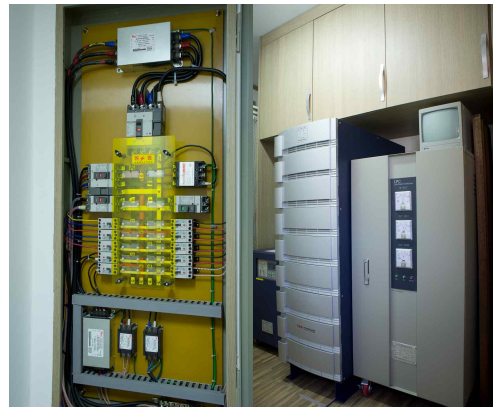


그림 16. ARGO-M 시스템 전원 공급관련 설비. 배전반(좌), 무정전전원장치 및 자동 전압조절기(우).

여 제어할 수 있도록 하였다. 아울러, 비상정지 시스템은 외부에 독립적으로 설치된 항공기 감시용 레이더의 항공기 검출 및 레이저 발진 정지신호를 LAS로 전달하는 역할도 포함한다.

#### 4. 결론 및 토의

2008년도 이후 한국천문연구원은 ARGO 개발 사업 수행을 통해, 국내 최초로 mm 급 거리 측정이 가능한 레이저를 이용하여 레이저 반사경 탑재 인공위성의 정밀

추적, 우주측지 연구 및 우주감시 체계구축을 위한, 이동형 시스템 1기와 고정형 시스템 1기를 개발 중에 있다. 이동형 시스템의 경우 서브시스템 별 개발 및 시스템 통합이 완료되었다. 2012년 현재, 통합된 이동형 시스템의 기능/성능 검증을 위한 세부 조정 작업 및 시험 운영을 진행중에 있다.

ARGO-CCD-640-P00, 한국천문연구원, p.6  
 임형철, 서윤경, 박은서 등, 2011, 우주측지용 레이저추적시스템개발, 연구보고서, 한국천문연구원, p.2  
 임형철, 이진영, 2009, ARGO-M 시스템 요구사항 문서, ARGO-REQ-610-F00, 한국천문연구원, p.11

**감사의 글**

본 연구개발은 한국천문연구원 주관으로 교육과학기술부의 “우주측지용 레이저 추적 시스템 개발” 사업의 일환으로 수행되었음.

**참고 문헌**

김영수, 나자경, 문일권, 2009, ARGO-M 광학 시스템 요구사항 문서, ARGO-REQ-620-F00, 한국천문연구원, p.5  
 김용기, 2009, ARGO-M 레이저 시스템 요구사항 문서, ARGO-REQ-640-F00, 한국천문연구원, p.1  
 나자경, 2011, ARGO-M 광학 시스템 상세설계 문서, ARGO-CDD-620-P00, 한국천문연구원, p.2  
 박은서, 2011, ARGO-M 시스템 상세설계 문서, ARGO-CDD-610-P00, 한국천문연구원, p.3  
 박종욱, 조중현, 박장현 등, 2010, 우주측지용 레이저추적시스템개발, 연구보고서, 한국천문연구원, p.3  
 박종욱, 조중현, 임형철 등, 2009, 우주측지용 레이저추적시스템개발, 연구보고서, 한국천문연구원, p.1  
 방승철, 2009, ARGO-M 광전자 시스템 요구사항 문서, ARGO-REQ-630-F00, 한국천문연구원, p.2  
 방승철, 2011, ARGO-M 광전자 시스템 상세설계 문서, ARGO-CDD-630-P00, 한국천문연구원, p.21  
 서윤경, 2011, ARGO-M 운영 시스템 상세설계 문서, ARGO-CDD-660-P00, 한국천문연구원, p.5  
 서윤경, 임형철, 임홍서, 박인관, 류종현, 이향지, 2009, ARGO-M 운영 시스템 요구사항 문서, ARGO-REQ-660-F01, 한국천문연구원, p.1  
 손영수, 2009, ARGO-M 추적마운트 시스템 요구사항 문서, ARGO-REQ-650-F00, 한국천문연구원, p.2  
 손영수, 2011, ARGO-M 추적마운트 시스템 상세설계 문서, ARGO-CDD-650-P00, 한국천문연구원, p.1  
 유성열, 2011, ARGO-M 컨테이너-돔 시스템 상세설계 문서, ARGO-CDD-610-P00, 한국천문연구원, p.2  
 이진영, 2011, ARGO-M 레이저 시스템 상세설계 문서,