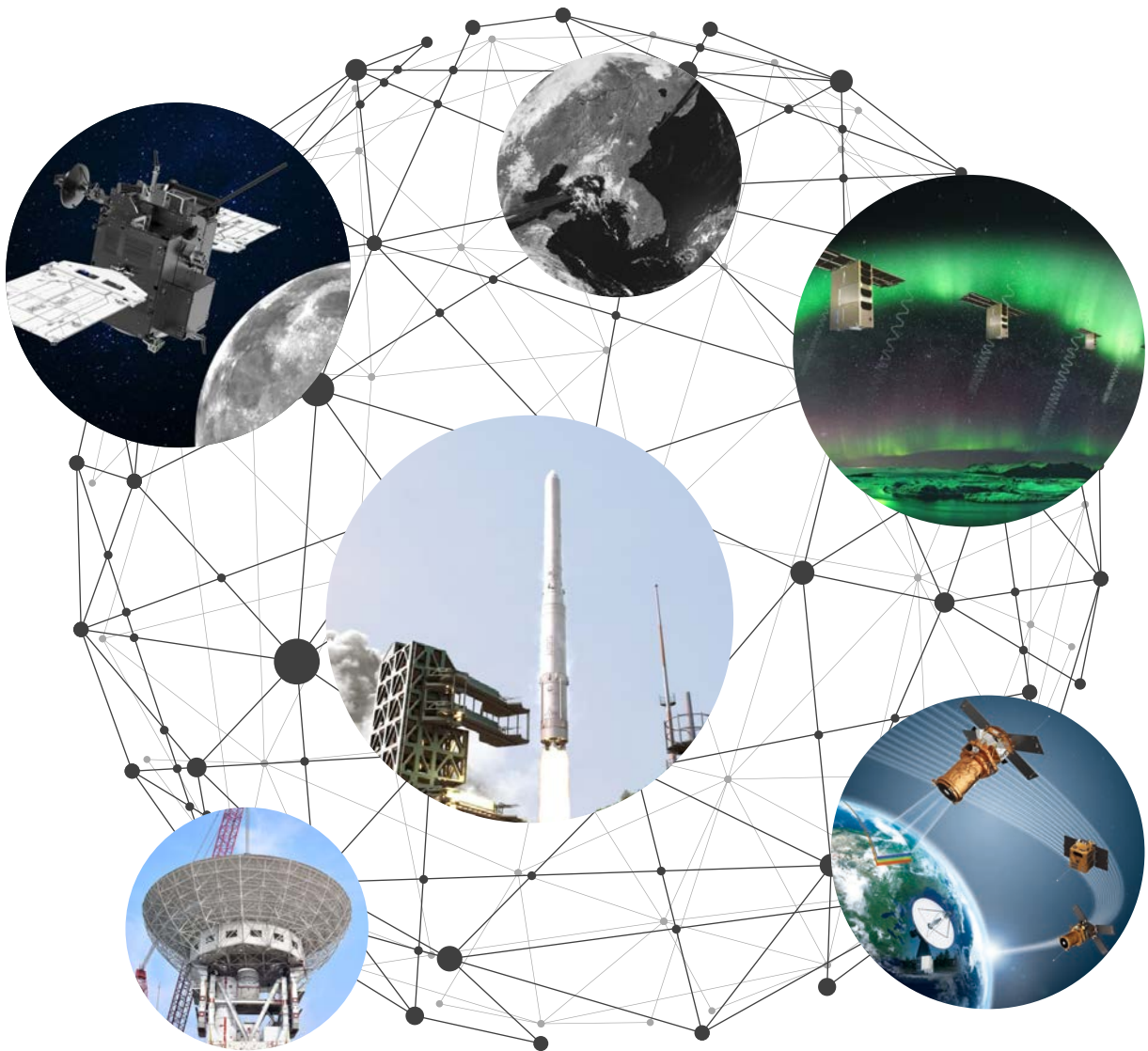


# 우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Vol. 4 No. 2 May 2024





## 우주기술과 응용

우주기술과 응용(*Journal of Space Technology and Applications; J. Space Technol. Appl.* 이하 *JSTA*)은 한국의 우주과학 및 우주 응용 분야에서 가장 권위 있는 학술단체인 한국우주과학회에서 *Journal of Astronomy and Space Sciences*와 더불어 발행되고 있는 공식적인 정기 간행물이다. *JSTA* 는 2021년 5월 창간호를 시작으로 연 4회 분기별로 발간되고 있으며, *JSTA* 의 논문과 기고문은 한국어 또는 영어로 게재 가능하며, 각 논문과 기고문에는 고유의 DOI가 부여된다. *JSTA* 에 게재되는 모든 논문과 기고문은 Open Access 정책에 따라 *JSTA* 홈페이지(<https://www.jstna.org>)를 통해 누구나 전문을 무료로 열람할 수 있다.

---

### *JSTA* 의 분야

*JSTA* 는 우주 이용의 확대에 기여하는 창의적인 연구 논문과 첨단 우주 기술 및 정책에 대한 기고문을 게재하여 발간하며, 다음과 같은 주제를 비롯하여 우주 응용 및 활용과 관련된 모든 분야의 논문과 기고문을 출판한다.

- 우주 임무 해석/설계(space mission analysis/design)
- 우주시스템 엔지니어링(space system engineering)
- 우주 관측기기(space instrumentation)
- 궤도역학(orbital mechanics)/우주동역학(astrodynamics)
- 우주환경(space environment)
- 우주상황인식(space situational awareness)
- 우주데이터(space data)
- 우주정책(space policy)

---

#### 학술지 *JSTA* 관련 문의

JSTA 편집국

Tel: +82-42-865-3351

E-mail: [jsta@ksss.or.kr](mailto:jsta@ksss.or.kr)

#### *JSTA* 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: [ksss@ksss.or.kr](mailto:ksss@ksss.or.kr)

## 우주기술과 응용

편집위원회 (2024.01.01 – 2024.12.31)

---

<b>편집위원장</b>	임형철	한국천문연구원
--------------	-----	---------

---

<b>편집위원</b>	Shinichi Nakamura	JAXA	정종균	한국천문연구원
	Zhang Zhongping	상해천문대	조동현	부산대학교
	강원석	스페이스빔	진 호	경희대학교
	김건희	한밭대학교	최동수	(주)저스텍
	김방엽	한국항공우주연구원	한상혁	한국항공우주연구원
	김해동	경상국립대학교		
	류동영	한국항공우주연구원		
	박설현	조선대학교		
	서인호	국방과학연구소		
	선종호	경희대학교		
	심은섭	(주)솔탑		
	유광선	KAIST 인공위성연구소		
	이균호	세종대학교		
	이병선	한국전자통신연구원		
	이선호	한국항공우주연구원		
	이우경	한국천문연구원		
	이 유	충남대학교		
	이재진	한국천문연구원		
	이주희	한국항공우주연구원		
	이창한	한국항공우주산업		

---

<b>편집국장</b>	김숙경	한국우주과학회
-------------	-----	---------

---



## 우주기술과 응용 Vol. 4 No. 2 May 2024

### 리뷰논문

- 87 큐브위성 기반 우주 레이저 통신 기술 동향 여찬일, 허영순, 박시용, 박형준

### 연구논문

- 105 창의 천문기기 개발 및 관측 교육 프로그램: 소형 분광기 개발 양희수, 정종균
- 121 한국형 달 고원 모사토(KIGAM-L1) 개발 강태운, 김어진, 김경자
- 137 공유 자상국을 활용하여 획득한 마이크로중력 과학임무 큐브위성의 운영 결과와 교훈  
이명규, 박설현
- 153 저고도 전리권 관측을 위한 사운딩 로켓 실험용 IAMMAP(Ionospheric Anomaly Monitoring by  
Magnetometer And Plasma-Probe)의 과학적 목표와 임무 설계  
홍지민, 신동윤, 천세범, 육상우, 김진규, 차원호, 박성욱, 이승욱, 박수환, 김정현, 유광선

### 기술논문

- 169 거창 인공위성 레이저 추적을 위한 운영 시스템 개발 성기평, 임형철, 최만수, 유성열





리뷰논문

# 큐브위성 기반 우주 레이저 통신 기술 동향

여찬일<sup>†</sup>, 허영순, 박시웅, 박형준

한국전자통신연구원

## Technology Trends in CubeSat-Based Space Laser Communication

Chanil Yeo<sup>†</sup>, Young Soon Heo, Siwoong Park, Hyoung Jun Park

Electronics and Telecommunications Research Institute, Daejeon 34129, Korea



Received: April 26, 2024

Revised: May 6, 2024

Accepted: May 9, 2024

**†Corresponding author :**

Chanil Yeo

Tel: +82-62-970-6634

E-mail: ciyeo@etri.re.kr

**Copyright** © 2024 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

**ORCID**

Chanil Yeo

<https://orcid.org/0000-0002-5425-4773>

Young Soon Heo

<https://orcid.org/0009-0003-8445-4885>

Siwoong Park

<https://orcid.org/0000-0002-3815-828X>

Hyoung Jun Park

<https://orcid.org/0000-0002-8258-3224>

**요약**

큐브위성은 저비용, 짧은 개발 기간, 임무 지향적 성능 고도화, 군집 및 편대 비행을 통한 다양한 임무 수행이 가능하여 지구관측, 우주탐사, 우주 과학기술 검증 등 다양한 분야에서 활용성이 높다. 최근 큐브위성의 활용성이 높아지고 응용 분야가 확대됨에 따라 대용량 데이터의 고속 전송에 대한 요구가 전례 없이 증가하고 있는 추세이다. 레이저 기반 자유공간 광통신 기술은 기존 전파통신 방식 대비 고속으로 대용량 데이터 전송이 가능하고, 비면허대역 스펙트럼 사용, 저비용, 저전력, 높은 보안 특성 및 소형 통신 플랫폼의 활용 가능성 등 다양한 장점이 있어 큐브위성 임무 지원을 위한 고성능 통신 수단으로 적합하다. 본 논문에서는 큐브위성 기반 우주 레이저 통신 핵심 구성요소 및 특징을 살펴보고, 최근 연구동향, 대표 기술개발 사례 그리고 실증 결과와 함께 향후 개발 계획 등에 대해 살펴보고자 한다.

**Abstract**

CubeSats are being utilized in various fields such as Earth observation, space exploration, and verification of space science and technology due to their low cost, short development period, enhanced mission-oriented performance, and ability to perform various missions through constellation and formation flights. Recently, as the availability of CubeSats has increased and their application areas have expanded, the demand for high-speed transmission of large amounts of data obtained by CubeSats has increased unprecedentedly. Laser-based free space optical communication technology is capable of transmitting large amounts of data at high speeds compared to the existing radio communication methods, and provides various advantages such as use of unlicensed spectrum, low cost, low power, high security characteristics, and of use a small communication platform. For this reason, it is suitable as a high-performance communication technology to support CubeSat missions. In this paper, we will present the core components and characteristics of CubeSat-based space laser communication system, and recent research trends, as well as representative technology development results.

**핵심어** : 우주 레이저 통신, 큐브위성, 레이저 통신 터미널, 광지상국

**Keywords** : space laser communication, cubesat, laser communication terminal, optical ground station

## 1. 서론

최근 우주산업의 급속한 변화와 발전으로 개발 비용이 크게 소요되는 대형 인공위성을 대신하여 저비용, 짧은 개발 기간, 임무 지향적 성능 고도화, 군집 및 편대 구축을 통한 다양한 임무 수행 등 여러 장점을 가지고 있는 큐브위성(CubeSat)이 지구관측, 우주탐사, 우주실험 및 우주 기술 검증을 비롯하여 저궤도(LEO, low earth orbit) 통신 네트워크 구축 등을 목적으로 크게 주목 받고 있으며, 실제 활용되고 있다[1-4]. 위성의 소형화와 함께 초소형 센서 기술의 발전 및 원격 이미징 기술의 해상도 향상으로 인해서 위성에서 지상으로 전송하는 데이터 용량이 전례 없이 급격히 증가하고 있다[5,6]. 그러나 기존 X-대역 및 Ka-대역과 같은 무선 주파수(RF, radio frequency) 통신 방식은 스펙트럼 가용성이 제한되고, 지속적으로 증가하는 다운링크 전송 용량과 속도에 대한 요구사항을 충족하기 어려운 한계 상황에 직면하고 있다[1,3,7].

이러한 상황에서 자유공간 광통신(FSOC, free space optical communication) 기술은 기존 RF 통신 방식 대비 고속으로 대용량 데이터 전송이 가능하고, 비면허대역(unlicensed spectrum) 스펙트럼 사용, 저비용, 저전력, 높은 보안 특성 및 소규모 플랫폼에서 고성능 통신용 페이로드(payload)로 활용 가능 등 다양한 장점을 제공하여 우주-우주(S2S, space-to-space), 우주-지상(S2G, space-to-ground) 간 초고속-대용량 우주 통신 네트워크 구축을 위한 목적으로 활발히 연구되고 있다[6-11]. 큐브위성의 임무가 복잡해지고 활용분야가 확대됨에 따라 큐브위성에 대해 더 높은 데이터 전송 속도를 요구하는 수요가 점차 증가하는 추세이다. 최근 세계적으로 큐브위성 탑재를 위해 소형, 경량, 낮은 전력 소비 특성을 갖도록 설계된 큐브위성용 우주 레이저 통신 터미널(space laser communication terminal)과 이를 활용한 S2S 및 S2G 통신기술에 대한 다양한 연구와 실증이 대규모 프로젝트를 기반으로 미국의 항공우주국(NASA, National Aeronautics and Space Administration), 제트추진연구소(JPL, Jet Propulsion Laboratory), MIT(Massachusetts Institute of Technology)의 링컨연구소(Lincoln Lab) 및 유럽우주국(ESA, European Space Agency), 독일 항공우주센터(DLR, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt), 일본 국립정보통신연구기구(NICT, National Institute of Information and Communications Technology) 등 우주 기술 강국과 선진 연구기관을 중심으로 진행되고 있다[7,11-17]. 앞으로 레이저 통신 터미널을 탑재한 큐브위성은 정지궤도(GEO, geosynchronous equatorial orbit) 위성을 포함한 고궤도 위성의 백본망(backbone network) 구성, 저궤도 위성 간 통신(ISL, inter satellite link) 구축 및 저궤도 위성과 성층권 비행선 또는 항공기 간 레이저 통신 링크 형성 등에 중추적인 역할을 할 것으로 기대된다[7,12-18].

본 논문에서는 큐브위성 기반 우주 레이저 통신 기술의 핵심 구성요소와 특징 및 큐브위성과 지상 간 레이저 통신을 위해 필요한 기술에 대해 서술하고, 최근 연구동향 및 유럽과 미국의 대표 기술개발 결과와 함께 향후 개발 계획 등에 대해 살펴보고자 한다.

## 2. 큐브위성 기반 레이저 통신 핵심 구성요소 및 특징

### 2.1 우주 레이저 통신 세그먼트

큐브위성의 한정된 크기와 무게 조건은 큐브위성용 레이저 통신 터미널에 대해 매우 엄격한 크기, 무게, 전력 소비(SWaP, size, weight and power) 조건을 요구한다. 이러한 이유에서

큐브위성용 레이저 통신 터미널은 낮은 SWaP 특성을 갖도록 구조와 기술 측면에서 혁신적 접근 방식이 필수적이다. 먼저 낮은 SWaP 달성을 위해 망원경 개구(telescope aperture)의 형태(반사 또는 굴절)를 포함하여 광신호 송신 광학부와 수신 광학부의 구성(monostatic 또는 bistatic) 등 광학시스템 구조 설계가 매우 중요하다. 특히 망원경 개구 크기는 전체 광학 시스템 및 레이저 통신 터미널의 크기와 부피를 결정할 뿐만 아니라 고대역 폭의 안정적 레이저 통신 링크 구축과 통신 품질 유지를 위한 레이저 통신 링크 마진(link margin) 확보를 위해 신중한 결정이 필요하다. 링크 마진 도출에는 망원경 개구 크기 외에도 송신 빔의 발산각, 전송 거리, 광원 출력, 광수신기 감도, 광학계 손실, 링크 형성 조건 등 다양한 요소들이 함께 고려되어야 한다. 여기서 광원 출력은 높을수록 충분한 레이저 통신 링크 마진 확보에 이점을 제공하지만, 소비 전력이 증가하는 문제가 있다. 이렇듯 레이저 통신 터미널의 핵심 구성요소 간 상충관계(trade-off)가 존재하므로 임무 및 시스템 요구사항을 종합적으로 고려하여 설계하고, 필요에 따라 대안 기술을 활용하는 전략이 요구된다. 일 예로, 광원 출력을 높이지 않고도 송신기 내부에 회절 한계 광학시스템을 고도로 설계하고 집적함으로써 송신 빔의 발산각을 최소화하는 기술을 통해 광 수신부로 입사하는 광신호의 에너지 밀도를 높임으로써 링크 마진을 높이고, 최대 달성 가능한 데이터 속도를 확보는 전략이 있다.

다음으로 큐브위성용 레이저 통신 터미널 소형화 및 경량화를 위해 광신호의 송신과 수신에 사용되는 트랜시버(transceiver) 모듈 및 통신에 필요한 모뎀을 큐브위성 폼팩터(form factor)에 맞추도록 규격화 및 소형화 하는 기술이 필요하다. 이를 위해 광자 집적 회로(photonics integrated circuits)에 반도체 기반 레이저 광원(laser diode), 애벌런치 광검출기(APD, avalanche photo diode), 변조기(modulator) 등 능동 소자와 렌즈(lens), 필터(filter), 스플리터(splitter) 등 수동 소자를 포함하여 고속 디지털 회로를 온보드(on-board) 통합해야 한다. 이렇게 고도로 통합된 트랜시버 모듈과 통신 모뎀은 각 구성요소와 전체 디바이스에 대해 우주 발사 및 운영 환경 특성을 고려한 표준 시험 조건에 따라 기계, 열, 전자기 시험 검증을 거치고, 신뢰성을 확보되어야 한다.

끝으로 큐브위성에 탑재 가능한 레이저 통신 터미널 개발을 위해 레이저 통신 링크 구축 및 운영을 위해 필수적으로 필요한 PAT(pointing, acquisition and tracking) 시스템 경량화 및 소형화 기술이 요구된다. PAT 제어는 큐브위성의 움직임 및 진동 정도와 통신 링크 형성 단계에 따라 coarse PAT 모드와 fine PAT 모드를 적응적으로 전환하여 동작할 수 있도록 하는 것이 일반적이다. 레이저 통신 링크 형성을 위해 송신 빔과 수신 빔이 정확히 동일한 광학 경로로 결합되도록 하는 양방향 광정렬 PAT 프로세스는 큐브위성의 자세 결정 및 제어 시스템(attitude determination control system)을 활용하여  $\pm 1^\circ$  범위 내로 coarse 포인팅(pointing)을 수행하고, 레이저 통신 터미널 내부에 포함된 광학시스템에 집적된 FPA(fine pointing assembly) 제어를 통해  $\pm 1^\circ$  범위의 불확실성 원뿔을  $\sim$ 수  $\mu\text{rad}$  수준으로 정확히 지향하도록 하는 fine 포인팅 순서로 진행된다[17]. 여기서 레이저 통신 터미널의 FPA는 일반적으로 광기반 사분할 광검출기(QPD, quadrant photo diode)와 고속 스티어링 미러(FSM, fast steering mirror)로 구성되며, 경우에 따라 데이터 통신을 위한 APD가 함께 활용된다. QPD는 상대편 레이저 통신 터미널 또는 광지상국(OGS, optical ground system)에서 보낸 비콘 빔을 감지하여 각도 오프셋을 측정하고, 온보드 마이크로 컨트롤러에 의한 정렬 각도 오류 계산에 활용된다. FSM은 PAT 제어 루프를 통해 빠른 속도로 각도를 제어함으로써 측정된

각도 오프셋을 신속히 보상하여 데이터 수신율을 높이는데 활용되며, 상대편 레이저 통신 터미널로 향하는 송신 빔의 정밀 지향과 PAA(point ahead angle) 기능 제공을 통해 송신 에러 감소에 활용된다. 큐브위성용 레이저 통신 터미널에 사용되는 QPD 및 FSM 모듈의 크기와 배치에 따라 광학시스템 전체 크기가 변경될 수 있으므로 소형 QPD 및 FSM 모듈을 집적하고, 이들을 포함한 광학시스템 내부 광경로의 최적화 설계가 필요하다. 아울러 저전력 FSM 사용 및 PAT 제어 루프 최적화를 통한 소비전력 최소화가 동반되어야 한다.

## 2.2 광지상국 세그먼트

광지상국은 큐브위성용 레이저 통신 터미널과 대조적으로 낮은 SWaP 제약 조건에서 상대적으로 자유롭다. 이러한 이유로 광지상국은 큐브위성용 레이저 통신 터미널보다 큰 규모의 망원경을 설치하여 위성용 레이저 통신 터미널에서 미약한 신호가 도달하더라도 데이터 통신을 가능하게 하고, 복잡한 PAT 시스템을 포함한 추가 구성 요소를 구비함으로써 위성과 위성용 레이저 통신 터미널이 갖는 낮은 PAT 정밀도 성능 한계를 보완하는 역할을 한다.

대표적으로 광지상국에는 대기외란(atmospheric turbulence)로 인해 광신호의 위상(phase)과 강도(intensity)가 변하고, 신호 왜곡이 발생하는 현상을 감소시킴으로써 레이저 통신 품질을 높이기 위해 적응광학(AO, adaptive optics) 시스템을 추가적으로 구비된다. 적응광학 기술은 큐브위성에서 전송되어 도달한 다운링크 신호를 수신부 광섬유 또는 광 검출기에 효과적으로 결합시키고, 시간에 따른 수신 광량의 강도 변동을 감소시키는 솔루션 기술이다. 광지상국은 적응광학 시스템을 통해 광 검출기에 입사되는 광량이 대기의 영향으로 데이터 분석을 위해 필요한 임계값 아래로 떨어지는 현상을 개선함으로써 데이터 프레임 손실 방지 기능을 갖는다. 적응광학 시스템은 대표적으로 수신 빔의 파면 측정 및 분석을 위한 파면 센서(wavefront sensor)와 변형된 파면을 보정하기 위한 변형 거울(deformable mirror) 및 이를 실시간 제어하는 제어시스템(real-time control system)으로 구성된다.

광지상국에는 큐브위성과 광지상국 간 레이저 통신 링크 형성을 위해 PAT 초기단계에 활용되는 비콘(beacon) 송신기가 추가적으로 집적된다. 광지상국은 Coarse PAT 프로세스 단계에서 높은 광 출력과 넓은 빔폭의 비콘 빔을 사용하여 큐브위성을 먼저 포인팅하고, 포인팅 정밀도 향상을 위해 비콘 신호 또는 RF 신호를 활용한 피드백 정보를 수신하여 추가적으로 포인팅 각도를 조정한다.

## 3. 큐브위성 기반 레이저 통신 연구동향

큐브위성 기반 우주 레이저 통신 기술개발과 실증을 위한 연구는 2010년대 들어 미국, 유럽, 일본 등에서 국가 프로젝트를 통해 다수가 수행되었으며, 저궤도를 이용하였다. Table 1에는 현재까지 수행된 큐브위성 기반 레이저 통신 기술 관련 글로벌 프로젝트와 상세 내용이 정리되어 있다. 각 프로젝트는 추진 목적과 특징에 따라 서로 다른 링크 유형, 전송 거리, 전송 속도, 변조방식 및 레이저 통신 터미널의 크기, 무게, 소비전력 등 특징을 갖는다.

먼저 세계 최초의 큐브위성 기반 레이저 통신 페이로드 임무는 미국 NASA와 US Aerospace가 공동으로 수행한 OCSD(Optical Communication and Sensor Demonstration) 프로젝트로 큐브위성을 활용하여 우주 레이저 통신을 실제로 검증하고, 위성 간 통신 성능 개선을

**Table 1.** Details of CubeSat-based laser communication projects

	OCSD	CLICK-A	Q4	TBIRD	CubeLCT	VSOTA
Research institute (Country)	NASA/US Aerospace (US)	NASA/MIT (US)	NASA/JPL (US)	NASA/MIT (US)	TESAT/DLR (Europe/Germany)	NICT (Japan)
Link type	LEO-GND	LEO-GND	LEO-LEO	LEO-GND	LEO-GND	LEO-GND
Range (km)	450	400	200	530	560	700
Data rate	5–200 Mbps (downlink) 10 kbps (uplink)	10 Mbps (downlink)	1 Gbps (downlink)	200 Gbps (downlink) 5 kbps (uplink)	100 Mbps (downlink)	1 Mbps (downlink)
Modulation method	OOK (downlink) PPM (uplink)	PPM	NRZ OOK /M-PPM	QPSK (downlink) PPM (uplink)	IM/DD	NRZ (downlink)
Optical power of terminal (W)	2	–	1	1	–	0.27 (980 nm) 0.54 (1,550 nm)
Aperture diameter of terminal (mm)	–	–	10 (Tx) 25 (Rx)	22 (Tx) 23 (Rx)	20 (Tx)	–
Aperture diameter of telescope (mm)	400	300	–	1,000	400 (stationary) 600 (transport)	1,500 (stationary) 300 (transport)
Wavelength (nm)	1,064 (downlink) 1,550 (uplink)	1,550 (downlink) 975 (beacon)	850 (downlink)	1,550 (downlink) 1,537 (uplink)	1,550 (downlink) 1,590 (beacon)	980/1,550 (downlink)
Volume of terminal (cm)	–	96 × 119 × 96	–	18 × 10 × 10	9 × 9.5 × 3.5	–

**Table 1.** (Continued)

	OCSD	CLICK-A	Q4	TBIRD	CubeLCT	VSOTA
Weight of terminal (kg)	-	0.8	-	2.25	0.397	~0.7
Power consumption of terminal (W)	-	15	-	100	8.5	< 10
Launch time	2015/2017	2022	-	2022	2021	2018

OCSD, Optical Communication and Sensor Demonstration; CLICK, CubeSat Infrared Laser Bidirectional Communication-A; TBIRD, TeraByte InfraRed Delivery; NASA, National Aeronautics and Space Administration; MIT, Massachusetts Institute of Technology; JPL, Jet Propulsion Laboratory; DLR, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt; LEO, low earth orbit; NICT, National Institute of Information and Communications Technology; PPM, pulse position modulation; OOK, On-off keying; QPSK, Quadrature Phase Shift Keying; IM, Intensity Modulation; DD, Direct Detection; NRZ, non-return-to-zero.

위한 목적으로 수행되었다. OCSD 큐브위성을 이용하여 LEO-GND(ground) 정밀 광정렬 포인팅 및 광무선 통신 링크 검증을 위해 OCSD-A 위성이 2015년 10월 발사되고, OCSD-B/C 위성이 2017년 11월 발사되었다[13,14]. OCSD 테스트는 맑은 날 야간에 OCSD 큐브위성과 미국 캘리포니아 윌슨(Wilson) 마운틴에 위치한 광지상국 망원경(30 cm) 간 정밀 광정렬 포인팅 및 광무선 통신 링크 검증을 수행하여 200 Mbps 속도로 다운링크에 성공했다[14].

NASA와 MIT는 동일한 지구궤도에서 400 km 떨어진 큐브위성을 활용하여 LEO-GND 간 광통신 실험을 목적으로 CLICK(CubeSat Infrared Laser Bidirectional Communication-A) 프로젝트를 수행했다. CLICK-A 프로젝트에 사용된 큐브위성용 레이저 통신 단말기(1.2 U)는 개발비용 절감을 위해 상용 기성품(Commercial off-the-shelf, COTS) 광학 장치와 광섬유 장치가 사용되었다. NASA는 CLICK 프로젝트를 통해 FSM을 활용한 정밀 포인팅 성능 및 제어 루프 알고리즘을 검증했다. 또한 넓은 빔 폭과 수신각을 갖는 RF 신호를 활용한 초기 PAT 프로세스 테스트를 수행했다[13,15].

NASA와 제트추진연구소는 위성 간 전방향 광통신기(ISOC, inter-satellite omnidirectional optical communicator) 기반 차세대 군집 위성 간 레이저 링크 플랫폼인 Q4 임무를 제안하고, Gbps 데이터 속도로 다수의 큐브위성 간 동시 통신 구현을 위해 필요한 주요 임무 검증 목표를 수립했다. Q4 임무에는 최대 시야각 커버리지(360°), 최대 200 km 신호 송수신, 최대 1 Gbps 데이터 속도의 위성 간 통신, 동시 다중 사용자 액세스 유지 기능 검증이 있다. Q4 임무는 6 U 크기 큐브위성 4기로 구성(1기의 리더 위성과 3기의 추종 위성)되며, 각 큐브 위성에는 10 mm 크기의 송신기(Tx, transmitter)와 25 mm 크기의 수신기(Rx, receiver)를 갖는 레이저 통신 터미널이 탑재된다[16].

NASA와 MIT 링컨연구소는 COTS 제품과 기술을 활용하여 최대 200 Gbps(채널당 최대 100 Gbps) 데이터 전송 속도를 갖는 6 U 크기를 갖는 큐브위성과 광지상국 간 LEO-GND

다운링크 핵심기술을 개발 및 검증하기 위한 TBIRD(terabyte infraRed delivery) 프로젝트를 수행했다. TBIRD에 대한 상세 내용은 Chapter 4.2에 상세히 기술되어 있다.

유럽의 TESAT은 2018년 독일 DLR 및 GomSpace사와 함께 혁신적인 소형 위성의 임무 수행 및 거의 실시간에 가까운 글로벌 우주 데이터 전송 서비스 상용화를 위해 LEO-GND 간 100 Mbps 다운링크 속도를 제공하는 0.3 U( $9.5 \times 9.5 \times 3 \text{ cm}^3$ ) 크기의 큐브위성용 레이저 통신 단말 제품인 CubeLCT를 개발했다. CubeLCT에 대한 상세 내용은 Chapter 4.1에 상세히 기술되어 있다.

일본 NICT의 우주 레이저 통신 연구 역사는 오래되었으며, 2005년 처음으로 저궤도 위성 과 지상 간 양방향 레이저 통신 링크 구축 기술을 확보했다. 일본 최초의 큐브위성용 레이저 통신 단말기 연구는 VSOTA(Very Small Optical TrAnsponder) 프로젝트를 통해 2016년 NICT와 도쿄대학이 함께 협력하여 시작되었으며, LEO-GND 간 통신을 목표로 한다. VSOTA에서 개발되는 큐브위성용 레이저 통신 단말은 듀얼 밴드 파장(980 nm 및 1,550 nm) 전송 지원을 특징으로 한다[13].

## 4. 대표 기술개발 사례 및 상세 기술

### 4.1 유럽 CubeLCT(가장 작은 우주 레이저 통신 터미널)

CubeLCT는 초소형 레이저 통신 터미널로 위성 광통신 분야에서 세계적 선두기업인 TESAT Spacecom과 독일 DLR의 통신 및 항법 연구소(institute of communications and navigation)가 공동으로 개발을 진행한 OSIRIS4CubeSat(Optical Space Infrared Downlink System for CubeSats) 프로젝트 결과 도출된 큐브위성을 위한 상업용 레이저 통신 터미널이다(Fig. 1)[19]. TESAT은 저궤도-지상 간 레이저 통신 상용 솔루션을 제공하기 위해 프로젝트 초기부터 주요 기업으로서 공동개발에 참여했다. CubeLCT는 산업체와 연구 기관이 각각 보유한 경험과 인프라 및 특화기술을 함께 결합하여 완성한 결과물로 현재 가장 작은 우주 레이저 통신 터미널이다[8, 17-19].



**Fig. 1.** OSIRIS4CubeSat project: (a) Illustration of optical download from CubeLCT to optical ground station, (b) highly compact laser communication terminal CubeLCT and (c) optical ground station on the roof of the DLR institute of communications and navigation in Oberpfaffenhofen [19]. OSIRIS4CubeSat, Optical Space Infrared Downlink System for CubeSats; DLR, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt.



#### 4.1.1 CubeLCT 설계

CubeLCT는 큐브위성 폼팩터에 맞춰 개발되었으며,  $9 \times 9.5 \times 3.5 \text{ cm}^3$ (~0.3 U)의 크기와 0.397 kg의 무게 및 8.5 W의 피크 소비전력 특성을 갖는 큐브위성용 레이저 통신 터미널로 저궤도에서의 운영 기간은 약 5년이다. 0.3 U 크기로 소형화하기 위해 CubeLCT는 인쇄 회로 기판(PCB, printed circuit board)을 광학 벤치로 사용하여 광학 부품을 PCB에 배치하고 통합했다[17-20]. 초기 CubeLCT의 PCB 재료의 열변형에 따른 정렬 틀어짐 및 오류를 방지하기 위한 목적으로 열팽창계수(CTE, coefficient of thermal expansion)가 제로에 가까운 Copper-Invar-Copper(CIC) 사용이 고려되었으나, 설계 분석단계에서 CIC 재료를 사용함에도 불구하고 고온과 저온의 우주 환경조건에서 PCB 상단에 통합된 광기계(optomechanics)의 움직임으로 인해 정렬을 보장하기 어려운 것으로 나타났고, 이를 해결하기 위해 DLR은 광학 부품을 두 개의 알루미늄 블록으로 감싸는 방향으로 설계를 변경했다[20]. 그 결과 CubeLCT에는 알루미늄과 열팽창계수가 불일치하는 CIC 재료를 대신해 일반적인 PCB 재료 사용이 가능하게 되었다.

일반적으로 송신 빔과 수신 빔의 정렬 복잡도는 광학요소들의 자유도 증가에 따라 기하급수적으로 증가한다. 이러한 이유에서 두 알루미늄 블록에 통합되는 CubeLCT의 모든 광학 요소들은 조정 가능한 메커니즘 없이 구축되도록 설계되었다. 이와 같은 접근방법은 광기계의 정확한 제작과 함께 제작 공차를 고려한 광학시스템 설계 및 분석을 요구한다[20]. CubeLCT에서 수신 광학부의 개구는 20 mm 크기를 가지며, 레이저 광원은 전자 메인보드 위에 집적되고, 드라이버 전자 장치는 수동 냉각 요소가 상단에 위치한 인쇄 회로기판에 위치하며, 수신기 센서는 별도의 PCB에 탑재되어 모듈식으로 집적된다[19,20].

OSIRIS4CubeSat 프로젝트 개발은 향후 더 높은 데이터 전송 속도 제공 기능을 포함하여 양자 키 배포(quantum key distribution)와 위성 간 링크 기능도 동일 플랫폼을 활용하여 제공 가능하도록 모듈식 설계 접근 방식이 고려되었다. 이러한 이유로 OSIRIS4CubeSat 플랫폼은 큰 틀에서 재설계하지 않고 광학, 전자, 기계, 소프트웨어, 제어 및 인터페이스 등 하위 시스템(subsystem)을 모듈식으로 쉽게 변경 및 조정함으로써 추가적인 성능 향상과 기능 확장이 가능하다[18].

#### 4.1.2 CubeLCT 레이저 통신

CubeLCT는 1,550 nm(C-band) 데이터 전송 파장을 활용하여 저궤도에서 광지상국으로 약 100 Mbps 속도로 다운링크 전송이 가능한 광무선 통신 하위 시스템을 갖는다. 광지상국과 저궤도 CubeLCT 간 업링크에는 1,590 nm(L-band) 전송 파장이 활용되며, 업링크 빔은 비콘 역할로도 활용된다[17-20].

CubeLCT 데이터 통신은 소형 온보드 장치에서 100 mW 피크 전력으로 구동하는 고휒력 레이저 다이오드(high power laser diode) 신호 세기를 변조하고, 광 검출기에서 직접 신호를 검출하는 IM/DD(intensity modulation/direct detection) 방식을 사용한다. CubeLCT 내부는 외부 신호로부터 완전히 독립적이며, 어떠한 데이터 처리도 수행하지 않도록 설계되었다. 이러한 이유로 순방향 오류 수정(FEC, forward error correction)을 포함한 채널 코딩은 큐브 위성 버스에서 수행되며, 필요에 따라 온보드 컴퓨터(OBC, onboard computer), 소프트웨어

정의 라디오(SDR, software defined radio), 페이로드 컨트롤러(PCON, payload controller) 등 기타 큐브위성 하위 시스템에서 채널 코딩 수행이 가능하다[18].

#### 4.1.3 CubeLCT PAT

CubeLCT를 통해 광지상국으로 최대 달성 가능한 다운링크 속도는 광지상국에서 수신되는 광신호의 세기와 직접적으로 관련이 있다. 따라서 높은 데이터 전송률을 달성하기 위해 CubeLCT로부터 광지상국으로 더 많은 광신호 에너지가 도달하여 광-전 변환(optical-electrical conversion)이 일어날 수 있도록 돕는 기술이 요구된다. 이를 위해 CubeLCT와 광지상국 간 정확한 상호지향과 양방향 광정렬이 필수적이다. CubeLCT에는 광지상국을 정확하게 지향할 수 있도록 하기 위해 위성의 자세 결정 및 제어 시스템과 함께 절대 포인팅 영역에 대한 요구사항을  $\pm 1^\circ$  범위 내로 유지하도록 포인팅 오류를 보상하고, 정확한 광정렬이 가능하도록 돕는 FSM 장치가 탑재되어 있다. 또한 CubeLCT는 신호의 전파 시간 경과에 따른 경로 오차를 보상하기 위한 PAA 보정 기능도 포함하고 있다. 이를 통해 CubeLCT는 단일 광지상국과 최대 15분간 통신이 가능하다. 광지상국에서는 CubeLCT와 정밀한 레이저 통신 링크 구축을 위해 비콘 레이저 빔을 CubeLCT를 향해 송신한다. CubeLCT에서는 광학시스템에 내장된 QPD 광 검출기를 활용하여 광지상국으로부터 전송된 비콘 신호를 검출하고, CubeLCT와 광지상국 간 포인팅 오류 값을 제어시스템에 제공함으로써 FSM 제어를 통해 포인팅 오류를 보상한다. 포인팅 오류 수정을 위해 CubeLCT 내부에는 비콘과 동일한 광 경로로 광지상국을 향해 광신호가 정확히 전송될 수 있도록 하는 FPA 장치와 제어 루프 컨트롤을 담당하는 마이크로 컨트롤러가 탑재된다.  $\pm 1^\circ$ 의 시야(FOV, field-of-view)를 커버할 수 있는 FPA 장치는 200 Hz 대역폭의 제어 루프를 통해 높은 에너지 밀도의 광신호가 광지상국으로 정확히 전달될 수 있도록 한다[18].

#### 4.1.4 CubeLCT 인터페이스

CubeLCT는 우주 데이터 시스템 자문 위원회(CCSDS, Consultative Committee for Space Data Systems)의 O3K(Optical On-Off Keying) 표준을 따른다[18]. O3K를 위한 CCSDS 표준화 실무그룹은 DLR 주도로 시작되었으며, CubeLCT 레이저 통신 터미널의 상업적 사용 확장에 기여했다. CubeLCT는 데이터 통신을 위한 인터페이스로 저전압 차등신호(LVDS, low voltage differential signal) 방식을 지원하며, TM/TC(Telemetry and Telecommands) 통신을 위해 UART(Universal Asynchronous Receiver Transmitter) 인터페이스를 지원한다. 또한 우주에서 재프로그래밍(reprogramming) 가능하도록 JTAG(joint test action group) 인터페이스가 구현되어 있다[19-21]. CubeLCT는 추가 개발 로드맵에 따라 향후 저궤도-광지상국 간 1 Gbps 다운로드 속도 지원 및 위성 간 양방향 100 Mbps 광통신 링크 지원이 가능하도록 인터페이스를 제공한다.

#### 4.1.5 CubeLCT 광지상국

DLR 광지상국은 독일 Oberpfaffenhofen에 위치한 통신 및 항법 연구소 건물 옥상에 고정식으로 장착되어 있다. 통신 및 항법 연구소 건물 옥상에 설치된 DLR 광지상국은 40 cm 직경의 주경을 갖는 반사형 망원경 구조를 갖는다. DLR은 고정식 광지상국과 별도로 이동식

광지상국(TOGS, transportable optical ground station)을 2011년 개발했다. 이동식 광지상국은 접이식 구조를 통해 최대 3.5 m 높이까지 배치 가능한 60 cm 직경의 알루미늄 Ritchie-Chrétien 망원경 구조를 갖는다[19]. Ritchie-Chrétien 망원경은 이동 중 충격과 먼지로부터 보호받기 위해 탄소 섬유로 만들어진 충격 흡수 마운트에 설치된다. 이동식 광지상국의 신속한 위치 선정과 자세 결정을 위해 위성 내비게이션 및 자세 센서 기반 매개변수 자동 식별 시스템이 사용되며, GPS 위치 기반 레이저 반사경이 추가 개발되어 활용되고 있다. 이동식 광지상국은 재해 발생 후 재난 현장에 대한 항공 사진 또는 위성 사진을 신속하게 다운로드하여 실시간 정보를 바탕으로 인명 구조 및 피해 상황 파악 등 다양한 임무 수행이 가능하도록 하는 역할을 한다. 아울러 이동식 광지상국은 기상 조건에 의한 영향을 줄임으로써 위성-지상 간 레이저 통신이 원활히 수행되도록 돕는 기능 외에도 구름의 범위 및 기상 통계 측면에서 고정식 광지상국의 신규 위치 선정 및 평가 수단으로 활용된다[19].

#### 4.1.6 CubeLCT 실증

CubeLCT는 2021년 1월 미국 플로리다 케이프 커네버럴 우주군 기지(space force station)에서 OSIRIS4CubeSat 프로젝트 개발 결과의 궤도 시연(IOD, in-orbit demonstration)과 기능 확인을 통한 신뢰성 검증을 목적으로 PIXL-1(Photo Images Cross Laser-1) 임무를 위한 3 U 규격(3.4 kg)의 소형 큐브위성 플랫폼인 CubeL(GomSpace사 제작)에 탑재되어 SpaceX의 Falcon-9을 이용해 태양 동주기 궤도(SSO, sun-synchronous orbit)로 발사되었다[18-20]. PIXL-1은 큐브위성 규모의 소형 위성에 탑재 가능한 컴팩트한 레이저 통신시스템을 설계 및 제작하고, 이를 활용하여 실제로 지구 저궤도에서 촬영한 고해상도 이미지를 광지상국으로 레이저 통신을 통해 전송하는 것을 목표로 독일 DLR과 TESAT사가 공동으로 수행한 임무이다. CubeLCT의 신호는 2021년 8월 광지상국에서 처음으로 수신되었으며, 이후 CubeLCT에 내장된 FPA 추적 루프 활성화를 통해 2021년 9월 초 첫 번째 추적 잠금(tracking lock) 프로세스를 완료했다. CubeLCT와 지상 간 통신 시험에는 독일 DLR의 고정식 광지상국과 이동식 광지상국이 함께 사용되었다. 안타깝게도 광지상국에서 CubeLCT 신호 수신에는 성공했으나, 온보드 별 추적기(star tracker)가 안정적인 추적에 필요한 수준의 성능을 발휘하지 못하고, 보조 센서인 자력계(magnetometer) 또한 별 추적기에 비해 큰 오차를 보임으로써 OSIRIS4CubeSat 프로젝트는 아직까지 최종 단계를 완전히 완료하지 못한 상황이다[18]. 현재 CubeLCT와 광지상국 간 성공적인 데이터 다운로드 최종 목표 달성을 위해 DLR의 우주작전 센터(GSOC, German Space Operations Center)와 GomSpace사가 함께 별 추적기의 정확성을 높이고, 자세 방향 제어시스템(AOCS, attitude orientation control system)을 안정화하여 포인팅 정확도를 향상시키기 위해 협력하고 있다.

#### 4.1.7 추가 개발 계획 - CubeISL

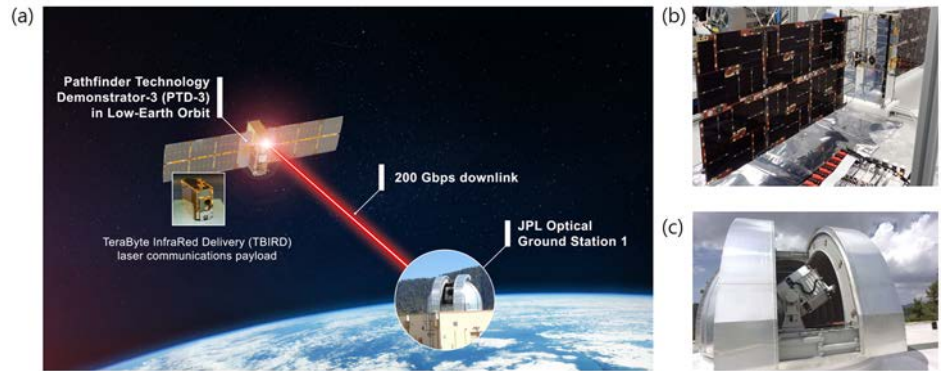
DLR은 소형 군집 위성을 활용한 위성 간 통신(ISL) 시대를 대비하여 CubeLCT를 위성 간 통신 분야로 확장하기 위한 CubeISL 프로젝트를 시작했다. 2025년 발사 예정인 CubeISL 프로젝트의 목표는 최대 1,500 km 거리에서 100 Mbps 속도로 양방향 데이터 전송이 가능한 위성 간 레이저 통신 시스템의 개발 및 실증이며, 이와 함께 지상으로 데이터 다운로드 전송 속도를 1 Gbps로 높이는 목표를 설정했다[22]. CubeISL 페이로드는 크기 1 U, 무게 1 kg, 최

대 소비전력 30 W, 위성 간 데이터 전송 속도 100 Mbps, 광지상국 다운링크 속도 1 Gbps 및 FPA 관심 영역  $\pm 1^\circ$  이내 값을 갖는다. CubeISL은 큐브위성 간 양방향 통신 및 CCSDS의 O3K 표준과 호환 운영하기 위해 1,537 nm와 1,553 nm(C-band) 두 파장을 사용함으로써 송신 빔과 수신 빔을 구분하도록 구성된다. 또한 광지상국으로부터 1,590 nm(L-band) 비콘 빔 수신이 가능하도록 구성된다[18,22]. CubeISL은 CubeLCT의 모듈식 접근 방식의 도움으로 개발에 필요한 노력이 감소하고, 개발과 인증에 필요한 시간 단축이 가능하다. CubeLCT를 기반으로 하는 CubeISL 터미널은 CubeLCT와 동일한 20 mm 수신 개구 크기를 가지며, 고출력 레이저 다이오드를 비롯하여 CubeLCT에 적용된 대부분의 부품 재사용이 가능하다. CubeISL에는 CubeLCT와 차별적으로 양방향 데이터 통신을 위한 APD 광검출기와 1 W 광출력을 생성하기 위한 EDFA(erbium doped fiber amplifier) 증폭기가 송신기 시스템에 추가 장착된다. 또한 CubeISL은 송신 데이터를 준비하고, 수신 데이터를 분석하는 동시에 큐브위성 버스에 인터페이스를 제공하는 등 CubeISL의 주요 운영 프로세서 역할을 하는 데이터 처리 장치(DHU, data handling unit)를 추가 탑재한다.

DLR 통신 및 항법 연구소와 RSC3(responsive Space Cluster Competence Center)는 CubeISL의 시연 및 검증을 위해 약 8 kg 무게의 12 U( $2 \times 6$  U) 큐브위성( $30 \times 20 \times 10$  cm<sup>3</sup>)을 2대를 활용할 예정이다[18]. 2대의 큐브위성은 모두 높은 경사도의 지구 저궤도로 발사될 예정이며, 최대 통신 거리인 1,500 km까지 다양한 거리에 대해 큐브위성 간 양방향 레이저 통신 실험을 수행할 예정이다. CubeISL 검증을 위해 위성에는 추진기가 장착되며, 두 위성의 알려진 위치와 실제 위치 간 차이를 포함하여 최대 허용 오차  $\pm 0.1^\circ$ 를 갖도록 GNSS(global navigation satellite system) 수신 센서가 장착된다. 또한 위성의 정밀한 자세 결정 및 제어를 위해 별 추적기가 장착된다. CubeISL 검증을 위한 두 큐브위성의 운영은 DLR GSOC에서 담당하며, 이를 위해 큐브위성은 GSOC 지상국과 호환을 위해 극초단파(UHF, ultra high frequency) 방식을 대신하여 TM/TC용 S-band 대역의 트랜시버를 사용한다. CubeISL 레이저 통신 터미널은 큐브위성 간 ISL 외에도 메인 위성과 다수의 큐브위성이 클러스터를 형성하여 운영되는 개념을 추가 검증할 예정이다[18]. 추가 검증의 목적은 큐브위성의 운용 전력 수준에 적합하지 않은 작업을 메인 위성의 온보드에서 처리할 수 있도록 메인 위성이 큐브위성의 데이터를 수집하고, 메인 위성에서 처리한 결과를 큐브위성 간 ISL을 통해 다시 전달하는 기술을 검증함으로써 우주 위성 인프라의 효율적 활용법을 완성하고자 하는데 있다.

#### 4.2 미국의 TBIRD(세계 최고 성능의 큐브위성용 레이저 통신 터미널)

미국 NASA의 고더드 우주비행센터(Goddard space flight center)와 MIT 링컨연구소는 2014년부터 상용 COTS 제품을 사용하여 저렴한 비용으로 우주 임무를 지원하기 위해 TBIRD 프로젝트를 기획했다(Fig. 2)[23]. TBIRD 프로젝트는 NASA의 고더드 우주비행센터, 제트추진연구소, 에임스 연구센터(Ames research center), MIT 링컨연구소 및 테란 오비탈(Terran orbital)사가 공동으로 소형 폼팩터를 갖는 6 U 큐브위성(테란 오비탈 개발)에 탑재된 레이저 통신 터미널(MIT 링컨연구소 개발)을 이용하여 캘리포니아 테이블 마운틴에 위치한 제트추진연구소의 광통신 망원경 연구소(OCTL, Optical Communications Telescope Laboratory) 광지상국으로 최대 200 Gbps 속도 다운링크를 목표로 수행되었다[6-7,10]. 그 결과 2023년 5월 고도 약 530 km에 위치한 TBIRD 큐브위성에서 OCTL 광지상국으로 5분



**Fig. 2.** TBIRD project: (a) Illustration of TBIRD downlinking data over lasers links to optical ground station, (b) PTD-3 CubeSat with laser communication terminal and solar panels deployed and (c) TBIRD's optical ground station in Table Mountain, California [23]. TBIRD, terabyte infrared delivery; PTD, pathfinder technology demonstration).

간 최대 4.8테라바이트(TeraByte, TB) 규모의 데이터 다운링크에 성공했다[7]. 다만 최대 200 Gbps 다운링크 속도는 광자상국 내부 교란에 의한 드롭아웃(dropout) 현상으로 다운링크 전체 시간 동안 유지되지 못한 것으로 보고되었다[7]. NASA에서는 TBIRD 프로젝트에 몇 가지 COTS 제품과 관련 기술을 활용했으며, 특히 전례 없는 데이터 전송을 위해 100 Gbps 상용 트랜시버와 고속 판독이 가능한 테라바이트급 온보드 저장 버퍼를 적용했다. TBIRD 프로젝트는 통신 링크 구축 및 복구를 위해 필요한 PAT 시간 경과에 따른 지연 문제 및 대기 현상에 의한 페이딩(fading) 에러가 없는 안정적 데이터 전송을 보장하기 위해 수신되지 않은 데이터 프레임을 자동 반복 요청(ARQ, automatic repeat request)하여 재전송하도록 하는 맞춤형 프로토콜을 기반으로 개발되었다[6-7,10].

#### 4.2.1 TBIRD 설계

TBIRD 프로젝트를 위해 MIT 링컨연구소는 3 U보다 작은 크기와 3 kg 이하 무게를 갖는 우주 레이저 통신 터미널을 설계 및 제작했다. 레이저 통신 터미널의 핵심인 광 어셈블리(optical assembly)는 다운링크 데이터 전송을 위한 22 mm 직경의 송신부 개구와 업링크 데이터 수신을 위해 23 mm 직경의 수신부 개구를 별도로 갖는 바이스태틱(bistatic) 광학구조를 가지며, 액추에이터(actuator)가 없는 모놀리식(monolithic) 하우징에 장착된다[10]. Terran Orbital사는 6 U 크기의 큐브위성 버스를 설계 및 제작하고, 제트추진연구소의 OCTL은 TBIRD 레이저 통신 터미널에서 지상의 OCTL 광자상국으로 전송된 광신호가 단일 모드 광섬유에 높은 효율로 입사되게 함으로써 안정적 데이터 통신이 가능하도록 1 m 직경의 망원경과 적응광학 시스템을 구축하고 일부 기능을 개선했다[10]. MIT 링컨연구소는 레이저 통신 터미널 외에도 OCTL 광자상국과 TBIRD 큐브위성 간 업로드 및 다운로드를 위해 필요한 고속 디지털 전자 장치를 설계하고 제작했다. TBIRD 레이저 통신 터미널에는 테라바이트 데이터 캐시 처리를 위해 PC급 고속 SSD(solid state drive) 4개로 구성된 2 TB 버퍼가 설계되어 온보드에 장착되었다[24]. SSD는 다른 COTS 구성 요소와 함께 감마 및 양성자 방사선 테스트를 거쳤으며, 우주 임무에 적합한 것으로 확인되었다.

TBIRD 시스템은 우주 레이저 통신 터미널 버퍼(2 TB)에서 광지상국 버퍼(2 TB)로 100 Gbps 전송 모드 또는 200 Gbps 전송 모드로 데이터 전송이 가능하다. 레이저 통신 터미널에 포함된 버퍼는 200 Gbps 모드에서 100 Gbps의 판독 속도를 두 개의 채널 중 하나에 제공하며, 이때 다른 100 Gbps 채널은 가상 버퍼의 더미 데이터(dummy data)로 채워지도록 설계되었다[6]. TBIRD 레이저 통신 터미널은 OCTL 광지상국에서 제공하는 1,534 nm 업링크 신호를 활용하여 큐브위성이 자세 결정 및 제어 시스템을 통해 광지상국을 정확히 지향하도록 10 Hz 속도로 피드백을 제공하는 기능이 포함되었 있다. 한편, OCTL 광지상국은 공간 다이버시티(spatial diversity)를 위해 4채널로 구성된 낮은 데이터 속도(2 kbps)의 광학 업링크를 제공하도록 설계되었으며, 광학 업링크 신호는 자동 반복 요청 피드백 기능 구현과 함께 큐브위성의 본체 포인팅과 공간 추적을 위한 비콘 역할로 사용 가능하도록 설계되었다[6,7].

TBIRD 레이저 통신 터미널은 트랜시버, FPGA(field programmable gate array) 및 SSD 등 모든 전자 부품이 동작하는 동안 최대 100 W의 전력이 소비되며, 그 결과 약 3°C-4°C 온도 상승이 발생하여 통신 임무 지속 시간이 제한된다[6]. 이러한 이유에서 송신 및 수신 광학부는 열적 드리프트(thermal drift)를 방지하기 위해 전자장치로부터 열적으로 절연되도록 설계되었다.

#### 4.2.2 TBIRD 레이저 통신

TBIRD 레이저 통신 터미널과 광지상국 간 다운링크는 채널당 최대 100 Gbps 속도의 COTS 기반 광섬유 트랜시버에서 생성된 1,550 nm 광신호가 파장 분할 다중화되어 1 W 출력을 갖는 EDFA로 전송되고, 최종적으로 송신부 개구를 통해 150  $\mu$ rad 이하 발산각으로 방사됨으로써 시작된다. 100 Gbps 또는 200 Gbps 모드로 선택적 동작이 가능한 레이저 통신 터미널의 최대 광 출력은 0.8 W이며, 200 Gbps 모드에서 광 출력은 두 채널 간에 균등하게 배분된다[6,24]. TBIRD 레이저 통신 터미널이 200 Gbps 모드로 동작하는 경우, 100 Gbps 모드 대비 COTS 모듈 하나를 추가 활성화되고 약 20 W의 추가 전력 소모가 필요하다. 다운링크에 사용되는 트랜시버는 기존 1,550 nm 대역의 유선 광통신에서 사용되는 이중 편파(dual polarization) QPSK(quadrature phase shift keying) 변조와 FEC를 함께 활용하여 전력측면에서 효율적이고, 오류 없는 작동이 가능하도록 했다. TBIRD 다운링크 통신에서 페이딩이 없는 경우, 최대 데이터 처리량 100 Gbps 및 200 Gbps에 대해 광지상국의 광 검출기에서 요구되는 수신 전력은 각각 약 -42 dBm 및 -39 dBm 수준이다[7].

TBIRD 시스템은 누락되거나 삭제된 모든 프레임이 성공적으로 수신될 때까지 재전송 되도록 하는 맞춤형 자동 반복 요청 프로토콜을 활용하여 레이저 통신 터미널의 오류 없는 데이터 전송을 보장한다. TBIRD의 자동 반복 요청 프로토콜은 유효 전송 시간이 없는 가상 채널 세트를 형성하도록 함으로써 수신 광량에 밀리초급 변동이 발생하는 경우에도 높은 처리 효율을 달성하도록 맞춤 설계되었다. TBIRD 레이저 통신 터미널에서 광지상국으로 다운링크 되는 데이터는 자동 반복 요청 프레임에 캡슐화되어 전송된다. 광지상국이 자동 반복 요청 프레임을 성공적으로 수신한 경우, 광지상국은 이를 TBIRD 레이저 통신 터미널에 알리기 위해 긍정 확인(positive acknowledgement) 신호를 업링크를 통해 반복 전송한다. 자동 반복 요청 프레임 전송에 소요되는 시간은 약 1 ms이고, 프레임 크기는 조정 가능하며 일반적으로 100 Gbps 및 200 Gbps 모드에서 각각 약 15 MB 및 30 MB 수준이다[10]. 자동 반복 요청

메시지는 가상 채널당 1비트로 구성되며, 각 메시지가 단일 Reed-Solomon(223, 255) 업링크 코드의 페이로드 대부분을 채우도록 1,752개의 가상 채널이 있다. 레이저 통신 터미널의 업링크 수신기는 광지상국으로부터 수신한 메시지에 대한 유효성 판단을 위해 각 자동 반복 요청 메시지에 추가된 순환중복검사(cyclic redundancy check) 코드를 확인한다. 유효한 업링크 메시지가 수신되는 경우, 레이저 통신 터미널에서는 모든 가상 채널에 대한 상태 업데이트가 진행된다[24].

#### 4.2.3 TBIRD PAT

TBIRD 임무에서 PAT 프로세스는 TBIRD 큐브위성의 자세 결정 및 제어 시스템에 의존하며, 레이저 통신 터미널의 지향각을 다운링크 빔폭 내로 향하도록 조정하기 위해 광지상국으로부터 수신한 업링크 비콘 각도 측정값을 활용한다. TBIRD 레이저 통신 터미널은 지향각 정밀 조정을 위해  $10 \mu\text{rad}$  RMS(root mean square) 정확도의 10 Hz 포인팅 오류 피드백을 TBIRD 큐브위성의 자세 결정 및 제어 시스템에 제공하고, 폐쇄 루프(closed-loop) 기반 body 포인팅을 통해 데이터 다운링크가 가능하도록 한다[6]. TBIRD의 body 포인팅 방식은 온보드 별 추적기 및 자이로 센서 등 자체 센서 정보에 의존하는 기존의 개방형 루프(open-loop) 포인팅 접근 방식과 차별적이다. TBIRD 큐브위성의 body 포인팅은 큐브위성 버스에 장착된 리액션 휠(reaction wheels)을 활용한다. 약 530 km 고도에서 임무를 수행하는 TBIRD의 PAA 각도는 약 50 mrad 수준이며, 레이저 통신 터미널에 함께 내장된 가시광 카메라의 시야각은 1 rad 수준이다[10].

광지상국은 카메라를 통해 TBIRD 레이저 통신 터미널에서 전송된 다운링크 빔을 가장 먼저 감지하고, 카메라 피드백 정보를 기반으로 김발(gimbal) 포인팅을 수정하기 위해 제어 루프를 닫는다. 이는 광지상국으로 전송된 빔을 적응광학 시스템의 파면 센서로 향하도록 조정하고, 적응광학 시스템의 팁/틸트(tip/tilt) 및 변형 거울 제어 루프를 통해 다운로드 빔을 광섬유 또는 광 검출기에 결합되도록 하기 위함이다. 광지상국에서 적응광학 루프 폐쇄(loop closure)를 위한 다운링크 빔 감지 프로세스는 약 10초가 소요되며, 전체 획득(acquisition) 프로세스는 TBIRD 레이저 통신 터미널에서 초기 업링크 빔을 감지한 후 약 20초 이내에 완료된다[7].

한편, 광지상국은 TBIRD 레이저 통신 터미널을 정확하게 포인팅하기 위해 TBIRD 큐브위성의 궤도력(ephemeris) 정보가 필수적이다. 광지상국에서 TBIRD 레이저 통신 터미널로 업로드 되는 빔의 반치전폭(FWHM, Full Width Half Maximum)은  $380 \mu\text{rad}$  이하 수준으로 0.1 dB 미만의 포인팅 손실을 갖는다[7]. 추적 오류는 바이어스와 0.01 Hz 이하 저주파 드리프트(low-frequency drift)에 의해 결정되고 포인팅 성능은 제어 알고리즘 최적화를 통해 향상 가능하며, 향상된 포인팅 정확도는 더 작은 빔폭 사용을 가능하게 하여 추가 링크 마진 확보에 이점이 있다.

#### 4.2.4 TBIRD 광지상국

TBIRD 임무를 위한 제트추진연구소의 OCTL 광지상국은 1 m 반사 망원경에서 TBIRD 레이저 통신 터미널로부터 수신한 빔을 쿠데(Coudé) 경로를 통해 단일 모드 광섬유로 연결하기 위한 벤치 탑(bench-top) 적응광학 시스템을 갖추고 있다[6]. OCTL 광지상국에 도달하여

적응광학 시스템을 거쳐 단일 모드 광섬유로 출력되는 광신호는 사전 증폭(pre-amplification) 및 파장 역다중화(demultiplexing) 과정을 거쳐 지상 모뎀으로 전송되어 복조(demodulation) 및 복호화(decoding) 된다. 지상 모뎀에서 성공적으로 수신된 데이터 프레임은 100 Gbps 속도로 광지상국의 버퍼에 기록되며, 최종적으로 파일 검색 및 분석을 위해 서버로 다운로드 된다. 광지상국에 설치되는 버퍼는 12.5 Gbps 속도로 드라이브에 쓰기가 가능한 8개의 SSD로 구성된 병렬 아키텍처를 가지며 최대 100 Gbps 쓰기 속도를 지원한다. TBIRD 다운링크가 200 Gbps 모드(2채널)로 운영되는 경우, 광지상국 버퍼는 두 개 채널 중 하나의 채널 데이터만 기록한다[6]. OCTL 광지상국은 2022년 초부터 운영을 시작한 LCRD(laser communications relay demonstration) 임무의 주요 광지상국(OGS-1)이기도 하다. OCTL 광지상국은 TBIRD 임무 요구사항을 수용하기 위해 LCRD 임무 지원을 위한 광학 및 운영 설정을 수정하였으며, 일부 설정 조정을 통해 LCRD 모드와 TBIRD 모드 간 전환이 가능하도록 운영하고 있다[6].

TBIRD 업링크 신호는 1,534 nm 파장을 활용하여 이진(binary) 펄스 위치 변조(PPM, pulse position modulation) 방식을 통해 2 kbps 전송 속도로 송신된다. 이때 레이저 통신 터미널의 업링크 수신기가 대기외란의 유효 섬광 지수(effective scintillation index)를 줄임으로써 페이딩 현상을 완화하기 위한 목적으로 업링크 빔은 4개의 공동 조준(co-boresighted) 송신부 개구에서 Spatial diversity 기술을 활용하여 동시에 전송된다[10]. 업링크 빔은 넓은 범위에 걸쳐 우주 레이저 통신 터미널을 지향하기 위해 다운링크 빔 대비 상대적으로 큰 FWHM(약 450  $\mu$ rad)을 갖는다. 2 kbps 업링크는 주로 FEC 코딩 오버헤드를 고려한 후, 반복 요청 신호 처리에 1.8 kbps의 사용자 데이터 전송 속도(user data rate) 사용이 가능하다[23].

#### 4.2.5 TBIRD 실증

TBIRD 시스템은 태양 동기 궤도 시연(약 고도 530 km)을 위해 2022년 5월 말 PTD(pathfinder technology demonstration)-3 큐브위성에 탑재되어 발사되었으며, 2022년 6월 초 레이저 통신 운영을 시작했다. 2022년 6월부터 11월까지 43회의 실험(야간 29회, 주간 14회)을 통해 광지상국을 통과하는 5분간 200 Gbps 속도로 최대 4.8 TB 데이터를 오류 없이 다운링크하는 전송 시연에 성공했으며, 이는 현재 세계 최고 속도의 우주 플랫폼과 지상 간 데이터 다운링크 결과이다[7]. 43회의 다운링크 전송 시험에서 일반적으로 대기외란에 의한 영향이 상대적으로 적은 야간에 더 좋은 수신 신호 검출 결과가 도출되었다. 다운링크 처리량은 광지상국 하늘을 통과하는 동안 고도(거리) 변화 및 대기 페이딩 변화에 따라 변하는 결과를 보였으며, 일반적으로 높은 고도에서 최대의 다운링크 처리량 결과가 도출되었다[7].

## 5. 결론

본 논문에서는 지구관측, 감시정찰, 우주탐사 및 우주기술 검증 등을 목적으로 크게 주목받고 있는 큐브위성의 원활한 임무수행을 위해 차세대 우주 레이저 통신 기술 적용의 필요성을 인식하고, 큐브위성 기반 레이저 통신시스템 구현 및 활용에 필요한 핵심 구성요소와 이들의 특징에 대해 살펴보았다. 특히, 우주 기술을 선도하는 미국과 유럽의 세계 최고 성능 및



초소형 큐브위성 기반 레이저 통신 기술 개발 결과와 실증 사례를 자세히 분석하였다. 이를 통해 큐브위성과 지상 간 레이저 통신 링크 구축과 운영을 위해 필요한 시스템 설계, 통신방식, PAT 프로세스 및 임무별 광지상국 기술과 특징에 대한 폭넓은 정보를 얻을 수 있었다. 기존 지상 기반 통신 서비스영역이 우주로 확장되고, 국방 및 국가 안보 분야에서 우주통신의 역할과 중요성이 점차 커짐에 따라 국내에서도 우주 레이저 통신 핵심 기술확보와 제품 국산화 관련 필요성이 대두되고 있다. 최근 정부와 군에서 국내외 환경에 능동적으로 대응하기 위해 우주 레이저 통신 분야 기술 내재화 및 관련 산업 육성을 위한 프로젝트를 추진 중이다. 아울러 국내 중소기업 및 벤처기업을 중심으로 큐브위성에 활용 가능한 우주 레이저 통신 기술과 임무장비 개발 및 사업화를 진행 중이다. 앞으로 뉴 스페이스 시대에서 우주산업을 선도하고 국내기업의 차세대 우주 통신 서비스 신시장 선점을 돕기 위해 국가차원을 전폭적인 지원과 여러 연구기관 및 산업체의 공동 협력이 절실히 필요한 시점이다.

## 감사의 글

본 연구는 한국전자통신연구원 연구운영지원사업의 일환으로 수행되었습니다(24ZK1110, 호남권 지역산업 기반 ICT 융합기술 고도화 지원사업).

## References

1. Sweeting MN, Modern small satellites-changing the economics of space, *Proc. IEEE*, 106, 343-361 (2018). <https://doi.org/10.1109/JPROC.2018.2806218>
2. Poghosyan A, Golkar A, CubeSat evolution: analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions, *Prog. Aerosp. Sci.* 88, 59-83 (2017). <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.11.002>
3. Saeed N, Elzanaty A, Almorad H, Dahrou H, Al-Naffouri TY, et al., CubeSat communications: recent advances and future challenges, *IEEE Commun. Surv. Tutor.* 22, 1839-1862 (2020). <https://doi.org/10.1109/COMST.2020.2990499>
4. Lee J, Sohn J, Park J, Yang TY, Song HS, et al., SNIPE mission for space weather research, *J. Space Technol. Appl.* 2, 104-120 (2022). <https://doi.org/10.52912/jsta.2022.2.2.104>
5. Kobayashi MM, Stocklin F, Pugh M, Kuperman I, Bell D, et al., NASA's high-rate Ka-band downlink system for the NISAR mission, *Acta Astronaut.* 159, 358-361 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.03.069>
6. Schieler CM, Riesing KM, Bilyen BC, Robinson BS, Wang JP, TBIRD 200-Gbps CubeSat downlink: system architecture and mission plan, in *IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications*, Kyoto, Japan, 29-31 Mar 2022.
7. Riesing K, Schieler C, Bilyeu B, Chang J, Garga A, et al., Operations and results from the 200 Gbps TBIRD Laser communication Mission, in *37th Annual Small Satellite Conference*, Logan, UT, 1-8 Aug 2023.
8. Heine F, Tercero AS, Pimentel PA, Höpcke N, Hasler D, et al., In orbit performance of tesat LCTs, in *SPIE LASE*, San Francisco, CA, 1-8 Mar 2019.

9. Park S, Yeo CI, Heo YS, Ryu JH, Kang HS, et al., Tracking efficiency improvement according to incident beam size in QPD-based PAT system for common path-based full-duplex FSO terminals, *Sensors* 22, 7770 (2022). <https://doi.org/10.3390/s22207770>
10. Schieler CM, Riesing KM, Bilyeu MC, Chang JS, Garg AS, et al., On-orbit demonstration of 200-Gbps laser communication downlink from the TBIRD CubeSat, in SPIE LASE, San Francisco, CA, 1-9 Mar 2023.
11. Casado AC, Do PX, Kolev D, Hosonuma T, Shiratama K, et al., Intersatellite-link demonstration mission between CubeSOTA (LEO CubeSat) and ETS9-HICALI (GEO satellite), in IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS), Portland, OR, 1-5 Oct 2019.
12. Mathason B, Albert MM, Engin D, Cao H, Petrillo KG, et al., CubeSat lasercom optical terminals for near-Earth to deep space communications, in SPIE LASE, San Francisco, CA, 1-6 Mar 2019.
13. Li R, Lin B, Liu Y, Dong M, Zhao S, A survey on laser space network: terminals, links, and architectures, *IEEE Access* 10, 34815–34834 (2022). <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2022.3162917>
14. Rose, T, Rowen D, LaLumondiere S, Werner N, Faler A, et al., Optical communications downlink from a 1.5U Cubesat: OCS D program, in International Conference on Space Optics (ICSO), Chania, Greece, 1-12 Oct 2018.
15. Cierny O, Serra P, Kammerer W, Grenfell P, Gunnison G, et al., Testing of the CubeSat laser infrared crosslink (CLICK-A) Payload, in 34th Annual Small Satellite Conference, Logan, UT, 1-23 Aug 2020.
16. Velazco JE, Vega JS, Q4: a CubeSat mission to demonstrate omnidirectional optical communications, in 2020 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 1-6 Aug 2020.
17. Pimentel PM, Rödiger B, Schmidt C, Fuchs C, Rochow C, et al., Cube laser communication terminal (CubeLCT) state of the art, *Acta Astronaut.* 211, 326–332 (2023). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.06.026>
18. Schmidt C, Rödiger B, Rosano J, Papadopoulos C, Hahn MT, et al., DLR's optical communication terminals for CubeSats, in 2022 IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS), Kyoto, Japan, 29-31 Mar 2022.
19. Eoport, PIXL-1 / Formerly CubeL or OSIRIS4CubeSat (2021) [Internet], viewed 2024 Mar 10, available from <https://www.eoport.org/satellite-missions/pixl-1>
20. Rödiger B, Menninger C, Fuchs C, Grillmayer L, Arnold S, et al., High data-rate optical communication payload for CubeSats, in SPIE Optical Engineering + Applications, online conference, 22 Aug 2020.
21. DLR, A pioneering launch – compact satellite PIXL-1 carries the world's smallest laser terminal into orbit (2021) [Internet], viewed 2024 Mar 10, available from [https://www.dlr.de/en/latest/news/2021/01/20210124\\_pioneering-launch-compact-satellite-with-smallest-laser-terminal](https://www.dlr.de/en/latest/news/2021/01/20210124_pioneering-launch-compact-satellite-with-smallest-laser-terminal)

22. Nonay JR, Rüddenklau R, Sinn A, Jakobs JP, Berlitz J, et al., Horizontal free-space optical link with CubeSL over 143 km, J. Opt. Commun. Netw. 16, 593-601 (2024). <https://doi.org/10.1364/JOCN.518271>
23. NASA, CubeSat set to demonstrate NASA's fastest laser link from space [Internet], viewed 2024 Mar 25, available from <https://www.nasa.gov/directorates/somd/cubesat-set-to-demonstrate-nasas-fastest-laser-link-from-space/>
24. Schieler CM, Riesing KM, Horvath AJ, Bilyeu BC, Chang JS, et al., 200 Gbps TBIRD CubeSat Downlink: pre-flight test results, in SPIE LASE, San Francisco, CA, 1-7 Mar 2022.

## Author Information

**여 찬 일** ciyeo@etri.re.kr



광주과학기술원 정보통신공학부에서 2014년 박사학위를 취득한 후, 2015년부터 한국전자통신연구원 광ICT융합연구실에서 유·무선 통신, 광융합기술 관련 업무를 수행했으며, 현재는 광무선통신, 광학기술 등 우주 레이저 통신 관련 연구를 수행하고 있다.

**박 시 웅** swp@etri.re.kr



2016년부터 한국전자통신연구원에 광ICT융합연구실에서 광센서, IoT 및 드론 관련 연구 개발 업무를 수행했으며, 광주과학기술원 전기전자컴퓨터공학부에서 2024년 박사학위를 취득한 후 현재는 MIMO 기반 우주 레이저 통신 기술 관련 연구를 수행하고 있다.

**허 영 순** hsheo@etri.re.kr



2004년 전북대학교 물리학과 석사학위를 취득한 후, 2005년부터 한국전자통신연구원 광ICT융합연구실에서 유·무선 광통신 시스템 패키징, 시험 검증 및 분석 관련 업무를 수행했으며, 현재는 광무선통신 기술 기반 장거리 레이저 통신 관련 연구를 수행하고 있다.

**박 형 준** spacegon@spacebeam.co.kr



전북대학교 전자공학과에서 2009년 박사학위를 취득한 후, 2010년부터 한국전자통신연구원 광ICT융합연구실에서 센서융합기술 및 ICT융합기술 관련 업무를 수행했으며, 현재는 광ICT융합연구실 실장으로 유·무선 광융합기술 기반 전력설비 진단, 전력IoT 및 통신 관련 연구 개발 수행하고 있다.

연구논문

# 창의 천문기기 개발 및 관측 교육 프로그램: 소형 분광기 개발

양희수<sup>†</sup>, 정종균

한국천문연구원

## Creative Education Program of Astronomical Instrument Design and Observation: Development of the Small Spectrograph

Heesu Yang<sup>†</sup>, Jong-Kyun Chung

Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea



Received: April 12, 2024

Revised: April 29, 2024

Accepted: April 30, 2024

<sup>†</sup>Corresponding author :

Heesu Yang

Tel : +82-42-869-5910

E-mail : hsyang@kasi.re.kr

**Copyright** © 2024 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

### ORCID

Heesu Yang

<https://orcid.org/0000-0001-5455-2546>

Jong-Kyun Chung

<https://orcid.org/0000-0003-4493-8378>

### 요약

현대 천문학에서의 대형 기기 개발은 많은 자원과 인력이 소모되기 때문에 시스템 엔지니어링 및 프로젝트 관리 능력은 현장에서 필수적인 역량이다. 우리는 관측 가능한 실습용 분광기를 제작하고 관측하여 시스템 엔지니어링 경험을 쌓을 수 있는 학부 교육프로그램을 제안한다. 한국천문연구원의 우주인력양성사업의 일환으로 충남대에서 진행된 파일럿 프로그램은 '창의천문기기 개발 및 관측'이라는 가칭으로 총 24명의 학생들이 수강하였으며, 5개 조에서 분광기를 만들어 태양, 달, 별 등의 스펙트럼을 측정하고 연구를 진행하였다. 학생들의 기기 개발과정은 수차례의 리뷰회의를 통하여 가이드 되었으며 개발과정과 문서화된 결과를 통해 성적을 배분하였다. 기기개발 학생들은 이 기회를 통해 시스템 엔지니어링의 기본 원리뿐 아니라 프로젝트 매니지먼트, 광학설계, 기계설계 등에 대해 전반적으로 익힐 수 있었다.

### Abstract

The abilities of system engineering and project management (PM) are essential in the development of large instrumentations in modern astronomy. We propose a novel undergraduate educational program that allows students to gain experience in system engineering and PM by making a practical small spectrograph along with its test observation. A pilot program titled "Creative Astronomical Instrument Development and Observation" was conducted in Chungnam National University, as a part of the Space Expert Training Program of Ministry of Science and ICT during the Fall semester of 2023. After five teams were organized from 24 participating students, each team manufactured a spectrograph and observed spectra of the Sun, Moon, or planets with it. The development process was guided by several reviews, and students were evaluated based on the outcomes of their development processes and documentation. Through this program, students acquired fundamental principles of systems engineering and PM, as well as optical and mechanical engineering skills.

**핵심어** : 시스템 엔지니어링, 프로젝트 관리, 분광기

**Keywords** : system engineering, project management, spectrograph

## 1. 서론

우주과학 및 천문학 분야에서의 대형 기기 개발 과정은 이론적인 장비를 현실화하고 주어진 자원을 효율적으로 활용할 수 있도록 시스템 엔지니어링(system engineering, SE)과 프로젝트 매니지먼트(project management, PM) 등 산업공학적 기술이 필수적이다[1-3]. 하지만 국내 천문학 연구 개발자들의 성장 루트는 이과계열에서 순수 천문학에 대한 경험만을 쌓고 대학원 과정 중 프로젝트에 참여하며 공학적인 툴의 용어를 익히는 수준의 경험을 한 후 대학이나 연구소에서 프로젝트를 이끄는 경우가 대다수다. 과학 목적이 분명한 천문학 분야에서 관련 연구자의 주도적인 참여는 필수적이지만 대형 프로젝트의 경우, 산업공학에 대한 이해가 부족한 상황에서의 프로젝트 진행은 인력과 비용 측면에서의 비용적인 낭비와 프로젝트 실패 가능성을 높인다. 또한 프로젝트의 주 참여자인 학부생, 대학원생은 시스템 엔지니어링의 낮은 이해도로 인해 시스템 엔지니어링과 프로젝트 관리 요소들이 성공적 과제 진행 도구가 아닌 추가적 업무 부담으로 다가온다.

연구개발사업에서 시스템 엔지니어링 체계에 대한 낮은 이해도로 인한 프로젝트 위험요소는 근본적으로 학부 과정에서부터 시스템 엔지니어링에 대한 체계적 교육으로 극복될 수 있다. 우리는 본 논문을 통해 한국천문연구원(이하 천문연)의 '우주분야 전문인력양성사업'의 일환으로 충남대학교 천문우주과학과 학부 3학년을 중심으로 진행한 시스템 엔지니어링 및 기기 개발 교육 프로그램을 소개하고 그 과정을 통해서 얻게 된 교훈(lesson learned)을 기술하고자 한다. 2장에서 교육 프로그램의 개요를 소개하고, 3장에서는 실제 현장 교육 진행 내용을 서술한다. 마지막 4장에서 교육 프로그램을 평가하고, 개선할 점과 다양하고 새로운 교육 아이디어를 제시한다.

## 2. 교육 프로그램의 개요

본 논문에서는 2023년 2학기에 충남대학교 학부과정 수업으로 '우주분야 전문인력양성사업'의 일환으로 수행된 "창의 천문기기 개발 및 관측(부제) 수업의 과정 및 결과에 대해 기술한다. 이 수업은 천문학 연구현장에서 흔히 사용하는 소형 분광기를 조별로 각각 개발하며 시스템 엔지니어링 및 프로젝트 매니지먼트 요소의 경험을 갖게 하는데 그 목적이 있다. 아래는 본 교과과정의 수업 목표이다.

### 수업목표

- 연구 주제를 발굴하고 연구주제를 탐구하기 위한 천문관측기기(다양한 스펙의 분광기)를 직접 제작하여 관측 / 데이터를 처리하며 프로젝트 기획/운영/광학설계/기계설계/조립과 시험/데이터 처리를 경험한다.
- 광학 / 기계에 대한 기초적인 지식을 습득하고 기초적 설계 및 제작을 할 수 있다.

수업 목표에 제시된 바와 같이 실제 현장에서 관측기기를 제작하기 위해서는 과학적 동기뿐 아니라 프로젝트 관리, 광학, 기계, 조립 및 시험, 데이터 처리에 대한 광범위한 지식이 필요하다. 이 모든 과정을 차근차근 교육하기 위해서는 한 학기 이상의 많은 시간이 필요하다.

이러한 이유로 우리의 교육 프로그램에 학생이 스스로 학습할 수 있는 능력을 배양하는데 그 초점을 두었다. 우리는 파이썬(python)이나 옵틱 스튜디오(optic studio), 인벤터(inventor) 등과 같은 도구에 대한 교육을 별도로 진행하지 않고 샘플 코드, 샘플 디자인과 함께 MOOC(massive open online course)와 같은 온라인 강의에 대한 정보를 제공한 후 이를 통해 학생들은 샘플 코드나 디자인을 이해하고 모사 혹은 수정하기 위해 다양한 오픈소스를 통해 자기주도적으로 학습하도록 하였다. 수업 중 제공된 광학 디자인과 기계 디자인을 학생들이 변경하지 않아도 프로젝트 수행이 가능할 수준의 완성도를 가지고 있지만 각 조의 과학적 목적(scientific objective)에 맞게 스스로 수정하도록 지도하였다.

실습 수업은 일반 수업과는 다르게 예산과 기간, 시설이라는 제약사항이 있는데 학생들은 이러한 제약사항을 고려하여 연구주제를 선정한다. 강사는 기계에 대한 확실한 이해와 모든 프로세스에 대한 이해를 바탕으로 학생들이 적절한 연구주제를 선정하도록 지도한다.

2023년 가을학기의 수업은 분광기 개발을 목표로 하였다. 학생들에게 샘플로 제시된 분광기 및 HQ(high quality) 카메라의 세부 성능 및 형태는 Table 1, Fig. 1과 같다. 분광기는 상용 렌즈, 상용 회절격자, 라즈베리 파이(raspberry Pi) 및 라즈베리 파이 전용 HQ 카메라를 이용해 제작하며 슬릿은 25 mm 크기의 거울면에 칼날로 그어 직접 제작한다. HQ 카메라는 일반 칼라 CMOS(complementary metal oxide semiconductor) 센서를 사용하여 12비트의 데이터를 획득할 수 있으며, 적외선 필터를 쉽게 제거할 수 있어 근적외선 영역까지도 관측이 가능하다. 일반적인 실리콘 베이스의 CMOS 센서의 감광능력을 고려하면 1  $\mu\text{m}$  대역에서도 G밴드의 500 nm 대역 대비 5% 이상의 감광능력(spectral sensitivity)을 보여줄 것으로 기대할 수 있다. 라즈베리 파이와 HQ 카메라는 노출시간과 이득(gain) 등을 세밀하게 제어 가능하며 보통의 CMOS 센서의 회로 수준부터 구현되어 있으나 천문관측에서는 불필요한 센서

**Table 1.** The specification of the spectrograph.

Parameter	Value
Slit width	10–50 $\mu\text{m}$
Focal length of the collimator / imager	100 mm
Groove of diffraction grating	300–2,400
Resolving power R	250–2,000
Wavelength coverage	200 nm for 300 groove diffraction grating
HQ camera	
Sensor	Sony IMX477
Format	4,056 $\times$ 3,040
Pixel size	1.55 $\mu\text{m}$ $\times$ 1.55 $\mu\text{m}$
Sensor size	6.287 mm $\times$ 4.712 mm (7.9 mm diagonal)
Maximum exposure time	670.74 seconds
Shutter	Rolling shutter

HQ, high quality.

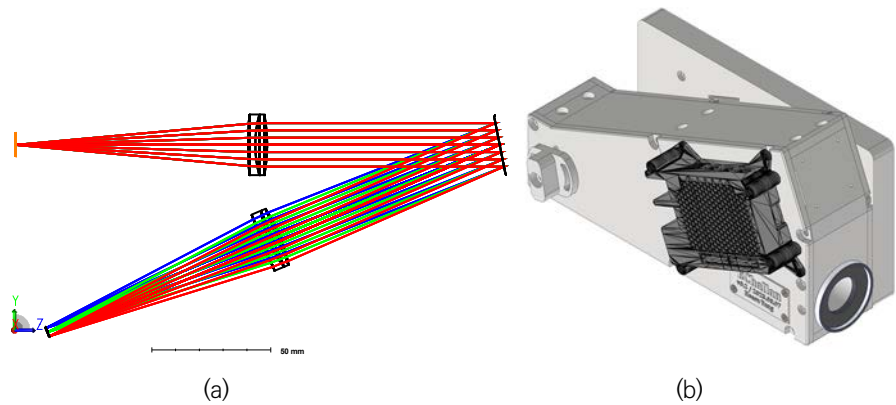


Fig. 1. Optical (a) and mechanical design (b) of the sample spectrograph.

자동 보정(auto correction) 기능도 수동으로 제어가 가능하다. 분광기의 렌즈 등의 결합을 위한 배플(baffle) 등을 제외한 기계부는 3D 프린터를 이용해 학생들이 직접 출력하여 조립한다.

HQ 카메라는 고속 촬영이 가능하기 때문에 드리프트 스캔 방식(drift scanning method)으로 영상분광 자료를 획득할 수 있다. 드리프트 스캔은 정지된 마운트 위에 고정된 망원경과 분광기 시스템에서 지구 자전에 의해 슬릿 앞으로 일정한 속도로 지나가는 관측대상을 고속으로 촬영한 후 영상으로 재조합하는 관측방식이다. 라즈베리 파이의 HQ 카메라의 경우, 내부 SD카드 저장기 아닌 USB3.0포트를 이용한 외장 저장장치를 이용할 경우, 프레임 12비트 데이터 기준 초당 최대 5장이 저장할 수 있고, 2x2 픽셀 비닝(pixel binning)인 경우 40장 내외의 분광영상이 저장 가능하다.

라즈베리 파이 HQ 카메라는 라이브러리가 공개되어 있고 커맨드 수준의 제어 실행파일도 공개되어 있다. 하지만 학생들은 하드웨어 제어를 처음 접하기 때문에 강사는 천문영상 표준 파일인 fits 형식으로 헤더와 데이터를 저장하는 클래스를 만들어 학생들에게 배포했다. 드리프트 스캐닝은 데이터를 raw 형식으로 저장되 강사는 데이터의 헤더를 저장하는 fits 파일과 raw 파일을 읽을 수 있는 코드를 제작해 학생들에게 제공했다.

### 3. 교육 결과

학생들은 자신들이 원하는 연구주제를 선정하여 개발과 관측을 진행하게 되는데 예산과 한 학기 수업 기간 등을 고려하여 연구주제를 제시하도록 하였다. 학생들에게는 4시간의 분광기 및 카메라에 대한 광학 이론 교육, 4시간의 시스템 엔지니어링, 프로젝트 관리에 대한 교육, 2시간 가량의 자료처리 교육을 하였으며 이후 필요에 따라 기타 교육을 수행하였고 조별 면담, 메일을 통해 좀 더 적극적인 개별 교육을 수행하였다(Table 2).

#### 3.1 과학 목표 및 과학 요구사항

수업의 수강인원은 24명이었으며, 다섯 개의 조로 편성하여 진행하였다. 각 조는 4주차까지 조별로 연구주제를 구상하여 강사와의 면담을 통해 주제를 최종 선정하였다. 각 조는 학생

**Table 2.** Timetable of the 14-week education program.

Week	Lectures	Team activities
1st	System engineering Project management	
2nd	Optical design Mechanical design	Team building
3rd	Team building Science objectives / discussion	
4th		
5th		Private team discussion with lecturer
6th	Preliminary design review (PDR)	
7th		PDR AI report Decision on optical parts
8th		Private team discussion with lecturer
9th	Critical design review	
10th		CDR AI report 3D printing, assembly, alignment
11th	Observation readiness review	
12th		Observation
13th		
14th	Final presentation	
15th		

AI, action item; CDR, critical design review.

한 명씩 프로젝트 매니저(PM)의 역할을 수행하도록 하였다. 이러한 과정을 통해 다섯 개의 조가 제시한 연구 주제는 Table 3과 같다.

연구주제 선정 과정을 통해 강사는 학생들에게 '어떻게 연구주제를 선정하는가?'를 교육하였다. 과학임무에 적합한 기기 개발을 위해 제시되는 과학적 목표는 '왜 이 연구를 수행해야 하는가?'에 대해 학생들에게 비판적으로 끊임없이 질문을 던지게 하며 '알려진 사실'에 대한 관측이

**Table 3.** Science objectives of five teams

조	연구주제
wishflAre	태양의 H- $\alpha$ , H- $\beta$ 영상에서 보이는 채층 구조물의 차이 분석
Kodal	달의 Reiner Gamma 지역의 1 $\mu$ m 흡수선 구조의 특성 분석
JSA514	목성의 대적반이 있을 때와 없을 때의 메탄선 차이
Dizle	목성의 영상분광 관측을 통한 분광특성 이해
Cluster	M45 산개성단의 분광을 통한 구성 별 분류



아닌 '새로운 사실의 탐구를 위한 관측'이 될 수 있도록 학생들을 지도하였다. 이 과정에서 학생들은 다양한 참고문헌을 찾아가며 연구주제를 선정한다. 예를 들면 wishflAre 조는 태양의 H- $\alpha$  선 전면 관측은 많이 수행되어 왔으나 H- $\beta$  선은 거의 관측된 바가 없는데 학생들은 H- $\alpha$  과 H- $\beta$  의 관측을 통해 관측 파장에 따른 태양의 홍염이나 필리그리 같은 구조물 차이를 분석하는 연구를 수행하고자 한다. 또한 Kodai 조는 달의 자기이상 지역의 분광특성을 조사하고자 하는데 지상에서의 영상분광 연구는 이전에 수행된 적이 없어 레이저 감마(reiner gamma, RG) 지역의 1  $\mu\text{m}$  흡수선 관측을 통해 그 특징을 확인해 보고자 한다.

### 3.2 시스템 설계 및 사전 설계 리뷰(System Design and Preliminary Design Review, PDR)

실제 기기개발 프로젝트에서 과학적 목표와 시스템 요구사항은 시스템 요구사항 리뷰(system requirement review, SRR)를 통하여 검증되는데 우리는 시간상 사전 설계 리뷰(preliminary design review, PDR)을 통해 함께 검증하였다. SRR/PDR 검토자는 실제 연구현장에서 일하고 있는 박사급 연구자들을 섭외하여 과학적 목표에 대한 검증을 실시하였다. 리뷰의 과정은 실제 연구현장에서 수행하는 PDR과 동일한 형식을 취했으며 실행항목(action item, AI)을 발굴하여 학생들 스스로 대응까지 하게 함으로써 학생들이 연구현장의 검증 과정을 경험할 수 있도록 했다.

과학적 요구사항과 시스템 요구사항으로부터 분광기 각 파트의 사양과 규격을 결정하기 위해서는 연구목적에 맞게 망원경, 분광기의 광학 설계 파라미터를 계산하고, 이를 각종 설계 소프트웨어를 적용한 설계 결과를 반영하여야 한다. 학생들은 광학 기초이론 교육 후에 망원경에 입사하는 관측대상의 광량 계산, 관측 영역(field of view), 분광성능(resolving power), 센서에 맺히는 분광범위(spectral range)를 계산한 후 연구 목표 달성에 적합한 결과인지를 확인한 후에 최종적으로 광학 부품 선정을 하게 된다. 이 모든 과정은 문서로 작성한 후 과학 임무 달성을 위한 요구사항을 PDR에 제시하여 검증을 받는다.

분광기의 광학 설계 및 기계부 설계는 설계전용 소프트웨어(Zemax, Inventor, Cartia 등)를 활용하도록 안내하였다. 설계 소프트웨어에 관한 직접 교육은 한 학기라는 시간 제약으로 실시하지 않고 관련 도서와 온라인 교육을 안내하여 습득하도록 하였다. 광학 디자인은 렌즈의 초점거리, 회절격자 그루브 수, 코팅 등을 변경할 수 있는 여지를 두어 학생들이 본인의 연구 주제에 맞게 변경이 가능하도록 지도하였다. 기계부 설계는 3D 프린팅 특성상 수축과 팽창이 크기 때문에 500  $\mu\text{m}$  공차를 고려하도록 사전에 공지하였으며 학생들은 여러 번의 시행착오를 거쳐 경험적으로 맞추었다.

분광기 제작에서 슬릿은 가장 섬세한 광학 부품이며 최종 성능에 가장 큰 영향을 미친다. 실제 천문관측에서 사용하는 슬릿은 매우 고가이며 섬세한 조성과 조립이 요구되므로 학부생 실습용으로는 적합하지 않다. 본 수업에서는 학생들이 평면경에 얇은 칼날을 이용하여 슬릿을 제작하도록 하였다. 슬릿의 폭은 현실적으로 수  $\mu\text{m}$  수준으로는 제작할 수 없지만 학생들이 수작업으로 여러 차례 제작한 바로는 50  $\mu\text{m}$  이하로 제작이 가능하였다.

최종적으로 결정된 과학임무 요구사항에 따라 학생들은 레벨에 따른 시스템 요구사항, 업무 분업 구조(work breakdown structure, WBS), 위험요소 관리계획(risk management plan), 일정 및 업무분담 체계(role and responsibility, R&R)를 정리한다. Fig. 2는 wishflAre 조가 제시한 PDR 과정에서의 WBS다. 학생들은 이와 같은 문서 관리를 통해 협업 업무를 구체화하고 체계적인 기기개발을 훈련할 수 있다.

PDR 회의는 시스템 레벨의 광학/광기계/기계부 설계 및 조립과 시험 수행 경험을 갖고 있는 세 명의 연구자를 심사자로 포함하여 평가보다는 현장에서 발생할 수 있는 작업 자문의 역할을 수행하도록 하였다. 이를 통해 학생들은 스크류 체결 방법, 본딩 방법, 렌즈 고정, 초점 조절 방법 등 현장 경험 노하우를 PDR 회의를 통해 획득할 수 있었다.

PDR 회의에서 중요했던 요소 중 하나는 R & R이다. 실제 현장의 연구개발 사업일수록 다양한 전공의 연구자들이 협업이 무엇보다 중요하다. 학생들의 연구개발 협업 체계를 위해 1개조에 4-5명의 학생이 프로젝트 관리자(PM), 광학, 기계부, 소프트웨어, 관측 등의 업무 분배와 각각의 역할을 조별 회의를 통해 스스로 결정하도록 하였다.

강사는 체계적 프로젝트 진행을 위해 PDR 이후 각 조별로 1주일에 1회 작업일지(연구노트)를 작성하여 제출하도록 하였다. 또한 개발 과정에서 문제점을 발견하고 해결하는 과정에서 얻게 되는 교훈 보고서(lesson learned report)를 제출하도록 하였다. 이는 연구 현장에서 작성하고 있는 연구노트 작성 훈련에 목적이 있다.

### 3.3 상세 설계 리뷰(Critical Design Review, CDR) 및 제작

실제 관측장비 제작과정에서는 PDR 이후 엔지니어링 모델, 인증 모델을 개발하여 시스템 설계를 더 공고히 하는 과정을 갖는다. 학생들은 사전설계의 액션아이템(AI)을 반영하여 설계를 수정하고 3D프린팅을 해 가며 기계부 디자인을 개선하는 작업을 진행했다.

학생들은 수정한 설계도면을 바탕으로 상세 설계 리뷰(CDR) 회의를 진행하였다. CDR 회의

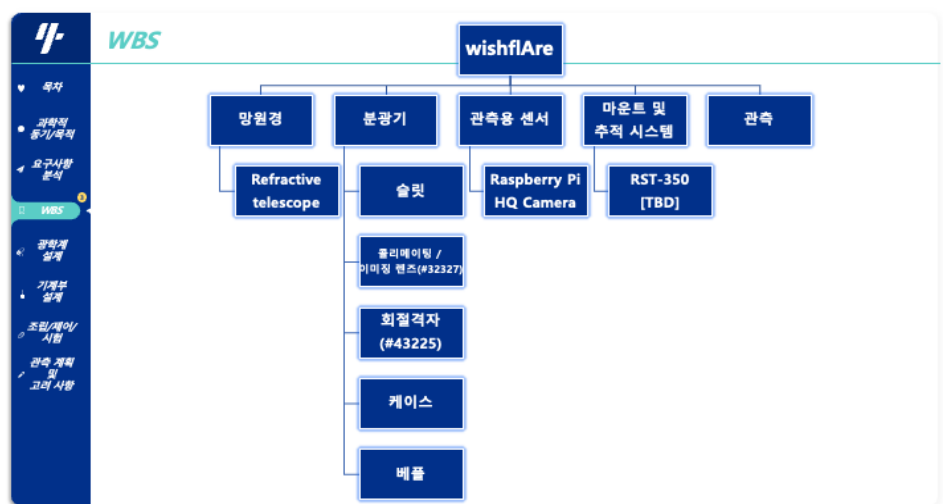


Fig. 2. Work break down (WBS) tree of the team wishflAre suggested in the preliminary design review (PDR). HQ, high quality; TBD, To be determined.

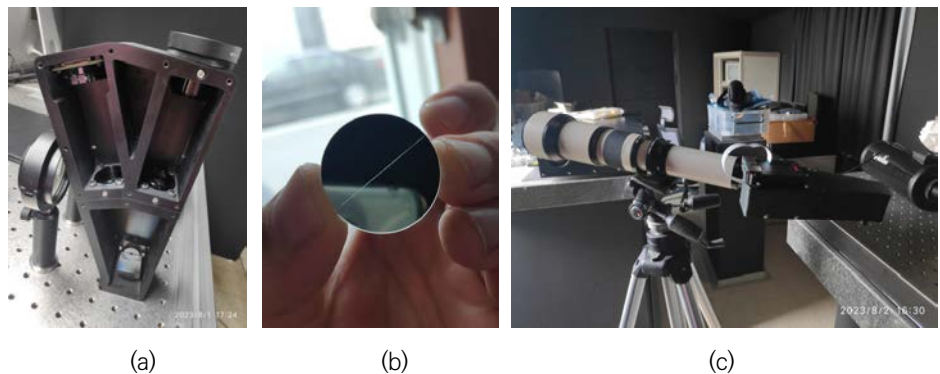
에서는 이미 기기 제작에 대한 방향성이 결정되었기 때문에 연구 주제 및 관측 설계의 전문가가 심사자로 참여하였다. 또한 다섯 개의 조 중 세 개의 조가 드리프트 스캐닝을 이용한 영상 분광 관측 주제를 갖고 있으므로 영상 분광 자료 처리 경험을 가지고 있는 연구자들을 심사자로 구성하였다. 심사자들은 학생들의 연구주제 적정성과 방향성을 평가하였으며 실제 관측 가능성과 관측 방법, 데이터 분석 방법 등에 대해 자문하였다. 기존의 기기제작뿐 아니라 데이터 전처리와 분석, 연구목표를 달성하기 위한 방법에 대한 노하우를 전달하였다.

CDR 회의에서 학생들에게 추가적으로 요구했던 사항은 상세 광학부 설계, 상세 기계부 설계뿐만 아니라 조립 및 정렬 계획, 데이터 전처리 계획, 그리고 관측 계획이다. 조립 및 정렬 계획은 기기에 대한 광학적 이해와 기계부에 대한 이해를 바탕으로 해야 하기 때문에, CDR 단계에서 가능하며 설계 시 조립 및 정렬을 염두하고 진행하여야 한다. 데이터 전처리 계획은 일정상 동시작업(concurrent process)을 유도하기 위해 학생들에게 제시하였다. 소프트웨어 및 데이터 전처리를 담당하는 학생은 광학/기계 설계 및 제작과 별개로 라즈베리 파이를 이용해 작업을 진행하였다.

달과 목성 같은 야간 관측 대상의 경우, 관측 가능 시간대의 제약이 있기 때문에 학생들의 학기말 일정을 고려하여 구체적인 일정별 관측 계획, 관측 필요 장비 리스트 등을 선제적으로 준비하였다.

학생들은 CDR 이후 AI를 반영한 후 제작에 들어가게 된다. Fig. 3은 학생들이 제작한 분광기의 예시를 보여주고 있다. 학생들은 CDR에서 준비한 조립 및 정렬방법을 염두하고 조립을 진행하며 소프트웨어를 담당하는 학생이 라즈베리 파이 카메라를 구동하며 정렬을 수행하였다.

강사가 샘플로 제시한 분광기의 기계부 디자인은 3D프린팅에 적당한 구조를 갖고 있으며 정렬 등을 고려하였으나 정렬 편의성은 고려하지 않은 수준의 디자인이었다. 학생들은 PDR 이후부터 다양한 아이디어를 제시하여 샘플 기계부 디자인에서는 반영이 안된 초점조정이 가능한 시스템을 만들거나 회절격자의 고정위치를 변경하는 등 관측 편의성과 조립성을 높이기 위해 기계부 디자인 개선을 위한 재설계를 실시하였다. 학생들이 적극적으로 찾아낸 이러한 재설계의 필요성은 설계도면만을 검토하면서 수정해 나가는 것이 아닌 반복적으로 3D 프린트를 출력하면서 제작해보는 과정을 통해 실험실에서 경험적으로 이루어졌다.



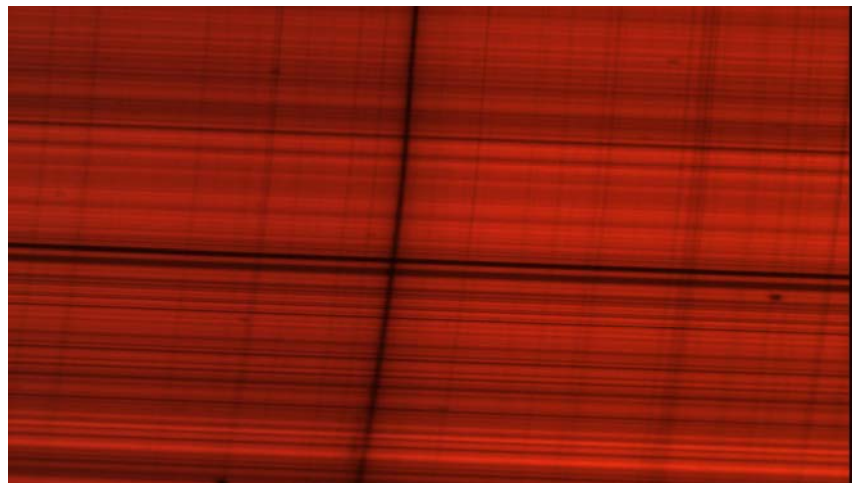
**Fig. 3.** Internal structure of the spectrograph (a), handmade slit (b) and the spectrograph installed at the backside of the telescope (c).

### 3.4 관측 준비 회의(Observation Readiness Review)

일반적 우주사업의 운영준비회의(operational readiness review)나 발사준비회의(flight readiness review)를 수행하지만 본 과제의 목적인 소형 망원경을 위한 관측준비회의(observation readiness review, ORR)을 준비하였다. ORR은 외부 심사자 없이 강사와 학생들이 내부회의를 통한 피드백으로 준비 상황을 점검하였다. 학생들은 데이터의 평탄화, 압전류 처리, 데이터 전처리, 영상분광 자료 처리 방법을 포함하여 발표를 준비하였다. 발표자료에는 수업 초기에 교육했던 각 광학계별 투과율 및 양자효율을 고려한 광량계산 및 노출시간 계산 결과를 반영하여 관측 계획을 좀 더 세심하게 세우도록 하였다. 학생들은 ORR전 시험 관측을 통해 알게 된 노출시간의 오차를 반영하여 실제 광학성과 이론적 계산값의 차이를 보정한 값을 제시하였다. 또한, 학생들은 CDR에서 논의된 관측 필요 장비 리스트와 위험관리요소, 날씨까지 고려한 관측 일정 및 데이터 분석 일정을 구체적으로 제시하였다.

### 3.5 관측 및 데이터 처리

ORR을 마친 학생들은 본격적으로 관측을 수행한다. 태양이나 달의 경우 관측대상의 각 직경이 크고 태양 및 달의 전면과 배경 밝하늘 사이의 선명한 경계를 슬릿을 통해 확인이 가능하므로 망원경의 영상초점을 맞추는 것이 어렵지 않았다. 하지만 목성, 토성과 같은 점 광원은 슬릿조(slitjaw: 슬릿에 맺히는 관측대상의 위치를 확인할 수 있는 추가장비)나 컨텍스트 영상(context imager: 슬릿 앞에서 빔스플리터로 일부 광량을 따로 이미징하여 슬릿에 맺히는 관측대상의 위치를 확인할 수 있는 추가장비)이 없는 관측 시스템에서 슬릿에 관측 대상을 위치시키는 것은 매우 어렵기 때문에 옆면에서 슬릿에 맺힌 상을 확인할 수 있는 특수 배플을 제작해 활용하였다. 다수의 학생이 관측경험이 없고 망원경의 초점면에 대한 이해도가 부족했기 때문에 야간 현장에서 각 조마다 교육과 관측을 병행하여 진행했다(Fig. 4).



**Fig. 4.** Solar spectrum of the spectrograph. x-direction of the image is the direction of wavelength and y-direction is the that of slit. H alpha line is shown at the middle of the image as a vertical dark absorption. dark lines perpendicular to the spectrum represents the slit pattern, which is caused by imperfection of the slit.

플레이아데스 성단 및 성운을 목표로 했던 조의 경우, 실제 관측 대상이 슬릿으로는 보이지 않았고 마운트를 이용해 드리프트 스캐닝을 하더라도 별이 슬릿으로 입사하는 시간이 수 초 밖에 되지 않아 관측 결과를 얻을 수 없었다. 게다가 대상이 보이지 않았기 때문에 달을 맞추어 초점을 조정하면 망원경을 틀어 플레이아데스를 찍었기 때문에 관측에 어려움이 많았다.

보름달의 경우 달 전면의 스캔 시간은 약 2분 남짓이다. 목표는 40"의 각크기를 고려했을 때 약 2.7초면 목성 전체가 슬릿면을 통과한다. 한 슬릿 포지션 당 1초 노출을 줄 경우 달은 슬릿에 수직인 방향으로 120 프레임, 목성은 3 프레임을 촬영 가능하다. 우리는 좀 더 느린 스캔을 위해서 마운트의 느린 추적모드에 두고 드리프트 스캔 방식을 적용하였다. 예를 들어 0.25배의 속도로 대상을 추적할 때 달의 경우 약 480 프레임, 목성의 경우 약 10 프레임 정도의 해상도로 전면 스캔영상을 획득할 수 있었다.

모든 데이터처리는 파이썬 기반으로 하였으며 강사는 학생들에게 라즈베리 파이에서 12비트의 바이너리 raw 파일을 조합하여 3D 데이터 구조로 변환해주는 클래스를 만들어 제공했다.

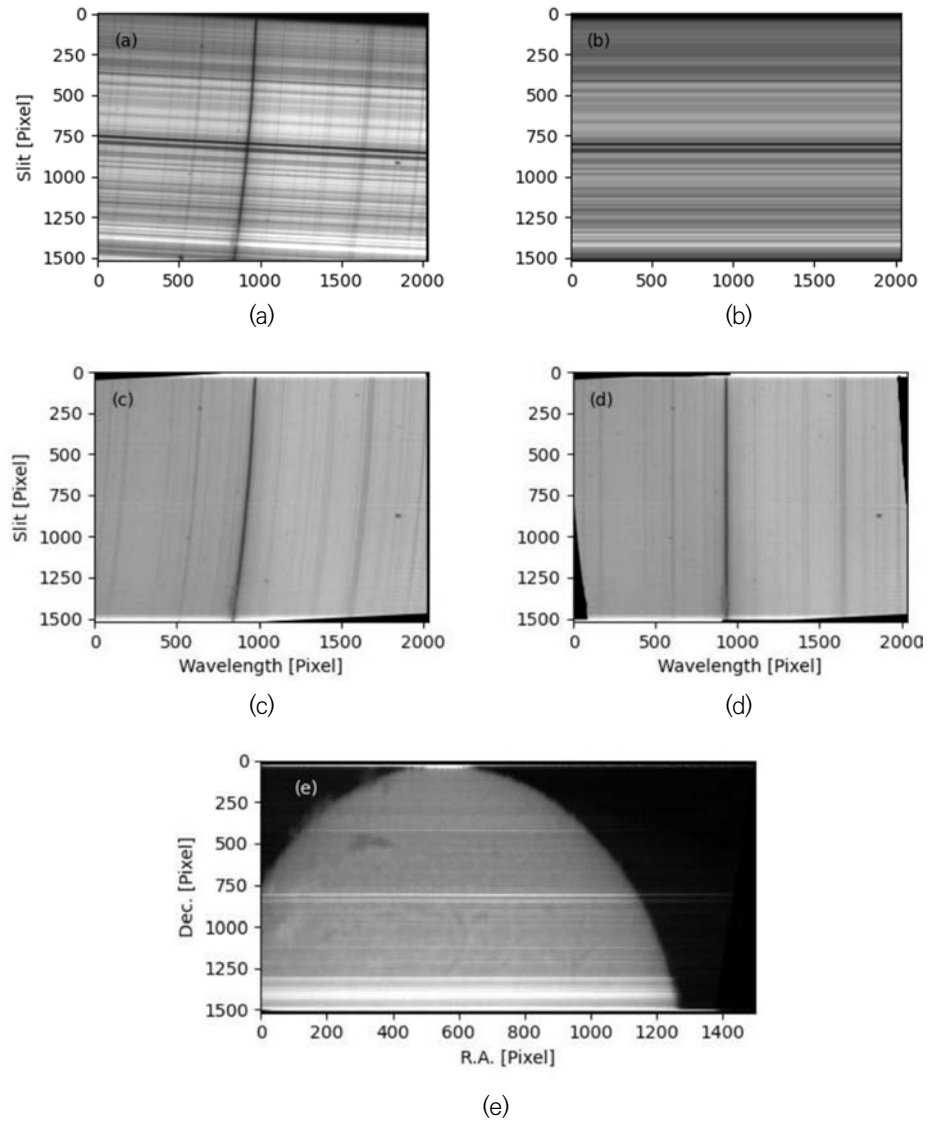
Fig. 5는 태양이나 달과 같은 면광원(extended source) 데이터의 개략적인 데이터 처리 과정을 보여준다. 관측된 데이터는 바다 고르기(flat fielding), 암전류 보정(dark current), 슬릿 패턴 제거, 스캔방향 - 슬릿 방향 픽셀비율 보정이 필요하다. 암전류는 우리가 관측하는 비교적 짧은 노출시간에서 HQ 카메라의 CMOS 센서의 경우, 0에 가까워서 무시하였다. 바다 고르기는 시야가 넓은 망원경과 분광기의 플랫폼을 찍는 것은 거의 불가능하므로 태양의 경우 넓은 면적의 평균스펙트럼을 제거함으로써 일부 제거할 수 있었다. 하지만 달의 경우 달표면 모든 지점의 스펙트럼의 평균 밝기가 일정치 않아 제거가 어려웠으며 목성의 경우 일부 픽셀에만 빛이 입사되어 패턴을 제거가 불가능했다.

망원경의 회절격자가 슬릿 면이나 센서와 정확히 정렬되어 있지 않으면 Fig. 5(a)와 같이 분광방향이 센서의 수평축과 기울어져 기록된다. 이러한 기울기는 슬릿 패턴을 수평으로 맞추어 줌으로써 제거할 수 있다. 슬릿 패턴은 직접 제작한 슬릿의 한계로 일반 상용 분광기와 비교해 매우 강한 패턴이 남아 있다. Fig. 5(b)는 영상의 x축 방향으로의 평균값을 이용해 만든 슬릿 패턴이다. 이를 원 영상에서 나누어주면 (c)와 같이 각 슬릿 위치마다의 광량차를 제거해줄 수 있다. Fig. 5의 경우, 슬릿 패턴이 거의 완벽하게 제거되었으나 영상면의 상면만곡(curvature aberration)이나 왜곡(distortion aberration)때문에 일부 패턴이 남기도 한다. 슬릿 패턴을 제거하고 나면 Fig. 5(c)와 같이 세로방향 분광선이 또렷하게 보인다. 슬릿과 CMOS 센서가 완벽하게 정렬되어 있지 않는 데다 수차로 인해 사선이나 곡선으로 배치되어 있는데, 이를 적절한 다차함수로 피팅 후 수직으로 정렬하면 (d)와 같은 최종의 스펙트럼을 얻을 수 있다. 드리프트 스캐닝을 통해 얻은 모든 영상을 동일한 방식으로 수정 후 특정 파장에서 잘라 재조합하면 (e)와 같은 특정파장에서의 영상을 만들 수 있다.

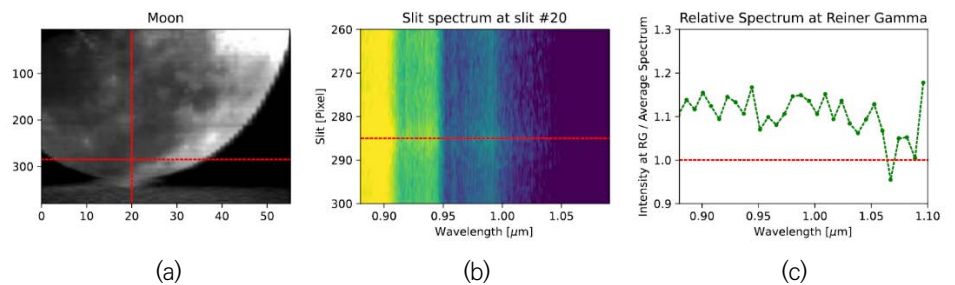
Fig. 6은 학생들이 수업 중 얻은 다양한 관측 결과를 보여준다. 태양, 달, 목성을 타겟으로 한 팀들은 관측을 성공적으로 수행하였고 성공 판정 기준(success criteria)로 제시하였던 목표를 달성할 수 있었다.

### 3.6 최종 발표

학생들은 학기의 마무리를 관측 보고회 발표와 패널평가로 마무리 하였다. 최종 발표는 본인의 기기 개발 및 관측 결과를 발표함으로써 학생들에게 성취감을 주기 위해 기획되었다.



**Fig. 5.** Examples of data processing: (a) observed slit spectrum, (b) slit pattern extracted from the original image, (c) after subtraction of the slit pattern, (d) after correction of the bending of the spectrum, and (e) Half Sun at the center of the H $\alpha$  line reconstructed from the drift-scanned imaging-spectral data.



**Fig. 6.** Observational Results: (a–c) Moon, (d–f) Jupiter, and (g–i) Sun.



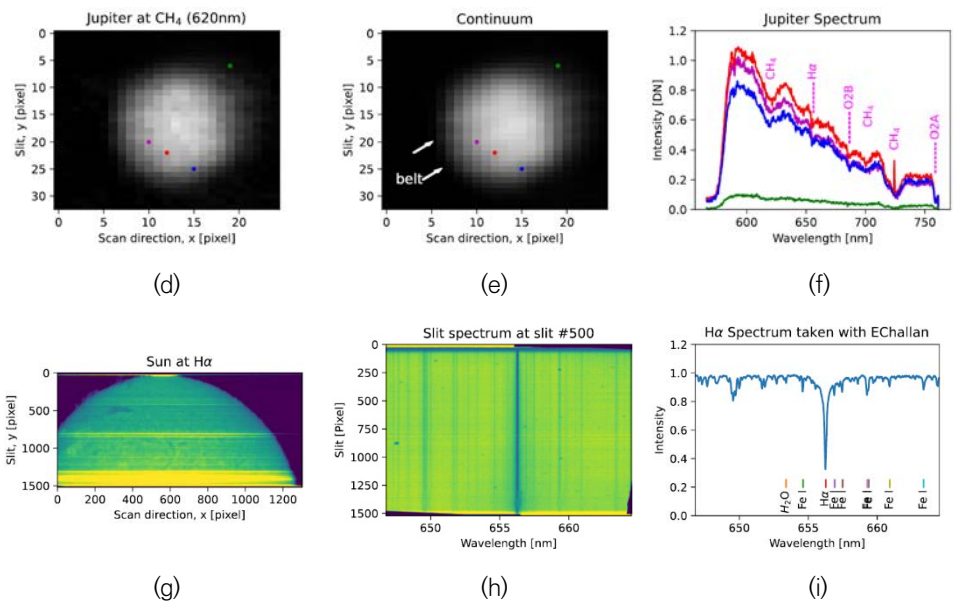


Fig. 6. (Continued)

과학적 목적과 시스템 엔지니어링에 대한 전반적인 내용, 개발 과정과 결과를 상세히 정리하여 20분 발표 평가를 하였으며 이전의 리뷰와 마찬가지로 여러 명의 리뷰패널에게 코멘트를 받았고, 정량화된 평가 점수를 받도록 기획하였다.

학기 시작 전 전체 프로그램 계획으로는 최종 보고서까지 완성하고자 하였으나 한 학기만으로 소화하기 힘든 여건 상 생략하였다.

Table 4에 지금까지 제시된 각 리뷰단계별로 학생들에게 요구했던 문서화 목록이다. PDR에서 생성한 문서 목록은 CDR과 ORR에서 구체화 되고 수정되어 최종 발표에서 완성본을 만들었다.

Table 4. Document list requested in each milestone

Milestone	Document list
Preliminary design review	Scientific objective
	Science requirement / system requirement
	Schedule
	Role and responsibilities
	Work break down
Critical design review	Risk management plan
	Optical design
	Mechanical design
	Assembly plan, alignment plan, test plan
	Observation plan
	Answers on the PDR action item
	Part list for observation

Table 4. (Continued)

Milestone	Document list
Observation readiness review	(Detailed) Part list for observation
	(Detailed) Observation plan
	Data processing plan
	Answers on the CDR action item
Final presentation	Science result

PDR, preliminary design review; CDR, critical design review.

#### 4. 결론 및 발전 방향

천문학은 이학계열 대학생들에게 매우 매력적인 주제로 많은 학생들이 천문학 기기에 대한 뉴스를 접하고 천문학 기기를 개발하는 비전을 가지고 학문을 시작한다. 고전적인 천문학 커리큘럼에서는 수학과 물리 외 공학적인 요소들에 대한 교육을 받지 못한 채로 대학원 과정 및 박사후 연구원 과정에서 개발 현장에 진입한다. 우리가 진행한 “창의 천문기기 개발 및 관측” 수업은 이에 학생들에게 현장에서의 현실적인 기기개발의 전 과정을 실습하게 함으로써 관측기기의 설계 및 제작에 대한 기본 감각을 키우는데 목적이 있다.

이 수업은 공과대학에서 제공하는 시스템엔지니어링 및 프로젝트 관리 교육과 비교해 천문 관측기기라는 선택적 개발요소가 있기 때문에 공과대학의 수업에서 필요한 공학의 개념뿐 아니라 연구주제를 제시하기 위한 천문학에 대한 전반적 지식, 광학설계를 위한 광학 지식이 추가적으로 필요하다. 이러한 다양하고 복합적인 학문 요소를 활용해야 하는 수업 특성 상 고학년 중심의 전공 수업 형식, 혹은 대학원 과정의 수업으로 제공되어야 할 것으로 생각된다.

교과목 내용은 5주간의 시스템 엔지니어링, 광학, 기계 등 기본설계에 대한 교육을 진행하고, 3주간의 상세설계, 4주간의 제작 및 관측실습 과정이 주어진다. 1주일에 1회 3시간 강의를 진행하였으나 5주간의 초기 교육이 끝난 후에는 정규 수업이 아닌 조별 면담을 통해서 강의를 진행했다. 모든 과정은 천문관측기기 개발 과정에서 진행되는 마일스톤을 고려하여 진행했다.

강의 특성상 설계도구에 대한 교육은 진행할 시간이 부족하다. 옵틱스튜디오(optic studio)를 이용한 광학 설계, 인벤터(inventor), 카티아(cartia) 등을 이용한 기계부 설계, 라즈베리파이 카메라 등의 제어, 파이썬을 이용한 데이터 처리는 학생들에게 정규 교육으로 제공되지 않았으며, MOOC와 같은 오픈강의를 소개한 후 능동적으로 교육받도록 하였으며 많은 경우 강사와의 면담 및 메일을 통한 상담으로 해결하였다.

이 논문에서 소개한 수업은 분광기를 만드는 것을 목표로, 지금까지는 많이 시도되지 않은 드리프트 스캔이라는 방식을 통해 영상 분광 자료를 획득하여 연구까지 진행하였다. 드리프트 스캔 방법은 아직 실제 연구를 위한 관측에 활발하게 사용되지 않으나 정밀한 마운트 제어가 가능해지고 고속촬영이 가능한 CMOS 센서를 연구에 활용하기 시작하면서 앞으로 밝은 천체에 대해 다양하게 활용될 것으로 기대된다.

수업 진행 과정에서 미흡했던 점과 개선점을 다음과 같이 제시한다.



1. 관측 및 제작에 과중한 학생 및 강사의 업무

- a. 강의의 전 과정은 조교 없이 학생 및 강사 한사람에게 집중되어 진행되었다. 한 학기 안에 끝내야 하는 일정 상 학생들은 타 과목에 지장을 받을만큼 시간적인 어려움이 있었다. 강사 또한 조교가 없는 수업 구조 상 야간관측이나 야간 기기 제작을 직접 도와야 하는 상황을 마주할 수밖에 없었다.
- b. 학생들은 과중한 프로젝트 스케줄 상 학생들은 과중한 프로젝트 일정상 작업일지와 연계된 교훈 보고서 등을 제대로 남기지 못했다.
- c. 절대적으로 제작에 필요한 시간이 부족하기 때문에 두 학기 커리큘럼을 구성하거나 방학 연계 수업으로 진행하여 이러한 부담을 줄일 수 있을 것이다.

2. 효율적인 프로젝트 매니지먼트로 인한 학생 교육의 파편화

- a. 수업 중 각 조마다 PM을 배치하고 조원들이 업무를 배분하여 진행하게 되는데 광학 설계, 기계설계와 같은 부분은 일부학생만이 이해하고 일을 진행해 나가는 경우가 발생했다. 일부 학생의 경우 분광기의 원리를 이해하지 못한 상태로 수업을 마치기도 하였다. 이러한 문제를 해결하고자 초기 분광기 파라미터 산출을 개인별로 하도록 지도하였으나 매우 촉박한 일정 상 학생들에게 충분한 이해 없이 진행할 수밖에 없었다.
- b. 마찬가지로 시수를 늘리고 과제 등을 통해 교육을 좀 더 진행한다면 나아질 수 있을 것이다.

3. 비용적인 요소

- a. 광학부품, 기계부품, 라즈베리 파이와 카메라, 3D 프린터용 레진 등 많은 재료가 필요하며 많은 비용이 소요된다. 이러한 수업을 학과 내에서 진행하는 것은 비용상 어려울 수 있을 것이다. 이러한 프로그램은 현장에서의 실제적 접근이 중요하므로 시설과 예산에서 지원이 가능한 천문연과 같은 기관이 주기적으로 진행할 수 있다.
- b. 비용을 최소화하기 위해 슬릿을 학생들이 직접 유리에 칼집을 내어 제작하도록 했다. 하지만 슬릿의 폭이 일정치 않아 연구 주제에 따라서 어려움이 있었다. 더 나은 관측결과를 위해서는 슬릿을 구매해 사용하거나 레이저 각인 등으로 유리면에 슬릿을 정밀하게 제작하는 편이 나올 것이다.

4. 안전요소

- a. 드릴, 톱질, 레진 등을 사용하는 프로젝트 상 학생들이 다양한 위험에 노출될 수 밖에 없다. 이번 수업은 그러한 부분에 대해서 간과하여 진행하였으나, 이에 대한 구체적인 해결책을 찾아 개선해야할 것이다.

이번 수업에서 진행한 분광기의 제작은 광학과 기계부에 대한 이해가 있어야 하고, 데이터 처리과정도 복잡한 면이 있다. 이보다 좀 더 손쉬운 관측 및 개발 주제로 아래 몇 가지 주제를 제시한다. 각 프로그램 별로 필요로 하는 기술요소가 다르며 그에 따른 교육 내용이 달라질 수 있다.

### 1. 포토다이오드 및 아두이노를 이용한 낮시상 측정장비 제작

- a. 태양빛이 지표면까지 닿기까지 두꺼운 지구대기를 통과하며 굴절 및 산란에 의해서 진동하게 되는데 가시광 영역에서의 그 양은 태양광량의 약  $1e-7$  정도이다. 이러한 진동은 포토다이오드를 이용해서 기록한 후 증폭 및 미분회로를 구성하여 추출해낼 수 있고 이를 시상값으로 변환할 수 있다. 학생들은 이 교과과정을 통해서 전자회로에 대한 이해를 할 수 있고 인공위성의 검출기의 원리를 이해할 수 있다.

### 2. 500 mm 카메라 렌즈와 HQ 카메라를 이용한 낮시상 측정장비

- a. 태양은 지구에서 보기에 완전한 구체로 그 경계면은 또렷한 원형이다. 이를 소형 망원경을 이용해서 밀리초 단위의 노출로 사진을 찍으면 대기 버블의 굴절효과에 의해 태양의 각 지점마다 원반으로부터 벗어난 형태를 보여준다. 태양 원반의 모든 방향으로 원형으로부터 벗어난 정도를 통계적으로 분석하면 낮 시상 정보를 획득할 수 있다. 카메라라는 이 논문에서 소개된 것과 같은 라즈베리 파이 카메라를 이용할 수 있으며, 카메라 렌즈를 이용하면 비용을 줄일 수 있다. 이 과정을 통하여 학생들은 라즈베리 파이 구동, 고속 촬영, 데이터 분석을 실습할 수 있다.

### 3. 4개의 포토다이오드와 아두이노를 이용한 태양센서 제작

- a. 인공위성에 사용하는 저해상도 태양센서는 포토다이오드를 이용해서 제작한다. 네 개의 포토다이오드를 적절한 각도로 배치한다면 태양의 위치를 추적하는 태양 센서를 제작할 수 있다. 미약한 아날로그 신호를 읽어내기 위해 증폭회로 구성을 해야 하며 네 개의 아날로그 채널을 기록하여 비교함으로써 태양의 궤도를 추적할 수 있을 것이다. 더불어 두개의 모터를 이용해 추적 시스템을 구축한다면 학생들은 시스템 제어에 대해서 이해할 수 있을 것이다.

### 4. 라즈베리 파이 카메라를 이용한 유성 궤도 추적

- a. 마찬가지로 라즈베리 파이 카메라에 전천 렌즈를 장착하면 전천 카메라를 손쉽게 만들 수 있다. 다른 지역에 설치된 전천 카메라를 이용하여 동시에 유성이나 인공위성을 같은 시간에 관측하면 궤적과 궤도를 예측할 수 있다. 이 과정을 통하여 학생들은 궤도역학을 실습해 볼 수 있다.

## 감사의 글

이 성과는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다(NRF-2022M1A3C2078989).

## References

1. Koo IH, Lee MK, Park SH, Systems engineering for system design and fabrication of cubesats, J. Space Technol. Appl. 3, 342-354 (2023). <https://doi.org/10.52912/jsta.2023.3.4.342>
2. NASA, Systems engineering handbook, NASA Langley Research Center Technical Report, NASA SP-2016-6105 (2016).
3. NASA, Space flight program and project management handbook, NASA Office of the Chief Engineer, NASA/SP-2014-3705 (2014).

## Author Information

**양 희 수** hsyang@kasi.re.kr



서울대학교 천문학과에서 2016년 이학박사 학위 취득 후, 2017년부터 한국천문연구원 에서 태양의 소규모 자기재연결 현상과 제트를 연구하고, 국제 우주정거장용 코로나그래프 에서 기계제어전자부, 필터휠어셈블리를 개발하였다. 현재 차세대 태양영상분광망원경

네트워크와 개기일식 관측용 영역적분분광기, 멀티슬릿 분광기 등을 개발하고 있다.

**정 종 균** jkchung@kasi.re.kr



충남대학교 천문우주과학과에서 2005년 이 학박사 학위 취득 후, 2006년부터 한국천문연 구원에서 위성항법시스템 신호의 전리층 시 간지연과 페이딩 현상을 연구하고, 남극내륙 고원 무인우주탐사 플랫폼 모듈을 개발하여 운영 중에 있다. 현재 위성항법시스템 지상시

스템 개발과 우주측지기술을 이용한 기후변화 연구 등을 수행하고 있다.

연구논문

# 한국형 달 고원 모사토(KIGAM-L1) 개발

강태윤<sup>1</sup>, 김어진<sup>2</sup>, 김경자<sup>3†</sup>

<sup>1</sup>충남대학교 우주지질학과

<sup>2</sup>충남대학교 자연과학연구소

<sup>3</sup>한국지질자원연구원

## Development of Korean Lunar Highland Soil Simulant (KIGAM-L1)

Tae-Yun Kang<sup>1</sup>, Eojin Kim<sup>2</sup>, Kyeong Ja Kim<sup>3†</sup>

<sup>1</sup>Department of Astronomy, Space Science and Geology, Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea

<sup>2</sup>Natural Science Research Institute, Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea

<sup>3</sup>Korea Institute of Geoscience and Mineral Resources, Daejeon 34132, Korea



Received: April 14, 2024

Revised: April 30, 2024

Accepted: May 2, 2024

†Corresponding author :

Kyeong Ja Kim

Tel : +82-42-868-3669

E-mail : kjkim@kigam.re.kr

Copyright © 2024 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Tae-Yun Kang

<https://orcid.org/0009-0000-8624-031X>

Eojin Kim

<https://orcid.org/0000-0003-4518-8468>

Kyeong Ja Kim

<https://orcid.org/0000-0001-6220-8411>

### 요약

2022년 8월 발사된 한국형 탐사선(KPLO)이 현재 임무를 성공적으로 수행하고 있으며, 향후 한국의 달 착륙선과 로버 프로그램이 진행될 것으로 기대된다. 달착륙선이 표면에 착륙한 후 임무를 성공적으로 수행하기 위해서는 장착할 장비의 성능을 달과 유사한 실험실 환경에서 점검해야 한다. 이를 위해 달 착륙 지점의 표면을 시뮬레이션하기 위해 미국, 중국 등 여러 나라에서 아폴로 착륙선의 달 토양 샘플과 유사한 달 토양 모사토를 개발하여 사용한다. 국내에서도 여러 달 탐사선 착륙지가 거론되고 있고 달 바다 토양의 특성과 유사한 달 토양 모사토 KOHLS-1(Korea Hanyang Lunar Simulant-1), KAUMLS(Korea Aerospace University Mechanical Lunar Simulants), KLS-1(Korea Lunar Simulant-1)가 개발되었다. 그러나 착륙 장소로 달 고원 지대가 선택될 경우에는 앞의 세 가지 모사토는 유용하지 않다. 본 연구에서는 달 착륙선이 고원 지대에 착륙하는 경우를 대비하여 아폴로 16호 달 토양 샘플의 화학적 조성과 달 토양 샘플 60500-1의 입자 크기 분포를 기준으로 모사하여 달 고지대 토양 모사토 KIGAM-L1을 개발하는 과정을 소개한다.

### Abstract

Korea Pathfinder Lunar Orbiter (KPLO), launched in August 2022, is successfully carrying out its mission. Korea's lunar lander and rover programs are expected to proceed in the future. To successfully carry out the mission after the lunar lander has landed on the surface, the performance of the equipment to be mounted should be checked in a laboratory environment similar to the Moon. Scientists and engineers of several countries, including the United States and China, use lunar soil simulant which is developed to resemble lunar soil for simulating the surface of the lunar landing site. Several lunar probe landing sites are being discussed in Korea, and lunar soil simulants such as Korea Hanyang Lunar Simulant-1 (KOHLS-1), Korea Aerospace University Mechanical Lunar Simulants (KAUMLS), and Korea Lunar Simulant-1 (KLS-1), which are similar to the characteristics of lunar mare soil, have been developed. However, those simulants are not useful if the landing site is chosen as a highland area. In this study, we introduce the process of developing KIGAM-L1, a lunar highland soil simulant similar to the chemical composition of the Apollo 16 lunar soil sample and the particle size distribution of lunar soil sample 60500-1, in case the lunar lander lands at highland area.

**핵심어** : 달 모사토, KIGAM-L1, 달착륙지, 달토양샘플

**Keywords** : lunar soil simulant, KIGAM-L1, lunar landing site, lunar soil sample

## 1. 서론

1969년에 달에 도착한 Apollo 유인 우주선 11호와 12호는 달 표면 탐사와 샘플 채취를 성공적으로 마치고 지구에 귀환하였다. NASA는 확보된 달 토양 시료들의 물리적, 지반 공학적, 그리고 화학적 성질 등을 분석한 결과를 바탕으로 달 모사토 LSS(LSS-1-5)를 개발하여 월면차 바퀴 개발 연구에 사용하였다. 이로 인해서 Apollo 15호, 16호, 그리고 17호 우주인들은 월면차를 운행하며 달 표면 탐사 및 시료 채취 미션을 수행할 수 있었다[1].

Apollo 달 토양 귀환 시료 분석을 통해 달 토양이 지구 토양과 비교하여 생성 원인과 약 40억 년 동안 노출된 환경이 크게 다르다는 점과 물리적, 지반 공학적, 그리고 화학적 성질 등에 차이가 있음이 밝혀졌다. 유인 탐사, 로버 탐사, 그리고 달 기지건설은 모두 달 표면을 덮고 있는 표토층 위에서 이루어지기 때문에 달 토양의 성질을 고려한 현지 탐사에 적합한 장비가 개발되어야 한다. 또한 달 기지건설에 사용될 자재와 달에 인류가 거주하는데 필요한 자원 운송에 막대한 비용이 소요되므로, 달 표토에서 자원을 획득하고 건설자재로 가공할 수 있는 ISRU(in situ resource utilization) 연구도 이루어지고 있다. 하지만 현재 인류가 보유하고 있는 달 토양의 양은 약 350 kg에 불과하여, 달 탐사를 진행 중인 국가들은 달 토양과 유사한 달 모사토를 개발하여 사용하고 있다. 현재까지 달 모사토를 자체 개발한 국가들은 미국, 캐나다, 일본, 중국, 한국 그리고 이탈리아이며 미국 NASA Johnson Space Center에서 개발한 JSC-1A(Johnson Space Center-1A)이 현존하는 달 모사토들 중에서 가장 달 토양과 유사하다고 인정받고 있다[1].

한국은 제1차 우주개발진흥 기본계획(2007)에 따라 우주탐사 프로그램이 시작되었고, 2007 우주개발사업 세부 실천 로드맵을 통해 2017년부터 2020년까지 달 탐사 궤도선 개발, 2021년부터 2025년까지 달 탐사 착륙선과 탐사 로버 개발을 목표로 세웠다. 현재 한국은 2022년 8월 발사된 달 시험용 궤도선(Korea Pathfinder Lunar Orbiter, KPLO)이 달 궤도를 돌며 활발하게 관측을 진행하는 중이고 향후 달 착륙선과 탐사 로버 순으로 달 탐사 프로그램을 이어갈 예정이다. 이에 달 착륙 임무를 대비하기 위해 한양대학교, 한국항공대학교, 한국건설기술연구원에서 현무암을 원료로 사용한 달 모사토 KOHLS-1(Korea Hanyang Lunar Simulant-1), KAUMLS(Korea Aerospace University Mechanical Lunar Simulants), KLS-1(Korea Lunar Simulant-1)을 각각 개발하였고 모두 달의 바다에 있는 토양의 성질을 모사하여 개발하였다[2-4]. 향후 달 고원 지역에 달탐사선이 착륙할 경우를 대비하여 본 연구에서는 하동-산청에서 채취한 회장암과 평택-아산 그리고 뉴멕시코 주에서 채취한 감람석을 원료로 사용하여 아폴로 달 토양 샘플 중 하나인 60500-1의 입도분포와 화학구성(Bulk chemistry)을 기준으로 모사한 달 고원 모사토 KIGAM-L1을 개발하는 과정을 소개한다.

## 2. 달 모사토 개발 현황

달 모사토는 암석, 광물 그리고 합성물질을 원료로 사용하여 달 토양의 물리적, 화학적 성질과 유사하게 개발된 흙이라고 정의된다[5]. 1970년대부터 미국은 Apollo 11, 12호를 통해 확보된 달 표면 샘플 분석 결과를 바탕으로 월면차 개발에 활용하기 위해 캘리포니아에서 채취한 현무암 원료로 LSS(Lunar Soil Simulant)를 개발하였다[1]. 1990년대에 미네소타 대학은 현무암을 원료로 한 MLS-1(Minnesota Lunar Simulant-1)과 일부 원료를 유리로 만들어 섞

은 MLS-1P, 반려암을 원료로 한 MLS-2를 개발하였다[6]. 아리조나 대학은 현무암과 금속 물질을 섞어 ALS(Arizona Lunar Simulant)를 개발하였다[7]. 존슨우주센터에서 개발된 JSC-1은 추가로 2005년에 JSC-1A와 JSC-1 원료 중 미세구조 입자만으로 이루어진 JSC-1Af가 개발되었다[8]. 2008년 Goddard Space Flight Center에서 드릴장비 개발 목적으로 휘록암을 원료로 GSC-1(Goddard Space Flight Center-1)을 개발하였다[9] 2010년에는 나사(NASA)와 미국지질조사국(USGS)이 회장암, 감람암, 노라이트, 티탄철석을 원료로 NU-LHT-1M(NASA USGS Lunar Highlands Type-1M)을 개발하였고 NU-LHT-2M는 극지방 탐사를 고려하여 개발되었다[10]. 같은 시기, 콜로라도 대학은 화강암과 현무암 원료로 CSM-CL(Colorado School of Mines - Colorado Lava)을, 글렌연구소는 모래를 원료로 GRC-1(Glenn Research Center-1)과 GRC-3을 개발하였다. BP-1(Black Point-1)은 아리조나주에서 채취된 흙으로 물리화학적 성분이 달 바다토양과 유사하다[11-13] (Table 1).

**Table 1.** A list of lunar regolith (or soil) simulants

달 모사토	국가	년도	토양 타입
LSS	미국	1970년대	바다
MLS-1/1P	미국	1990년	바다
MLS-2	미국	1992년	고원
ALS	미국	1991년	바다
JSC-1/1A/1Af	미국	1994년	바다
FJS-1/2/3	일본	1998년	바다
CAS-1	중국	2005년	바다
OB-1	캐나다	2005년	고원
GSC-1	미국	2008년	바다
KOHL-1	한국	2009년	바다
NAO-1	중국	2009년	고원
CSM-CL	미국	2010년	바다
NU-LHT-1M/2M	미국	2010년	고원
TJ-1	중국	2010년	바다
BP-1	미국	2010년	바다
GRC-1,3	미국	2010년	-
NAO-2/3	중국	2011년	바다
CUG-1A	중국	2011년	바다
DNA-1/1A	이탈리아	2014년	바다
KAUMLS	한국	2014년	-
TRI-1	인도	2014년	-
KLS-1	한국	2015년	바다

Table 1. Continued

달 모사토	국가	년도	토양 타입
ALRS-1	호주	2015년	바다
QH-E	중국	2015년	바다
CLDS-i	중국	2017년	먼지
BHLD20	중국	2017년	먼지
EAC-1	독일	2017년	바다
NEU-1a/1b	중국	2019년	바다

LSS, Lunar Soil Simulant; MLS-1, Minnesota Lunar Simulant-1; ALS, Arizona Lunar Simulant; JSC-1, Johnson Space Center-1; FJS, Fuji Japanese Simulant; CAS-1, China Academy of Sciences-1; OB-1, Olivine Bytownite-1; GSC-1, Goddard Space Flight Center-1; KOHLS-1, Korea Hanyang Lunar Simulant-1; NAO, National Astronomical Observatories; CSM-CL, Colorado School of Mines - Colorado Lava; NU-LHT-1M, NASA USGS Lunar Highlands Type-1M; TJ-1, Tong Ji-1; BP-1, Black Point-1; GRC-1, Glenn Research Center-1; CUG-1A, China University of Geosciences-1A; DNA-1, De NoArtri-1; KAUMLS, Korea Aerospace University Mechanical Lunar Simulants; TRI, Tiruchirappalli - 1; KLS-1, Korea Lunar Simulant-1; ALRS-1, Australian Lunar Regolith Simulant-1; QH-E; CLDS-i, China Lunar Dust Simulant-i; BHLD20, Beihang Lunar Dust 20; EAC-1, European Astronaut Centre-1; NEU-1a, Northeastern University Lunar Simulant-1a.

중국은 2005년부터 창어(Chang-E) 달탐사 프로그램을 위해 중국과학원(China Academy of Sciences)에서 화산 스킨리아(scoria) 원료로 개발한 CAS-1(China Academy of Sciences-1)를 시작으로[14] 2019년까지 꾸준히 달 모사토를 개발하였다. NAO(National Astronomical Observatories)에서 개발한 NAO-1와 NAO-2, NAO-3[15,16], 통지(Tong Ji) 대학의 TJ-1(Tong Ji-1) [17], 중국지질과학 대학(China University of Geosciences)의 CUG-1A(China University of Geosciences-1A)가 개발되었다[18]. 2017년에는 칭하(Tsinghua) 대학의 QH-E가 개발되었고[19], 중국과학원의 CLDS-i(China Lunar Dust Simulant-i)와 베이항(Beihang) 대학의 BHLD20(Beihang Lunar Dust 20)은 달 먼지 문제 해결을 위해 개발되었다[20,21]. 2019년 개발된 NEU-1a(Northeastern University Lunar Simulant-1a)와 NEU-1b는 신생대 화산지역에서 채취한 현무암, 화산재 그리고 지린성에서 채취한 스킨리아를 원료로 개발되었고 NEU-1b에는 티탄철석이 추가되었다[22].

일본 시미즈(Shimizu)는 1998년 FJS(Fuji Japanese Simulant)를 개발했는데 FJS-1은 후지산에서 채취한 현무암, FJS-2는 현무암과 감람석을 함께 섞어 개발했고, FJS-3은 티탄철석이 추가되었다[23]. 2005년 캐나다 뉴브런스윅(New Brunswick) 대학, EVC(Electric Vehicle Controllers Ltd), NORCAT(Northern Centre for Advanced Technology Inc)가 협력하여 회장암과 감람석 슬래그(slag) 원료로 OB-1(Olivine Bytownite-1)가 개발되었다[24,25]. 2014년에 이탈리아는 화산 물질을 원료로 DNA-1(De NoArtri-1)을 개발하여 3D 프린팅을 활용

한 달 기지 건설 부품 개발 연구에 사용하고 있고[26], 인도 Tiruchirappalli는 TRI-1(Tiruchirappalli - 1)을 개발하였다[27]. 2015년 호주 뉴 사우스 웨일스(New South Wales) 대학은 달 토양에 저장된 태양열에너지 활용 연구를 목적으로 ALRS-1(Australian Lunar Regolith Simulant-1)을 개발하였다[28]. ESA 유럽우주비행사센터(European Astronaut Centre)는 2017년 EAC-1(European Astronaut Centre-1) 달 모사토를 개발하였다[29].

한국은 2009년 한양대학교 환경토목공학과에서 경주와 포항에서 채취한 현무암을 원료로 한국 최초의 달 모사토 KOHLS-1를 개발하였다[2]. 이후 한국항공대학교은 달 착륙선 완충 장비 개발 목적으로 건조한 일반 모래를 원료로 KAUMLS를 개발하였고[30], 한국건설기술원은 철원에서 채취한 현무암을 원료로 KLS-1을 개발하여 진공 챔버 속에 달 표면 모사 환경을 구현하기 위한 연구에 사용하였다[31].

### 3. 연구 방법

#### 3.1 달 고원 모사토 개발 기준

달 모사토 개발에 앞서 달 토양의 여러 성질 중에서 모사할 특성과 수많은 아폴로 달 토양 시료 중에서 기준으로 삼을 시료를 기준으로 개발된다. 본 연구를 통해 개발된 달 고원 모사토 KIGAM-L1은 달 토양의 입도분포 및 화학구성 모사를 목표로 개발되었다. 개발 기준인 결정된 아폴로 달 토양 시료 60500-1의 입도분포와 아폴로 16호 달 토양 시료 평균 화학 구성은 Table 2와 같다.

**Table 2.** Particle size distribution of Apollo 16 sample 60500-1 (a), Average chemical composition of Apollo 16 samples (b) (<https://www.lpi.usra.edu/lunar/samples>)

(a)		(b)	
Sample name : 60500-1		Apollo 16 average	
Sieve size (mm)	잔류율(%)	Oxide	Wt.%
10	0	SiO <sub>2</sub>	45.16
4	3.74	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	27.66
2	3.3	Feo	4.39
1	5.07	CaO	15.63
0.5	7.15	MgO	5.85
0.25	9.33	K <sub>2</sub> O	0.13
0.15	8.44	Na <sub>2</sub> O	0.48
0.09	10.03	TiO <sub>2</sub>	0.48
0.075	3.83	Mno	0.10
0.045	11.72	P <sub>2</sub> O <sub>5</sub>	0.11
0.02	15.43	Igloss	-
0.001	20.96	Total	99.98



### 3.2 채취장소 선정 및 원료 확보

KIGAM-L1 개발에 사용된 회장암의 국내 분포지역 조사에 한국지질자원연구원에서 운영하는 지질정보서비스시스템을 활용하였다(Figs. 1, 2). 또한 문헌조사를 통해 회장암이 채취되었던 지역의 좌표를 이용하여 구글지도에서 해당위치를 파악한다. 하동군과 산청군의 총 5곳 중 풍화 작용으로 원료가 변질되지 않은 산청군 금서면 자혜리(35° 26' 40.5"N 127° 47' 19.2"E)와 산청군 생초면 신연리(35° 29' 5.6"N, 127° 50' 51.3"E)의 회장석을 표면 안쪽에서 채취하였다(Figs. 3, 4). 하동과 산청에 분포하는 회장암에는 티타늄 광체가 배태하고 있어서 [32-38] 채취 과정에서 티탄철석( $\text{FeTiO}_3$ )이 많이 함유된 것으로 보이는 것은 회장암들은 배제하였다. 이는 티탄철석이 많은 회장암의 경우 Apollo16 토양과의 화학성분 구성 차이로 인해

시료명	시료번호	GPS번호	위치좌표(위도, 경도)
		140	35 28 18.40 N, 127 49 59.30 E
ANOR_001	A	141	35 28 20.10 N, 127 49 59.00 E
	B	142	35 28 20.30 N, 127 49 59.20 E
ANOR_002	A	143	35 27 51.10 N, 127 49 45.30 E
	B		
		144	35 27 20.60 N, 127 49 37.20 E
ANOR_003	A	145	35 27 23.00 N, 127 49 39.00 E
ANOR_004	A	146	35 27 13.50 N, 127 47 16.60 E
	B	147	35 27 13.90 N, 127 47 16.90 E
	C	148	35 27 13.00 N, 127 47 16.80 E
	D	149	35 26 44.90 N, 127 47 23.10 E
	E		
	F		
	G	150	35 26 38.80 N, 127 47 13.40 E
	H		
	I		
ANOR_005	A	151	35 25 31.20 N, 127 47 0.40 E
	B		
	C		
	D		
	E		
	F		
	8		
	금운모(전석)		
티탄철석(전석)			
		153	35 11 52.60 N, 127 51 55.10 E
ANOR_006	A	154	35 11 53.10 N, 127 51 56.00 E
	B		
	C		
	D		
	E		
	F		
	G		
	H		
	I		
	J		
	K		
L			
ANOR_007	A	155	35 11 50.60 N, 127 51 56.40 E

Fig. 1. A list of anorthosite samples, coordinates of sample sites (Korea Institute of Geoscience and Mineral Resources).

2013년_Hadong-Sancheong (하동-산청)_Anorthosite													
No.	Sample name	SiO2	Al2O3	Fe2O3	CaO	MgO	K2O	Na2O	TiO2	MnO	P2O5	Igloss	total
1	ANOR_002A	52.30	28.28	1.21	12.32	0.49	0.37	3.70	0.35	0.03	0.02	0.64	99.71
2	ANOR_002B	52.48	28.26	1.09	12.30	0.56	0.38	3.73	0.18	0.02	0.02	0.74	99.76
3	ANOR_003A	52.41	28.63	0.65	12.51	0.28	0.22	3.90	0.12	0.01	0.02	0.83	99.58
4	ANOR_004B-B	52.35	28.60	0.56	12.12	0.21	0.20	4.19	0.13	0.02	0.02	1.32	99.72
5	ANOR_004C-B	52.47	28.51	0.72	12.18	0.26	0.23	4.06	0.16	0.02	0.03	0.93	99.57
6	ANOR_004D-B	52.67	28.20	0.93	12.38	0.33	0.31	3.84	0.14	0.02	0.02	0.85	99.69
7	ANOR_005A	51.93	27.50	1.75	11.66	1.28	0.35	3.66	0.17	0.03	0.02	1.18	99.53
8	ANOR_005D	51.65	25.34	2.92	11.18	3.04	0.43	3.46	0.14	0.05	0.02	1.28	99.51
9	ANOR_005_FeTiO3	52.41	22.35	7.97	9.88	1.34	0.72	2.40	1.67	0.10	0.29	0.40	99.53
10	ANOR_006A	52.05	28.39	1.79	12.30	0.77	0.39	3.65	0.19	0.03	0.03	0.74	100.33
11	ANOR_006B	41.76	6.22	31.70	10.67	4.47	0.15	0.45	3.35	0.40	1.01	0.00	100.18
12	ANOR_006C	39.57	8.86	29.28	9.35	3.09	0.29	0.87	6.92	0.35	1.45	0.00	100.03
13	ANOR_006D	37.93	13.23	22.60	8.55	1.72	0.31	1.51	12.93	0.27	0.19	0.00	99.24
14	ANOR_006H	38.87	11.46	24.74	10.04	2.28	0.30	1.20	8.85	0.27	1.58	0.00	99.59
15	ANOR_006I	51.75	28.72	0.92	12.74	0.52	0.35	3.56	0.13	0.02	0.03	0.94	99.68
16	ANOR_006T	35.57	6.72	32.07	8.22	3.35	0.22	0.41	12.71	0.37	0.40	0.00	100.04
17	ANOR_006K	51.10	29.66	0.58	13.49	0.25	0.53	3.43	0.10	0.01	0.02	0.81	99.98
18	ANOR_006L	40.75	13.11	23.90	8.95	2.30	0.52	0.85	8.97	0.30	0.41	0.00	100.06
19	ANOR_007A	45.81	11.61	25.12	9.92	2.97	0.33	1.25	1.44	0.29	1.33	0.20	100.27

2015년_Hadong-Sancheong (하동-산청)_Anorthosite													
No.	Sample name	SiO2	Al2O3	Fe2O3	CaO	MgO	K2O	Na2O	TiO2	MnO	P2O5	Igloss	total
1	ANOR-002A	52.73	27.71	1.05	12.27	0.49	0.37	3.82	0.35	0.03	0.02	0.67	99.51
2	ANOR-003A	52.96	28.20	0.47	12.45	0.28	0.22	4.04	0.12	0.01	0.02	0.93	99.70
3	ANOR-005A	52.27	27.09	1.59	11.54	1.27	0.35	3.85	0.17	0.03	0.02	1.26	99.44
4	ANOR-005D	52.23	25.14	2.70	11.18	3.08	0.43	3.58	0.14	0.05	0.02	1.21	99.76
5	ANOR-006B	42.48	6.88	30.97	10.58	4.43	0.15	0.61	3.35	0.39	0.98	-0.83	99.99
6	ANOR-006D	38.32	13.37	22.29	8.51	1.71	0.31	1.69	12.70	0.27	0.19	-0.58	98.78
7	ANOR-006J	36.05	7.18	32.12	8.09	3.29	0.22	0.58	12.54	0.36	0.40	-0.88	99.95
8	ANOR-006L	41.11	13.13	23.59	8.94	2.28	0.53	1.00	8.49	0.30	0.40	-0.29	99.48

Fig. 2. X-ray fluorescence (XRF) analysis result of anorthosite by Korea Institute of Geoscience and Mineral Resources (KIGAM) in 2013, 2015.



Fig. 3. Anorthosite in San-cheong gun Gum-Seo myeon Ja-hae ri.



Fig. 4. Anorthosite in San-cheong gun Sang-cho myeon Sin-yeon ri.

달 고원 모사토 개발 원료로 적합하지 않기 때문이다. 확보된 회장암들은 XRF(X-ray fluorescence) 분석을 통해 화학 구성을 파악하여 Apollo 16 달 토양 시료들의 평균 화학 구성과 비교하였다(Tables 3, 4)[39].

대부분의 달 암석 부피는 90% 이상이 감람석( $(\text{Mg, Fe})_2\text{SiO}_4$ ), 휘석( $(\text{Ca, Fe, Mg})_2\text{Si}_2\text{O}_6$ ), 그리고 사장석( $(\text{Ca, Na})(\text{Al, Si})_4\text{O}_8$ )으로 이루어져 있다[40]. Apollo 16 달 토양 시료들과의 화학 구성 차이를 좁히고자 회장암에 거의 존재하지 않는 MgO와 FeO 함량을 높이기 위하여 추가할 감람석과 휘석이 많은 초고철질암(ultra-mafic rocks) 또는 맨틀포획암이 있는 지역을 조사하였다. 문헌조사를 통해 보은군 회남면 조곡리, 백령도, 고성군 간성읍, 홍성군 광천읍, 제주도, 아산시 영인면 신운리, 평택시 현덕면 권관리 등에 해당 암석들이 분포하고 있음을 알 수 있다[41-48]. 이 중 지리적으로 접근이 쉽고 위치파악이 정확한 평택시 현덕면 권관리 ( $36^\circ 55' 23.2''\text{N}$ ,  $126^\circ 55' 35.6''\text{E}$ )와 아산시 영인면 신운리( $36^\circ 52' 25.3''\text{N}$ ,  $126^\circ 56' 41.9''\text{E}$ )에서 맨틀포획암을 채취하여 감람석을 얻기 위해 광물 분리 작업을 진행하였다(Figs. 5, 6). 맨틀포획암을 망치로 쪼갠 후 파쇄 장비(Jaw Crusher)에 넣으면 현무암 조각들과 함께 암석에 붙어있던 감람석과 그 밖에 기타 광물 입자들이 떨어져 나온다. 이를 자석을 사용하여 현무암 조각들을 건어내고 핀셋으로 올리브 색의 감람석만 분리한다(Fig. 7). 부족한 감람석은 미국 뉴멕시코주 킨본 홀(Kilbourne Hole) 광산에서 채취된 맨틀 포획암을 구매하여 동일한 과정을 거쳐 확보하였고, XRF 원내 분석을 통해 화학성분을 분석하였다(Table 4).

**Table 3.** X-ray fluorescence (XRF) analysis result of anorthosite and average chemical composition of Apollo 16 lunar soil samples

Oxide (Wt.%)	An#003	An#004	An#005	An#006	An ave	Apollo 16
SiO <sub>2</sub>	52.45	52.65	52.65	52.61	52.59	45.16
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	28.11	28.44	27.69	28.47	28.18	27.66
FeO	0	0	0	0	0	4.39
Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.69*	0.37*	0.76*	0.44*	0.57*	0
CaO	11.97	11.91	12.06	11.73	11.92	15.63
MgO	0.39	0.51	0.73	0.46	0.52	5.85
K <sub>2</sub> O	0.75	0.35	0.39	0.49	0.50	0.13
Na <sub>2</sub> O	3.85	4.37	4.15	4.26	4.16	0.48
TiO <sub>2</sub>	0.15	0.11	0.15	0.1	0.13	0.48
MnO	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02	0.1
P <sub>2</sub> O <sub>5</sub>	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02	0.11
Igloss	1.39	1	1.17	1.14	1.18	-
Total	99.79	99.75	99.79	99.74	99.77	99

\* Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> total.

**Table 4.** X-ray fluorescence (XRF) analysis result of olivine

Sample name	Olivine
SiO <sub>2</sub>	40.18
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	0.36
Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	11.22*
CaO	0.28
MgO	47.78
K <sub>2</sub> O	0.02
Na <sub>2</sub> O	0.02
TiO <sub>2</sub>	0.03
MnO <sub>2</sub>	0.15
P <sub>2</sub> O <sub>5</sub>	0.01
Igloss	-0.47
Total	99.58

\* Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>total.**Fig. 5.** Spinel peridotite in Pyeong-tak si Hyeon-duk myeon Gyun-gwan ri.**Fig. 6.** Spinel peridotite in Asan si Yung-in myeon Sin-eun ri.

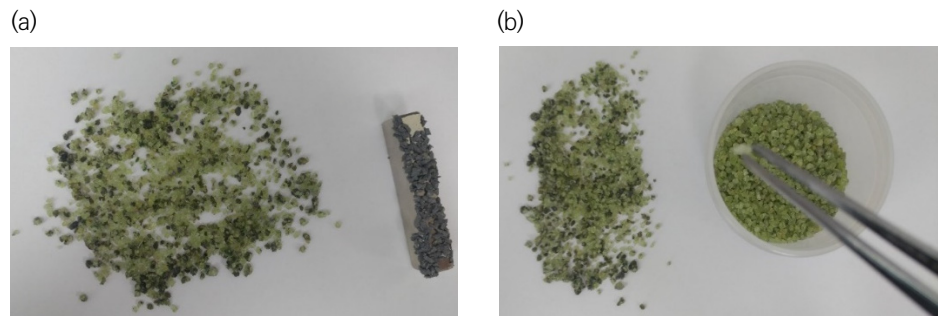


Fig. 7. Removing basalt particles from olivine by using a magnet (a) Olivine separation among minerals by using a magnet (b) Olivine separation among minerals by using tweezers (b).

### 3.3 분쇄 및 입도분류

원료인 회장암을 파쇄장비(Fig. 8)에서 넣어 분쇄한 뒤, 표준체 #5(4 mm), #10(2 mm), #18(1 mm), #35(500  $\mu\text{m}$ ), #60(250  $\mu\text{m}$ ), #100(125  $\mu\text{m}$ ), #170(90  $\mu\text{m}$ ), #200(75  $\mu\text{m}$ ), #325(45  $\mu\text{m}$ )를 쌓아놓고 회장암 가루를 통과시켜 각각의 체에 걸리진 입자 크기별로 분류한다. 1 mm 미만 입자들의 필요한 양을 확보하기 위해 disk mill(Fig. 9)이나 막자사발을 사용하여 1 mm보다 큰 입자들을 갈아준다. 분쇄 및 입도분류 과정은 Fig. 10의 모식도와 같다.

### 3.4 원료 혼합

입자의 크기별로 필요한 양만큼 확보된 회장암과 감람석을 혼합하여 달 고원 모사토를 만든다. 이때 달 고원 모사토의 화학 구성이 Apollo 16 달 토양의 평균 화학 구성에 가장 가까워 지도록 두 가루를 섞는 비율을 선택해야 한다. 이를 위해 회장암과 감람석 가루의 비율을 10:0, 9:1, 8:2, 7:3으로 섞는 4가지 경우로 상정하여 각 경우에 예상되는 달 고원 모사토의 화학 구성을 계산한다(Table 5). Kanamori 식을 사용하여 계산된 각 경우의 deviation R값이 작을수록 화학 구성의 유사성이 더 높기 때문에[1,23] 이 경우 R값이 최소인 회장암과 감람석의 질량비가 9:1이 되도록 준비한다.

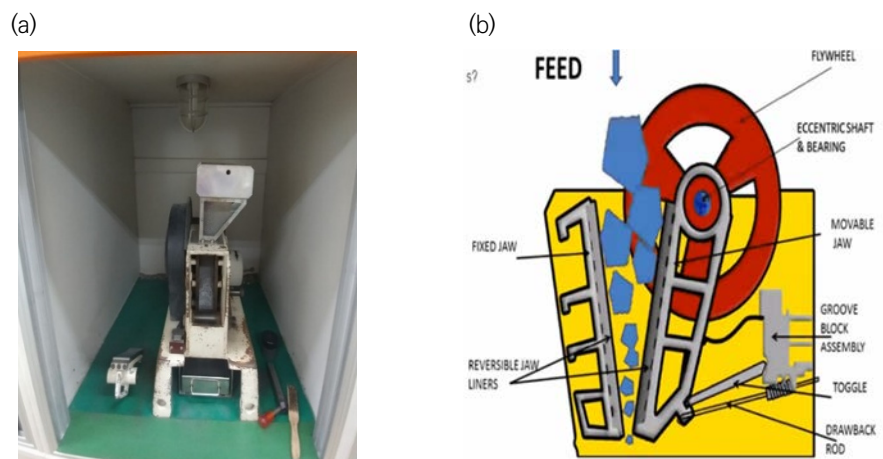


Fig. 8. The process of crushing anorthosite (a) jaw crusher and (b) operation principle of jaw crusher.



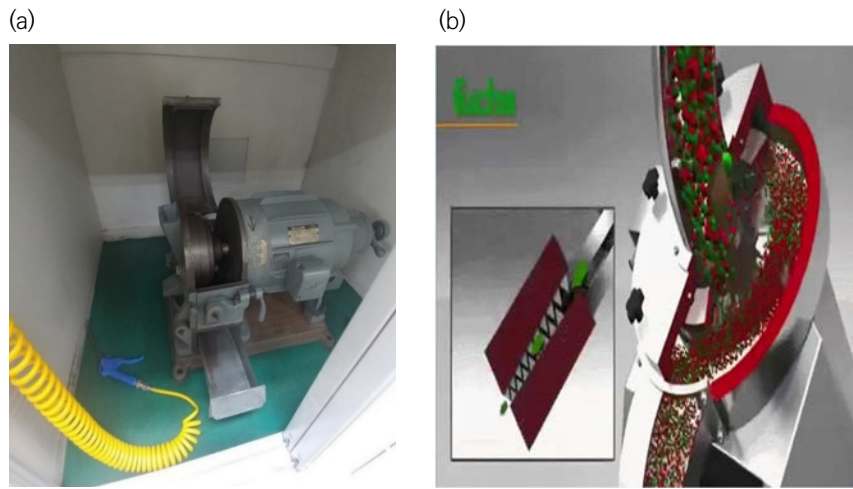


Fig. 9. The process of milling anorthosite (a) disk mill and (b) operation principle of disk mill.

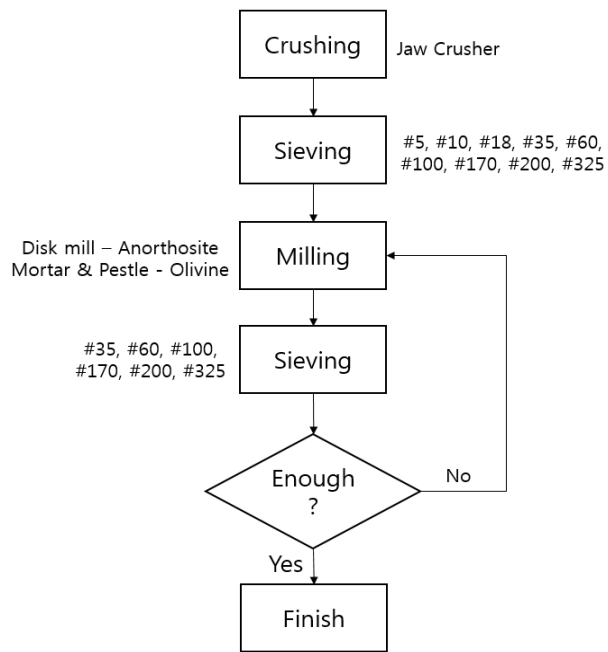


Fig. 10. A diagram of crushing and sieving process.

Table 5. Olivine and anorthosite mix ratio and deviaton R value

Sample name	SiO <sub>2</sub>	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	FeO	Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	CaO	MgO	K <sub>2</sub> O	Na <sub>2</sub> O	TiO <sub>2</sub>	MnO	P <sub>2</sub> O <sub>5</sub>	Igloss	total	R
10/0	52.59	28.18	0.00	0.57	11.92	0.52	0.50	4.16	0.13	0.02	0.02	1.18	99.79	3.45
9/1	51.35	25.40	0.00	1.64	10.76	5.25	0.45	3.75	0.12	0.03	0.02	1.02	99.77	3.02
8/2	50.11	22.62	0.00	2.70	9.59	9.97	0.40	3.33	0.11	0.05	0.02	0.85	99.75	3.54
7/3	48.87	19.83	0.00	3.77	8.43	14.70	0.36	2.92	0.10	0.06	0.02	0.69	99.73	4.72

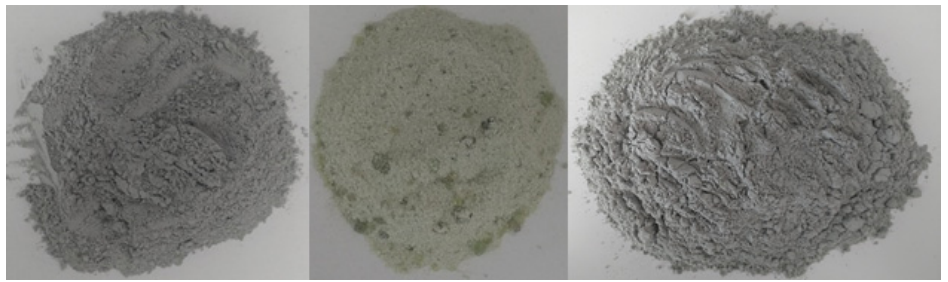


Fig. 11. Anorthosite, olivine and KIGAM-L1 powders.

달 고원 모사토의 입도분포를 달 토양 60500-1의 입도분포와 유사하게 만들기 위해, 60500-1의 잔류율에 따라 회장암과 감람석 입자들을 준비하는데 둘의 질량비는 9:1이다. 여러 종류의 골재를 섞는 콘크리트 믹서기 또는 다양한 분말식품을 섞는 분말 혼합기가 가동하는 방식으로 두 가루가 균일하게 섞이도록 통에 담아 통의 윗면과 밑면을 양손으로 붙잡아 200회 이상 돌리면 달 고원 모사토 KIGAM-L1가 완성된다(Fig. 11).

#### 4. 결론

현재 활발하게 운용중인 한국 시험용 달 궤도선(KPLO)에 힘입어 향후 달 착륙선이 고원 지역에 착륙하여 임무를 수행하게 될 경우를 대비하고자 달 고원 모사토 KIGAM-L1을 개발하는 과정을 소개하였다. 산청군에서 채취한 회장암과 평택-아산 그리고 미국 뉴멕시코주 킨본 홀에서 채취한 맨틀포획암에서 분리한 감람석을 원료로 사용하여 각각의 원료들을 파쇄기로 분쇄하고 체를 사용하여 입자와 조각들을 크기별로 분류한 다음 달 토양의 입도분포 및 화학구성이 유사하도록 혼합하였다. 이러한 방법은 두 개 이상의 원료를 혼합하여 달 모사토를 개발할 때 원료들의 비율에 따른 최종 화학 구성을 예상하여 혼합하는 방식으로 두 개 이상의 원료들을 균일하게 섞는 과정이 재현 가능함을 보였다. 향후 달 토양에 존재하는 어글루티네이트(agglutinate)와 글래스(glass)가 포함된 모사 방법을 연구하면 달 토양과 비교하였을 때 KIGAM-L1의 광물학적 유사성도 높아질 것으로 기대된다.

#### 감사의 글

본 논문은 제1저자인 강태운의 충남대학교 석사학위 논문의 일부를 발췌하여 작성이 되었음을 밝힙니다. 본 연구는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한 국지질자원연구원의 지원을 받아 수행되었습니다(KIGAM, 23-3216). 또한 본 연구는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다(NRF-2022R1A2C1092602).

#### References

1. Sibille L, Carpenter P, Schlagheck R, French RA, Lunar regolith simulant materials: recommendations for standardization, production and usage, Marshall Space Flight Center Report, NASA/TP-2006-214605 (2006).

2. Koh SW, Chang BC, Koo JK, Lee TS, Study for Korean lunar simulant prototype development, Proceeding of 35th KSCE Convention, Hoengseong, Korea, 21–23 Oct 2009.
3. Yoo SH, Kim HD, Im JH, Park J, Development of KAU mechanical lunar simulants and drop test of lunar landing gears, *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 42, 1037–1044 (2014). <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.12.1037>
4. Ryu, BH, Chang I, Kim YS, Baek Y, Basic study for a Korean Lunar Simulant (KLS-1) development, Proceeding of KSEG 2016 Spring Conference, Jeju, Korea, 7–8 Apr 2016.
5. McKay DS, Blacic JD, Workshop on production and uses of simulated lunar materials, LPI Technical Report, 91-01 (1991).
6. Weiblen PW, Gordon K, Characteristics of a simulant for lunar surface materials, in 2nd Conference on Lunar Bases and Space Activities of the 21st Century, Houston, TX, 5–7 Apr 1988.
7. Desai CS, Development and mechanical properties of structural materials from lunar simulant, NASA Technical Reports, 19910015068 (1991).
8. Hill E, Mellin MJ, Deane B, Liu Y, Taylor LA, Apollo sample 70051 and high- and low-Ti lunar soil simulants MLS-1A and JSC-1A: implications for future lunar exploration, *J. Geophys. Res.* 112, E02006 (2007). <https://doi.org/10.1029/2006JE002767>
9. Taylor PT, Lowman PD, Bagihara S, Milam MB, Nakamura Y, Jurassic diabase from Leesburg, VA: a proposed lunar simulant, Proceeding of NLSI Lunar Science Conference, Moffett Field, CA, 20–23 Jul 2008.
10. Stoeser D, Wilson S, Rickman D, Design and specifications for the highland regolith prototype simulants NU-LHT-1M and -2M, NASA Technical Report, 2010-216438 (2010).
11. Dreyer CB, Susante PJ, Lunar excavation systems at the Colorado School of Mines, in Workshop for the Lunar Applications of Mining and Mineral Beneficiation, Butte, MT, 5–7 Oct 2010.
12. Oravec HA, Zenga X, Asnani VM, Design and characteraization of GRC-1: a soil for lunar terramechanics testing in Earth-ambient conditions, *J. Terramech.* 47, 361–377 (2010). <https://doi.org/10.1016/j.jterra.2010.04.006>
13. Stoeser DB, Rickman DL, Wilson S, Preliminary geological findings on the BP-1 simulant. NASA Technical Report, NASA/TM-2010-216444 (2010).
14. Zheng Y, Wang S, Wang S, Ouyang Z, Zou Y, et al., CAS-1, Lunar soil simulant, *Adv. Space Res.* 43, 448–454 (2009). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2008.07.006>
15. Li Y, Liu J, Yue Z, NAO-1: lunar highland soil simulant developed in China, *J. Aerosp. Eng.* 22, 53–57 (2009). [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)0893-1321\(2009\)22:1\(53\)](https://doi.org/10.1061/(ASCE)0893-1321(2009)22:1(53))
16. Li Y, Liu J, Zou Y, Ouyang Z, Zheng Y, et al., Two lunar mare soil simulants, *ACTA Geol. Sinica.* 85, 1016–1021 (2011). <https://doi.org/10.1111/j.1755-6724.2011.00536.x>
17. Jiang M, Li L, Sun Y, Properties of TJ-1 lunar soil simulant, *J. Aerosp. Eng.* 25, 463–469 (2012). [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000129](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000129)



18. He XX, Xiao L, Huang J, Wan CH, Wu T, et al, Lunar regolith simulant CUG-1A. in 41st Lunar and Planetary Science Conference, The Woodlands, TX, 1-5 Mar 2010.
19. Zou WL, Li YL, Chen L, Zhang JF, Wang XQ, Mechanical properties of QH-E lunar soil simulant at low confining stresses. *J. Aerosp.* 29, 04015036 (2016). [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000526](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000526)
20. Tang H, Li X, Zhang S, Wang S, Liu J, et al., A lunar dust simulant: CLDS-I, *Adv. Space Res.* 59, 1156-1160 (2017). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2016.11.023>
21. Sun H, Yi M, Shen Z, Zhang X, Ma S, Developing a new controllable lunar dust simulant: BHLD20, *Planet. Space Sci.* 141, 17-24 (2017). <https://doi.org/10.1016/j.pss.2017.04.010>
22. Li C, Xie K, Liu A, Shi Z, The preparation and characterization of NEU-1 lunar soil simulants, *J. Mineral. Met. Mater. Soc. JOM.* 71, 471-1476 (2019). <https://doi.org/10.1007/s11837-019-03362-6>
23. Kanamori H, Udagawa S, Yoshida T, Matsumoto S, Takagi K, Properties of lunar soil simulant manufactured in Japan. in 6th ASCE Speciality, Conference and Exposition on Engineering Construction and Operations in Space, Albuquerque, NM, 26-30 Apr 1998.
24. Battler M, Development of an anorthositic lunar regolith simulant: OB-1, Master Thesis, The University of Western Ontario (2008).
25. Battler M, Richard J, Boucher D, Spary J, Developing an anorthositic lunar regolith simulants, in Internation Lunar Conferences 2005, League City, TX, 14-18 Mar 2005.
26. Cesaretti, G, Dini E, Kestelier XD, Colla V, Pambaguian L, Building components for an outpost on the lunar soil by means of a novel 3D printing technology, *Acta Astronaut.* 93, 430-450 (2014). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.07.034>
27. Jayakekshmi S, Kumar PG, Modified model for shear stress distribution using TRI-1 lunar soil simulant. *J. Theor. Appl. Mech.* 56, 137-146 (2018). <https://doi.org/10.15632/jtam-pl.56.1.137>
28. Bonanno A, Bernold LE, Exploratory review of sintered lunar soil based on the results of the thermal analysis of a lunar soil simulant, *J. Aerosp. Eng.* 28, 040141114 (2015). [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000428](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000428)
29. Engelschiøn VS, Eriksson SR, Cowley A, Fateri M, Meurisse A, et al., EAC-1A: a novel large-volume lunar regolith simulant, *Sci. Rep.* 10, 5473 (2020). <https://doi.org/10.1038/s41598-020-62312-4>
30. Choi G, Yoo SH, Kim HD, Park J, Drop test of lunar landing gear considering the lunar environment and development of lunar simulant, Proceeding of the Korean Society for Aeronautical & Space Science, Hongcheon, Korea, 15-17 Nov 2014.
31. Ryu BH, Wang CC, Chang I, Development and geotechnical engineering properties of KLS-1 lunar simulant, *J. Aerosp. Eng.* 31, 04017083 (2018). [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.000079](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.000079)
32. Jeong JG, Magmatic differentiation of the anorthositic rocks in Hadong-Sancheong area, *J. Geol. Soc. Korea* 2, 216-228 (1987).

33. Jeong JG, Kim WS, Watkinson DH, Geologic structure of Hadong Anorthositic Rocks and associated titanium orebody, *J. Geol. Soc. Korea* 25, 98-111 (1989).
34. Jeong GY, Kim S, Genesis of kaolin in the Sancheong district, Korea: mineralogical and textural study, *J. Geol. Soc. Korea* 30, 262-283 (2014).
35. Lee JM, Jeong JG, Kim WS, The preliminary study on the evolution of Hadong anorthositic rocks and their genetic relations with ilmenite-bearing ore bodies, Korea, *J. Geol. Soc. Korea* 35, 321-336 (1999).
36. Ryou CR, Kim JS, Son M, Koh SM, Lee HY, Development pattern and ductile deformation of the Sancheong Fe-Ti Mineralized Zone, Korea, *Petrolog. Soc. Korea* 22, 209-217 (2013).
37. Jung JS, Kim JS, Cho H, Song CW, Son M, Occurrence and deformation of Fe-Ti ores from the Proterozoic Hadong Anorthosites, Korea, *Petrolog. Soc. Korea* 19, 31-49 (2010).
38. Kang TY, Development of Korean lunar highland soil simulant: KIGAM-L1, Master Thesis, Chungnam National University (2021).
39. Lee SR, Kwon SK, Kim KJ, Lee SG, Kobayashi T, et al., Development of geochemical exploration techniques for planetary mineral resources, Korea Institute of Geoscience and Mineral Resources Report, GP2012-012-2013(2), (2013).
40. Heiken GH, Vaniman DT, French BM, Lunar Source Book (Cambridge University Press, Cambridge, 1991).
41. Kim YK, Lee DS, Song YK, Kim SE, Petrology of ultramafic nodules in Jogok-ri Basalt, Boun Area, Korea, *J. Geol. Soc. Korea* 24, 57-66 (1988).
42. Lee HY, Petrochemical study on the mantle xenoliths in alkali basalts from S. Korea: P-T regime of upper mantle, *Petrol. Soc. Korea* 4, 104-123 (1995).
43. Song S, Song YS, Mineralogy and geochemistry of ultramafic rocks from the Singok area, Western Part of Chungnam, *Econ. Environ. Geol.* 34, 394-415 (2001).
44. Song S, Choi SG, Oh CW, Seo J, Choi SH, Petrography and geochemistry of the ultramafic rocks from the Hongseong and Kwangcheon areas, Chungcheongnam-Do, *Econ. Environ. Geol.* 37, 477-497 (2004).
45. Shin HJ, Ki YW, Jin MS, Lee SH, Petrological study on upper mantle xenoliths from Asan and Pyeongtaek area, *J. Geol. Soc. Korea*, 42, 95-113 (2006).
46. Kil YW, Shin HJ, Yun SH, Koh JS, Ahn US, Geochemical characteristics of mineral phases in the mantle xenoliths from Sunheul-ri, Jeju Island, *Petrol. Soc. Korea*, 21, 373-382 (2008).
47. Jin MS, Choi HI, Shin HJ, 150 Geologic Outcrops in Korea (Korea Institute of Geoscience and Mineral Resources, Daejeon, 2004).
48. Choi HI, Jin MS, Shin HJ, Chang SW, Cho KN, et al., 160 Geologic Outcrops in Korea (Korea Institute of Geoscience and Mineral Resources, Daejeon, 2013).

## Author Information

**강 태 윤** taeyoon3131@naver.com



2021년 충남대학교 우주지질학과에서 석사 학위를 취득하였으며, 2017년부터 2020년까지 한국지질자원연구원에서 달 고원 복제토를 개발하였고, 현재는 토목공학을 전공하면서, 향후 달 기지 건설과 달 복제토 연구에 민간 기술자로 참여하고자 한다.

**김 경 자** kjkim@kigam.re.kr



2001년 뉴질랜드 빅토리아 대학에서 지질학 박사학위를 받은 후, 미국 뉴 멕시코 대학 / 운석연구소와 애리조나 대학 / 달행성연구소에서 근무하였으며, 2007년부터 한국지질자원연구원 국토지질연구본부, 2010년부터 연암대학원대학교 물리탐사공학과 교수로 재직 중이다. 2023년부터 2025년까지 지질자원연구원 대표과학자로 선정되었고, 2023년 신설한 초대 우주자원개발센터장으로 선정되어 다누리 KGRS팀 PI역할과 행성 지질과 달 탐사 연구를 수행 중이다.

**김 어 진** jinastro23@cnu.ac.kr



충남대학교 천문우주과학과에서 위성 및 이오노스페어 자료를 활용하여 전리권을 연구하였고 장기간 이오노스페어자료를 모델링하여 한반도 상공 전리권 예측 모델링을 연구하여 박사학위를 취득하였다. 한국항공우주연구원, 한국과학기술원, 한국과학기술기획평가원에서 연구원으로 재직하였으며 현재 충남대학교 자연과학연구소에서 달 및 행성 환경 연구를 수행하고 있다.

연구논문

# 공유 지상국을 활용하여 획득한 마이크로중력 과학임무 큐브위성의 운영 결과와 교훈

이명규, 박설현<sup>†</sup>

조선대학교 기계공학과

## Results and Lessons Learned from the Operation of a Cubesat for the Microgravity Science Mission with Shared Ground Stations

Myung-Kyu Lee, Seul-Hyun Park<sup>†</sup>

Department of Mechanical Engineering, Chosun University, Gwangju 61452, Korea



Received: April 2, 2024  
Revised: April 22, 2024  
Accepted: April 27, 2024

<sup>†</sup>Corresponding author :

Seul-Hyun Park  
Tel : +82-62-230-7174  
E-mail : isaac@chosun.ac.kr

Copyright © 2024 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Myung-Kyu Lee  
<https://orcid.org/0000-0003-1207-3955>  
Seul-Hyun Park  
<https://orcid.org/0000-0001-8852-0016>

### 요약

현재 마이크로중력 환경을 활용한 과학실험은 초 단위 정도의 짧은 시간 동안 실험이 수행 가능한 낙하 탑부터 시간제한이 없는 우주정거장 등 여러 분야에서 수행되고 있다. 하지만 과학 실험에 필요한 긴 시간이 확보된 마이크로중력 환경을 구현하기 위해서는 적지 않은 개발비용과 시간이 소모된다. 따라서 고비용이 수반되는 마이크로중력 환경 실험을 큐브위성에서 수행한다면 저비용 고효율의 이점으로 과학 실험의 다양성과 시간의 제약에서 자유도가 더욱 높아질 것으로 판단된다. 이러한 특징점을 살린 KMSL(Korea Microgravity Science Laboratory) 큐브위성은 마이크로중력 환경에서의 과학 임무를 수행하였던 위성이 다. KMSL 위성은 2021년 3월 22일 카자흐스탄 바이코누르 발사기지에서 Soyuz2.1a 발사체에 의해 발사되었고, 약 2개월간 정상적으로 임무를 수행하였다. 본 논문에서는 KMSL 위성의 운영 경험과 발생한 문제에 대한 분석을 바탕으로 마이크로중력 환경에서의 과학 임무를 성공적으로 수행하기 위한 해결책과 교훈을 제시하고자 한다.

### Abstract

Currently, investigations in microgravity environments are carried out in a variety of applications, including drop towers, where experiments can be performed for short periods of time, and space stations, where time is not limited. However, producing a microgravity environment for long-term scientific research requires huge development expenditures and efforts. As a result, if the microgravity experiment is carried out on a cubesat, the variety of scientific studies will likely increase even more due to its low cost. The Korea Microgravity Science Laboratory (KMSL) cubesat, which has these features, is a satellite that has carried out microgravity science missions. On March 22, 2021, the KMSL satellite was launched by a Soyuz2.1a from Baikonur in Kazakhstan and operated normally for nearly two months. This article presents results and lessons gained for successfully completing science missions in microgravity based on the KMSL satellite's operational experience.

**핵심어:** 마이크로중력, 큐브위성, 경험 및 교훈

**Keywords:** microgravity, cube satellite, lesson learned

## 1. 서론

우리가 지상에서 경험할 수 있는 중력의 크기를 1 g라고 할 때 우주 환경에서 노출되어 경험할 수 있는 중력의 크기를 마이크로중력으로 정의하며,  $10^{-6}$  g 이하의 중력 크기를 의미한다 [1]. 마이크로중력 환경은 우리가 지구의 중력에 의해 발생하는 부력(대류)으로 인해 관찰되지 않는 새로운 과학적 통찰력을 얻기 위한 중요한 수단을 제공할 수 있다. 현재 마이크로중력과 관련된 연구는 연소, 재료, 생물학, 기초 물리학에 이르기까지 다양한 분야에 걸쳐 적용되고 있다[2,3]. 이는 이전에는 관찰할 수 없었던 프로세스를 발견하고 우리 삶의 다양한 측면을 재구성할 수 있는 새로운 통찰력과 혁신을 제공할 수 있다는 점에서 그 중요성이 강조된다.

국제우주정거장은 마이크로중력 실험실의 역할을 수행하면서 국경을 초월한 과학자 간의 협력과 지식 공유를 촉진했다. 최근에는 민간 우주기업들도 마이크로중력 연구 분야에 뛰어 들고 있다[4]. 민간 우주 기업들은 연구자들을 위한 서비스와 플랫폼을 제공하기 시작하면서 정부 우주 기관을 대신해 마이크로중력 연구의 범위를 넓혀가고 있으며, 이러한 업계의 참여는 혁신을 촉진하여 우주라는 독특한 환경에 접근을 용이하게 하는데 큰 역할을 하고 있다. 하지만, 마이크로중력 환경을 활용하기 위해 우주에서 연구를 수행하는 데에는 여전히 한계점이 존재한다. 가장 눈에 띄는 한계는 우주에서 실험을 수행하는 데 드는 비용이 엄청나게 높다는 점이다. 이러한 재정적 장벽으로 인해 수행할 수 있는 실험의 수와 범위가 제한적이며, 이로 인해 마이크로중력 연구의 전반적인 진전이 제한되고 있다. 또한, 국제우주정거장의 제한된 수용 능력과 실험 슬롯에 대한 치열한 경쟁과 같은 요인으로 인해 마이크로중력 연구 기회도 제한되어 있다는 점이다.

최근 유인 우주탐사에 대한 관심이 증가하면서, 마이크로중력 환경에 노출되는 각종 기계 시스템의 성능검증과 장기간 새로운 환경에 노출될 우주인의 건강에 대한 과학적 데이터의 필요성이 강조됨에 따라 마이크로중력 연구 활동이 급증하고 있다. 이러한 마이크로중력 연구 수요에 대응하여 큐브위성을 포함한 소형 위성의 발전과 확산은 우주에서 실험을 수행할 수 있는 효율적인 플랫폼으로써 서평을 열었다. KMSL(Korea Microgravity Science Laboratory)은 저비용 큐브위성을 활용하여 마이크로중력 궤도 실험 플랫폼의 잠재력을 입증하는 것을 목표로 하였다. 이러한 목표를 실현하기 위해, 조선대학교는 KMSL 큐브위성을 개발하고 2021년 3월 22일 바이코누르 발사기지에서 Soyuz2.1a 발사체로 우주 궤도에 안착 하였다. KMSL 큐브위성은 마이크로중력 환경에서의 연소 실험과 고편레(tardigrade) 배양을 통한 생물학 실험을 수행하는 위성으로써 위성의 초기 운용 모드에서는 비행 소프트웨어 부팅, 안테나 전개, 비콘 신호 송신과 같은 기본 작업을 성공적으로 수행하였다. 이후 지상 명령을 통해 연소 실험 임무를 수행하고 일부 이미지 데이터를 수신하는 데도 성공함으로써 큐브 위성이 마이크로중력 연구의 플랫폼으로 활용될 수 있는 가능성을 입증하였다. 하지만 위성의 운용이 약 2개월간 지속되던 중 KMSL 큐브위성은 갑작스럽게 작동 불능 상태에 빠졌다. 이렇듯 큐브위성을 마이크로중력 연구의 플랫폼으로 사용하기 위해서는 우주 환경에서 위성의 운용 중에 직면할 수 다양한 문제에 대한 깊은 이해와 대비책의 준비가 필요하다. 따라서 본 논문에서는 KMSL 큐브위성의 운영 경험과 발생한 문제에 대한 분석을 수행하였고, 이를 기반으로 과학 임무를 성공적으로 수행하기 위한 대비책의 일환으로 위성의 운용 결과를 통해 얻은 교훈을 제시하고자 한다. 위성의 운용 결과와 교훈을 제시하기 위해 먼저 KMSL 큐

브위성의 운용 개념, 위성 시스템, 위성 구성, 위성의 운용 경과 그리고 교신 내용에 대해 서술하였다.

## 2. KMSL(Korea Microgravity Science Laboratory) 큐브위성

KMSL 위성은 마이크로중력 과학 임무를 수행하는 큐브위성으로, 우주 환경에서 두 개의 과학 임무를 수행할 수 있도록 제작되었다. 첫 번째 과학 임무는 유인우주선의 선실 내 화재에 대한 기초 특성을 분석하기 위해 수행되었다. 이 임무에서는 마이크로중력 환경에서 고체 연료의 점화 특성을 연구하고, 대류 열전달이 없는 조건에서 화재의 전파 및 소멸 현상을 분석하여 불활성 기체의 소화 능력을 평가하고자 하였다. 두 번째 과학 임무는 마이크로중력 환경에서 곰벌레의 생존 및 생활에 관한 연구로, 마이크로중력 환경에서 곰벌레의 생존율을 유전적 특성에 따라 분석하고, 우주 환경이 곰벌레의 생활에 미치는 영향을 연구하고자 하였다.

### 2.1 운용 개념

KMSL 큐브위성은 효율적인 운용과 시스템 분석을 위해 위성 발사 직후부터 임무 종료까지의 운용 시나리오를 설계하였으며, 이에 위성은 Fig. 1과 Table 1에 제시된 바와 같이 분리 모드(separation mode), 정상 모드(normal mode), 임무 모드(mission mode), 통신 모드(communication Mode), 안전 모드(safe mode)로 총 5가지 모드로 운용된다. 분리 모드는 위성이 발사체로부터 분리된 직후부터 비콘 신호 송신과 각속도 자세 제어까지의 모드이다. 위성은 파드에서 사출 후 분리 스위치(kill switch)에 의해 전력계에서 탑재 컴퓨터로 전원을 공급한다. 탑재 컴퓨터에 전원이 공급되면 비행 소프트웨어가 부팅되고 위성 상태 데이터 수집이 시작된다. 또한, 사출 후 15분이 경과하면 안테나가 자동으로 전개되고 1분 후에 비콘 신호를 지상으로 10초 간격으로 송신하게 된다. 동시에 탑재 컴퓨터는 각속도 자세 제어를

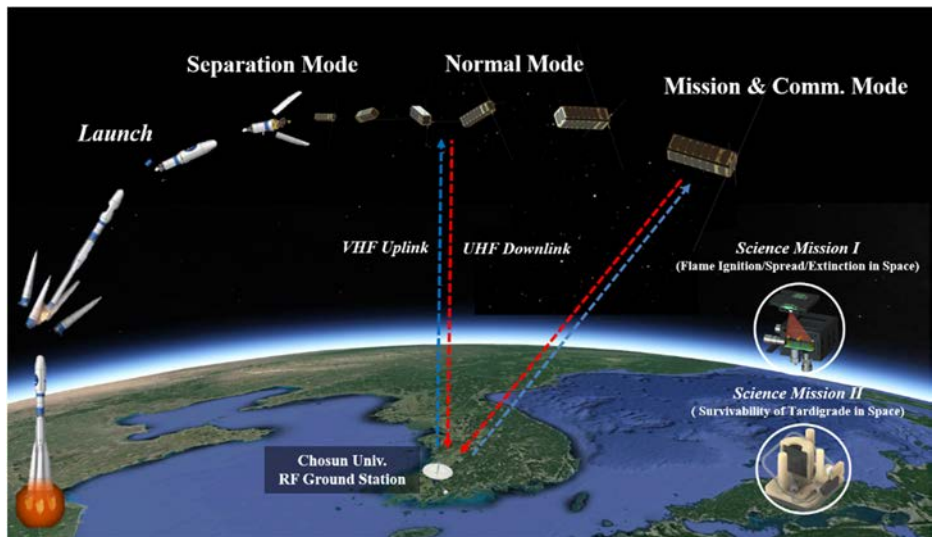


Fig. 1. Operation concept of the Korea Microgravity Science Laboratory (KMSL) cubesat.

**Table 1.** Summary of each of operation modes

Mode	Description
Separation mode	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Separation switch behavior when separating a satellite from the POD</li> <li>• UHF/VHF antenna deployment (15 min. after ejection)</li> <li>• Beacon signal transmit (10 second interval)</li> <li>• De-tumbling control</li> </ul>
Normal mode	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Satellite commissioning and condition check</li> <li>• Maintain beacon signal transmission and de-tumbling control</li> <li>• Waiting for ground command</li> </ul>
Mission mode	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Combustion experiment</li> <li>• Biological experiment</li> </ul>
Communication mode	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Transmission of mission data</li> <li>• Transmission of housekeeping data</li> </ul>
Safe mode	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Maximize power charging while keeping only main systems running</li> <li>• Reboot the system when a system error is detected</li> </ul>

POD, picosatellite orbital deployer; UHF, ultra high frequency; VHF, very high frequency.

시작한다. 비콘 송신과 각속도 자세 제어를 통해 자세 안정화까지 완료되면 위성은 정상 모드로 전환된다. 정상 모드는 자세 안정화 유지, 배터리 충전, 위성 상태 데이터 수집, 지상국 명령 대기를 수행하는 모드이다. 임무 모드와 통신 모드는 모두 정상 모드에서 진입할 수 있도록 설계를 수행하였다. 위성 운용의 대부분은 정상 모드로 유지되며, 임무 모드는 지상국 명령에 의해서만 전환된다. 임무 모드는 마이크로중력 환경에서의 과학 임무를 수행하는 것이 주목적이다. 연소 실험의 경우, 실험을 위해 2개의 카트리지가 사용되며, 각각의 카트리는 지상 명령에 의해 독립적으로 임무를 수행한다. 이때 온도 및 압력 조건을 판단하고, 요구조건 충족 시 연소기와 카메라에 전원이 공급되어 실험을 수행한다. 이후 촬영된 데이터를 저장한 뒤 정상 모드로 전환된다. 생물 육성 실험은 곰벌레를 활성화하기 위해 모듈의 펌프를 사용하여 물을 주입한다. 이후 모듈 내부를 현미경 카메라로 촬영하고 저장한 후 정상 모드로 전환된다. 통신 모드는 위성과 지상국 간의 통신을 수행하는 모드이며, 위성이 획득한 임무 데이터와 위성 상태 데이터(housekeeping data)를 지상으로 송신한다. 아울러 통신 모드에서는 배터리 SoC가 7.8 V(70%) 이상인 경우에만 데이터를 송신하도록 설계하였다. 또한, 데이터 송신 시에는 비콘 신호가 비활성화되며 통신 모드 종료 시 로직에 의해 비콘 신호가 재 활성화된다. 마지막으로 안전 모드는 배터리 SoC가 7.6 V(50%) 미만으로 떨어지면 진입할 수 있도록 하였고 이때, 탑재 컴퓨터와 전력계, 통신계(비콘 신호)를 제외한 모든 시스템의 전원 공급을 중단하고 전력 충전을 가장 우선순위로 두었다. 또한, 비행 소프트웨어에서 시스템

에러를 감지하였을 때도 안전 모드로 진입할 수 있으며, 이때 알고리즘에 의해 시스템을 재부팅하고 에러에 대한 보고를 자동 저장할 수 있도록 설계하였다.

## 2.2 위성 시스템 및 구성

KMSL 위성은 우주 환경에서 과학 임무를 수행하는데 초점을 맞추어 설계가 수행되었다. 특히 우주 궤도 실험실로써 시스템 재사용이 용이하도록 설계되었으며, 위성 운용의 성공률을 높이기 위해 간결하고 최적화된 시스템 설계에 중점을 두었다. 위성의 시스템 사양은 Table 2와 같다. 표에서 알 수 있듯이 KMSL 위성의 수명은 6개월을 목표로 설계하였고, 과학 임무를 위해 2개의 과학 임무 탑재체를 탑재하였다. 위성의 크기는 3-unit 큐브위성으로 가로, 세로, 높이가 각각  $100 \times 100 \times 340.5$  mm이며, 총 질량은 약 3.6 kg이다. 임무 궤도는 태양 동기 궤도를 따른다. 위성의 과학 임무는 별도의 지향을 요구하지 않기 때문에 2 deg/s 이하의 각속도를 유지하도록 무 지향 각속도 제어(detumbling control)만을 수행한다. 위성 제어 및 데이터 통신을 위해 상향 링크는 초단파(very high frequency, VHF) 대역을 사용하며, 반대로 하향 링크의 경우 극초단파(ultra high frequency, UHF) 대역을 사용하여 데이터를 주고받는다.

상기 시스템을 구성하기 위해 Fig. 2와 같은 구성품을 이용하여 위성을 구성하였다. 위성의 서브시스템 중 구조계(structure), 통신계(communication system, CS) 그리고 전력계(electrical power system, EPS)는 임무 성공 확률을 높이기 위해 비행 이력이 있는 해외 제품을 선정하였다. 우선 구조계는 Endurosat社의 3-unit 구조체를 사용하였으며, 통신계는 ISISpace社의 UHF/VHF 통신 모듈과 전개형 안테나를 사용하였다. 마지막으로 전력계는 30 Wh급 배터리와 전력 변환 및 공급을 위한 전력계 보드로 구성되며, Clyde社의 제품을 사용하였다. 아울러 KMSL의 목표 중 하나인 국내 제품의 검증을 위해 태양전지 패널의 경우

**Table 2.** System specifications of the KMSL cubesat

Contents	Specification
Life time	6 month
Payload	Combustion experiment module Biological experiment module
Volume	$100 \times 100 \times 340.5$ mm
Mass	3.595 kg
Altitude / orbit	550 km / Sun Synchronous
Altitude control	$< 2^\circ$ (omnidirection)
Interface	USB, UART, I2C, Serial
Communication system	Uplink: VHF (145.835 MHz, 9.6 kbps) Downlink: UHF (437.265 MHz, 9.6 kbps)

KMSL, Korea Microgravity Science Laboratory; UART, universal asynchronous receiver/transmitter; VHF, very high frequency; UHF, ultra high frequency.



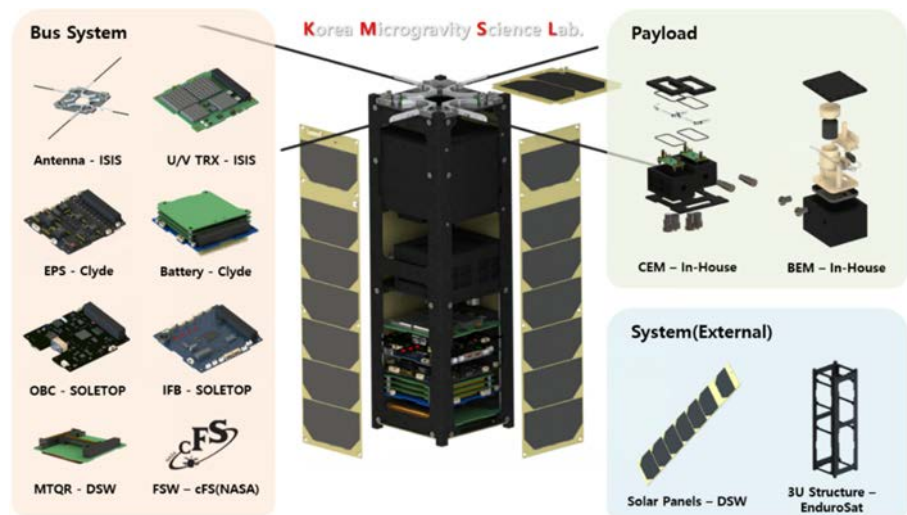


Fig. 2. Overview of hardware and avionics consisting of the Korea Microgravity Science Laboratory (KMSL) cubesat.

국내 업체인 드림 스페이스 월드의 제품을 장착하였다. 과학임무 수행을 위한 탑재체인 연소 실험 모듈(combustion experiment module, CEM)과 생물 육성 실험 모듈(biological experiment module, BEM) 모두 위성 개발팀에서 자체 제작을 수행하였다. 명령 및 데이터 처리계(command & data handling, C&DH)는 온 보드 컴퓨터(on board computer, OBC), 인터페이스 보드(interface board, IFB)로 구성되며, 국내 제조사인 (주)솔탑의 제품을 사용하여 구성하였다. 자세제어계(attitude determination and control system, ADCS)의 경우 각속도 제어만을 수행하기 때문에 국내 업체인 드림 스페이스 월드의 자기 토크(magnetorquer, MTQR)를 사용하였다. 마지막으로 상기 구성품들의 제어를 위한 비행 소프트웨어는 미국 항공 우주국(National Aeronautics and Space Administration, NASA)에서 개발한 오픈 소스 플랫폼인 cFS(Core Flight Software)를 사용하였다.

### 3. KMSL(Korea Microgravity Science Laboratory) 큐브위성 운용 결과

#### 3.1 운용 경과

KMSL 위성은 2021년 3월 22일에 카자흐스탄 바이코누르 발사기지에서 Soyuz2.1a 발사체로 발사가 완료되었으며, 네트워크 개방형 지상국인 SatNOGS(Satellite Networked Open Ground Station)를 통해 에스토니아 공화국에서 최초로 비콘 신호를 수신 및 복조에 성공하였다. 이후 23일 한국 시간 23시 44분경 지상국에서 송신된 명령에 의해 위성 상태 정보를 수신하여 첫 교신에 성공하였다. 이후 임무 시나리오에 따라 위성을 정상적으로 운용하였다. 이 시기에 안전 모드의 진입이나 OBC 및 비행 소프트웨어의 재시동 없이 양호한 상태로 정상모드-임무모드-통신모드 간 모드 변환을 성공적으로 유지하였다. 또한, 운용 분석 결과를 바탕으로 국내에서 제작된 부품도 실제 우주 환경에서 정상적으로 작동하는 것을 확인할 수 있었다(Fig. 3). 하지만, 2021년 5월 21일 이후부터 통신이 두절되었고, 문제 해결을 위해 통

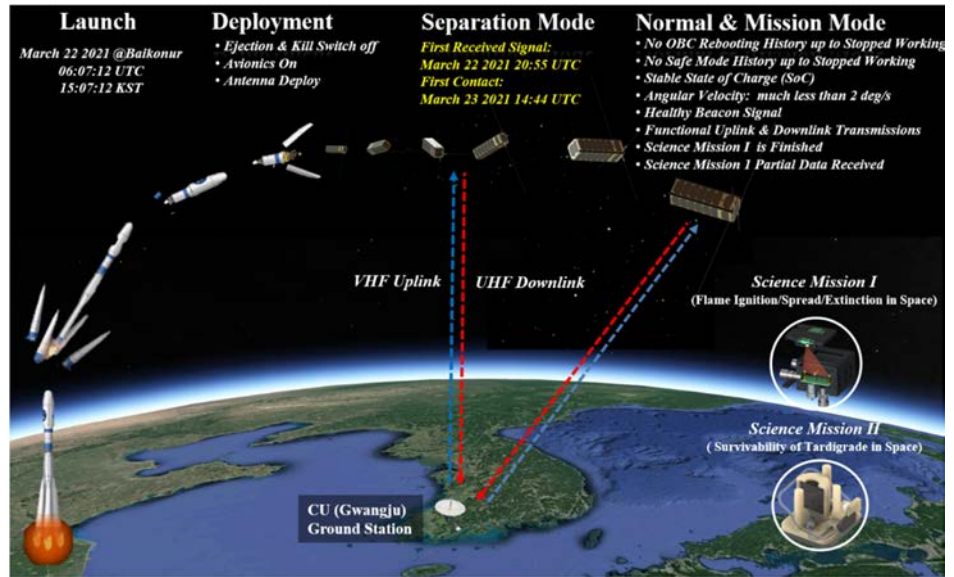


Fig. 3. Summary of Korea Microgravity Science Laboratory (KMSL) operations results.

신계, 비행 소프트웨어 및 시스템 재부팅 명령을 송신하였으나, 위성이 응답하지 않아 공식적으로 위성의 운용을 종료하였다.

### 3.2 비콘 신호 수집 결과 및 분석

위성의 비콘 신호는 지상 명령과 무관하게 위성의 작동 및 존재를 알릴 때 사용되며, 일반적으로 초 간격으로 신호(데이터)를 송신한다. KMSL 위성의 경우 10초 간격으로 비콘 신호를 송신하였으며, 비콘 신호 정보는 Table 3과 같다. 표에서 알 수 있듯이 비콘 신호에 담긴 데이터는 위성 콜사인, 모드 상태, 부팅 횟수, 안테나 전개 시도 횟수 및 상태, 비행 소프트웨어 부팅 이후 시간, TRX uptime 및 offset, 그리고 위성 전력량 등이 있다.

Table 3. Information of beacon transmitted from the KMSL cubesat

Data	Type	Bit
Satellite Callsign	Char	32
Mode Status	Char	8
Flight Software Boot Count	Char	8
Antenna Deploy Count	Char	8
Antenna Deploy Status	Uint	16
Flight Software Boot Time	Char	48
TRX Uptime	Uint	32
TRX Offset	Uint	16
Battery Voltage	Uint	16

KMSL, Korea Microgravity Science Laboratory; TRX, transceiver.

일반적으로 큐브위성은 아마추어 무선(HAM) 통신 방식과 주파수 대역을 사용하기 때문에, 아마추어 지상국에서 신호를 수신할 수 있다. SatNOGS는 전 세계 아마추어 무선 통신 종사자들이 협력하여 지상국 네트워크를 구축하고 신호를 수신하여 데이터화하는 오픈 플랫폼이다. 이러한 플랫폼을 활용하여 KMSL 위성이 한반도 외의 지역을 지날 때 송신하는 비콘 신호를 수신하여 위성이 안정적으로 운용되고 있는지 확인할 수 있었다. Fig. 4는 KMSL 위성의 비콘 신호를 수신한 지상국의 위치를 표기한 그림이다.

이러한 지상국 네트워크는 특히 위성의 초기 운용 시 매우 유용하게 사용될 수 있다. 실제로 KMSL 위성의 경우 위성의 사출 후 2021년 3월 22일 20시 50분(UTC)에 위성의 첫 번째 신호를 Fig. 5(a)와 같이 수신할 수 있었다. 수신된 데이터의 복조를 통해 산출된 데이터(Hex)를 취합하고 정리하기 위해 Fig. 5(b)와 같은 디코더를 개발하여 해당 데이터를 가시화하였다. 그 결과 운용 시나리오에 따라 정상적으로 안테나가 전개되었고 이후 비콘 신호가 송신되고 정상 모드로 진입한 것을 확인할 수 있었다.

그러나 KMSL 위성의 경우, 각속도 감쇠 제어를 통해 각속도가 2 deg/s 이하로 진입되어야 로직에 따라 정상 모드로 전환이 이루어진다. 이는 위성의 질량 중심이 X축 -2.1 mm, Y축 -0.8 mm, Z축 -1.52 mm로 형상 중심에서 크게 벗어나지 않았기 때문에, 사출 시 초기 각운동량이 높지 않아 제어 조건인 2 deg/s 이상에 진입하지 않았고, 따라서 자기 토커가 초기에 작동하지 않고 정상 모드로 바로 전환된 것으로 판단된다. 아울러 KMSL 위성의 비콘 신호에는 각속도 정보가 없어 상기 기술된 내용을 명확히 판단할 수는 없지만, 4월 4일부터 5월 16일까지 수신된 위성의 각속도 데이터를 Fig. 6과 같이 수신한 결과, 위성의 전체 운용 기간 동안 각속도가 1 deg/s 정도를 유지하였다. 따라서 제어 조건에 진입하지 않아 자기 토커가 작동하지 않았음을 알 수 있다.

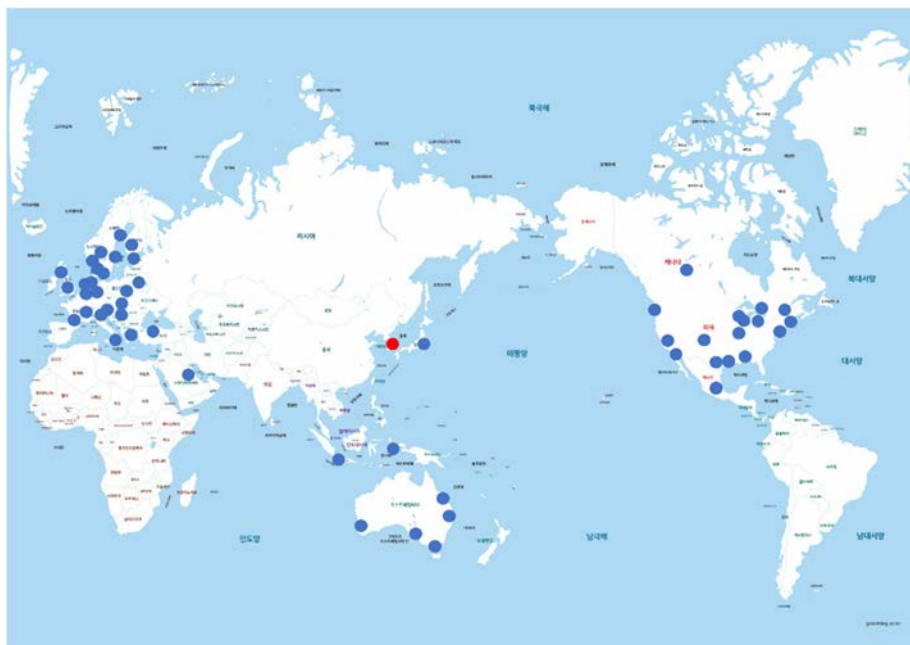


Fig. 4. Location of shared ground stations on the Satellite Networked Open Ground Station (SatNOGS) network for Korea Microgravity Science Laboratory (KMSL) beacon reception.

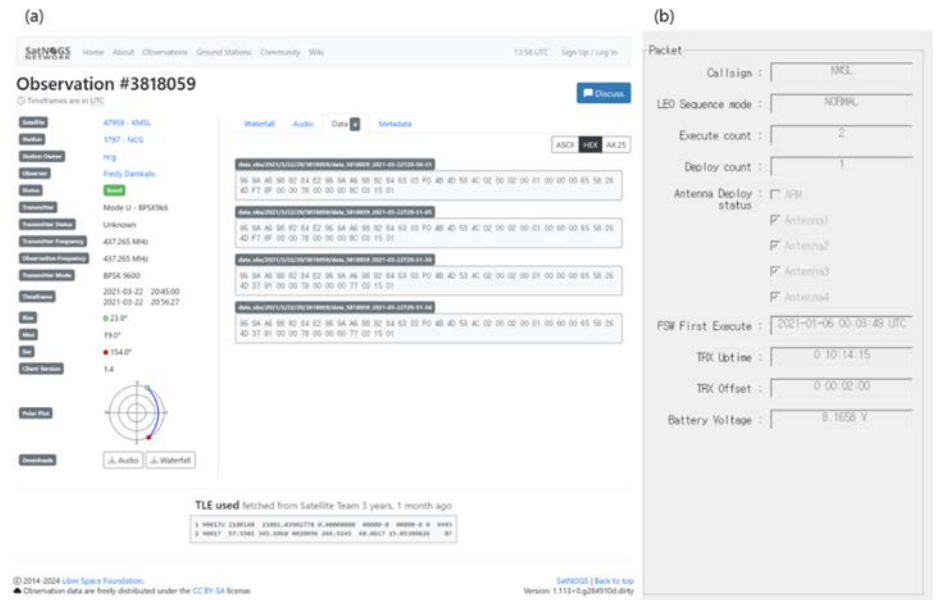


Fig. 5. First received beacon signal released from the Korea Microgravity Science Laboratory (KMSL) cubesat [5]. (a) record of beacon signals received on SatNOGS, (b) beacon signal demodulated by KMSL beacon decoder.

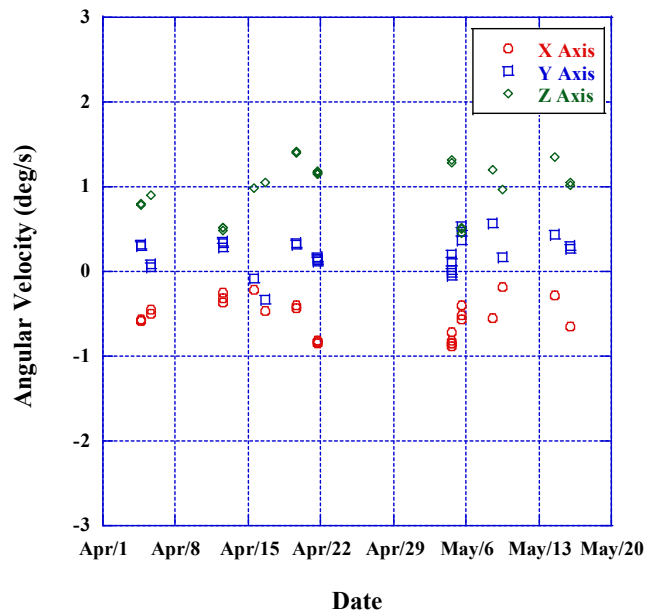


Fig. 6. Angular velocity data received from Korea Microgravity Science Laboratory (KMSL) cubesat.

### 3.3 양방향 교신 결과

KMSL 위성의 경우 GPS가 없어 시간 동기화를 명령을 통해 수행해야만 했다. 따라서 비행 소프트웨어 부팅 시간이 발사체 탑재 전 이루어진 시험 시간인 2021년 3월 22일 10:07:54 UTC로 기록되어 있었고 이를 지상 명령을 통해 변경하였다. 이후 지상국 네트워크에 수신된

비콘 신호 데이터를 확보하였고, 비콘 디코더를 통해 Fig. 7과 같이 가시화하였다. 그 결과 위성의 사출 시간에 비행 소프트웨어가 동작된 것으로 변경됨을 확인할 수 있었다.

KMSL 위성의 연소 실험의 경우, 실험을 위해 2개의 카트리지가 탑재되었다. 각각의 카트리지는 지상 명령에 의해 독립적으로 임무를 수행하며, 온도 및 압력 조건이 충족되면 연소기와 카메라에 전원이 공급되어 실험을 수행한다. 이때 이미지의 빠른 전송과 저장 용량을 고려하여 촬영된 데이터를 제이펙(Joint Photographic Experts Group, JPEG) 이미지 형태로 저장하도록 설계를 수행하였다.

위성의 운용 기간 중 수신된 연소 실험 탑재체의 상태 데이터는 Fig. 8과 같다. 그림에서 알 수 있듯이 2개의 카트리지 모두 임무 설계 요구 조건 중 하나인 탑재체의 내부온도(~40℃)를 만족함을 확인할 수 있었다. 압력 조건의 경우 첫 번째 카트리지가 내부 기밀 상태를 안정적으로 유지하지는 못하였으나, 요구 조건(~0.3 atmabs)을 초기에 만족하여 Fig. 9에서와 같이 2개의 카트리지 모두 지상 명령에 의해 실험을 완료한 것을 확인할 수 있었다. KMSL 위성은 운용 과정에서 일부 이미지 데이터를 수신하는데 성공하였다. 하지만, 해당 데이터를 분석한

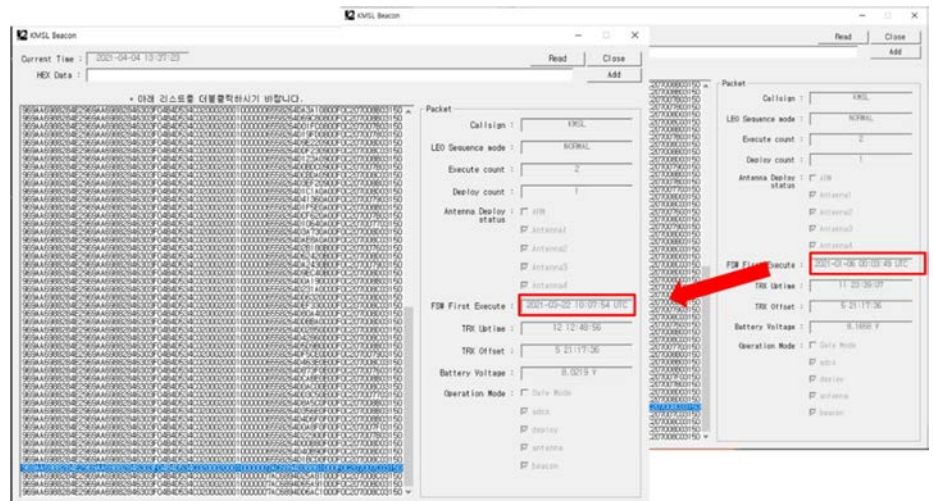


Fig. 7. On board computer (OBC) up-time synchronization process through telecommands.

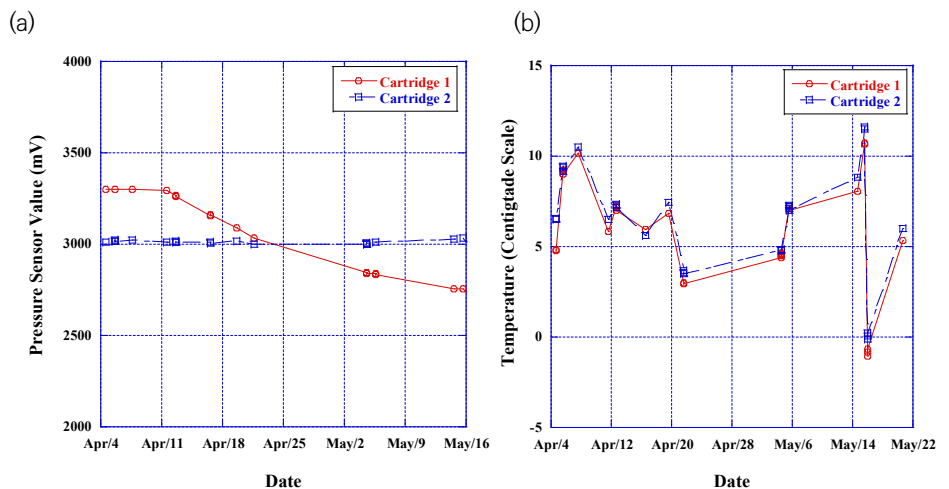


Fig. 8. Combustion experiment status data received from Microgravity Science Laboratory (KMSL) cubesat. (a) received pressure sensor data, (b) received temperature data.



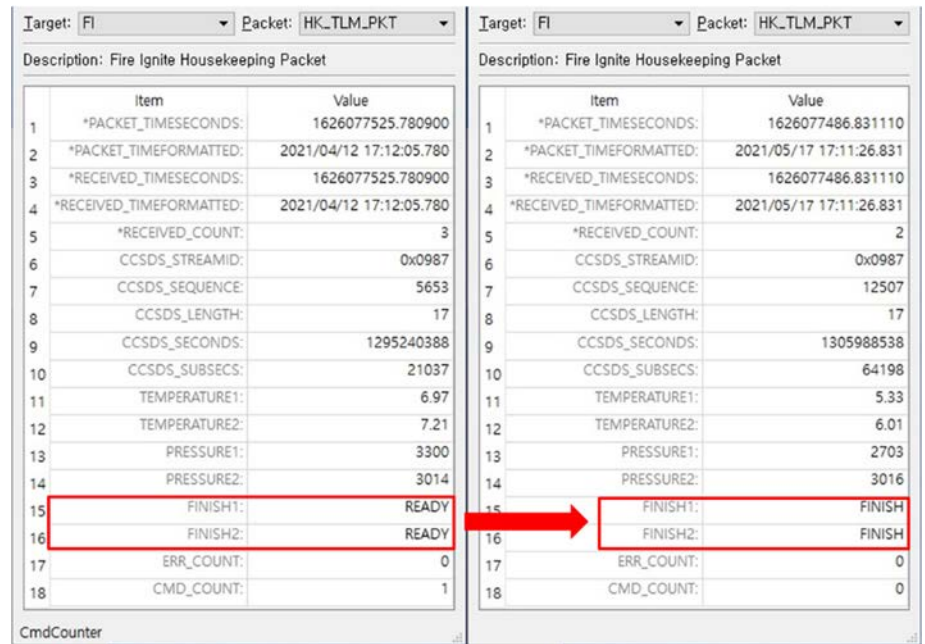


Fig. 9. Combustion experiment results received from Microgravity Science Laboratory (KMSL) cubesat.

결과, 점화 전 이미지로 판단되었다. 이후 추가로 일부 이미지를 수신하였으나, 상기 기술한 바와 같이 KMSL 위성의 연소 실험 데이터는 제이팩 형식으로 저장된다. 제이팩 형식은 데이터 전송과 저장에 이점이 있지만, 데이터 일부가 유실되면 이미지가 왜곡되거나 누락된 영역이 발생할 수 있다. 따라서 파일이 완전히 수신되지 않은 경우, 압축된 데이터가 완전하지 않을 수 있으며, 이는 이미지를 제대로 해독할 수 없게 만들 수 있다. 실제 KMSL 위성도 추가로 수신한 데이터가 불완전하여 실험 결과를 판독할 수 없었고, 이후 후술할 문제에 의해 위성의 운용을 종료할 수밖에 없었다. 따라서 저장 용량을 고려하여 제이팩 이미지를 저장하고 송신한다고 가정하면, 미국 해양대기청(National Oceanic and Atmospheric Administration, NOAA)의 위성과 같이 한 장의 이미지를 여러 개로 분할하여 송신하는 방식을 고려해 볼 필요가 있다고 생각된다. 이렇게 함으로써 데이터 일부 손실에도 불구하고 전체 이미지를 복구할 수 있는 가능성을 높일 뿐 아니라, 실험 결과를 신속하게 분석할 수 있을 것으로 판단된다.

### 3.4 위성 동작 중단: 원인 및 교훈

#### 3.4.1 통신계 이슈

KMSL 위성은 발사 및 사출 당일인 2021년 3월 22일부터 2021년 4월 22일까지, SatNOGS의 비콘 신호 수신 및 개발팀과의 양방향 교신을 통해 정상적으로 운용되어 임무를 수행했다. 그러나 4월 23일 이후, 지상 명령에 의해 위성의 제어가 중단되었고, 이에 따라 SatNOGS의 기록을 확인한 결과, Fig. 10과 같이 위성의 비콘 신호가 더 이상 수신되지 않는 것을 확인하였다.

위성의 통신 불능 시, 회복 프로토콜이 준비되어 있었다. 해당 프로토콜은 비콘 설정 초기화, 통신 모듈 초기화, 비행 소프트웨어 초기화, 시스템 초기화(reset EPS)의 순서대로 진행할

3989679	KMSL	437.265 MHz	BPSK 9600	2021-04-23 07:15:01 2021-04-23 07:27:17		Fredy Damkalis	1920 - VA6RPI Alberta Canada.
3989667	KMSL	437.265 MHz	BPSK 9600	2021-04-23 05:46:05 2021-04-23 05:58:16		Fredy Damkalis	853 - NewUlm-UHF-2
3989664	KMSL	437.265 MHz	BPSK 9600	2021-04-23 04:06:59 2021-04-23 04:19:14		Fredy Damkalis	432 - kc1fha
3989673	KMSL	437.265 MHz	BPSK 9600	2021-04-23 04:06:20 2021-04-23 04:18:34		Fredy Damkalis	1461 - VE2ZSK-VHF-UHF
3989676	KMSL	437.265 MHz	BPSK 9600	2021-04-22 23:17:23 2021-04-22 23:29:36		Fredy Damkalis	1663 - DK05B-UHF-Omni
3989660	KMSL	437.265 MHz	BPSK 9600	2021-04-22 23:17:02 2021-04-22 23:29:18		Fredy Damkalis	40 - CGBSAT-UHF
3990903	KMSL	437.265 MHz	BPSK 9600	2021-04-22 21:49:08 2021-04-22 21:52:33		sp7thr	2012 - SP7THR-UHF

Fig. 10. Microgravity Science Laboratory (KMSL) cubesat beacon signal recording from April 22nd to 23rd, 2021 [6].

예정이었다. 그러나 워치독 타이머의 작동을 통해 시스템이 초기화될 수 있었기 때문에, 대기 하면서 프로토콜을 다시 한번 점검하였다. 그 후, 4월 25일부터 27일까지 비콘 초기화 명령을 송신했으나 응답이 없어 28일부터 30일까지는 통신 모듈 소프트웨어 초기화 명령을 송신하였다. 이후 마지막으로, 통신 모듈의 하드웨어 초기화 명령을 송신하여 5월 3일 자정부터 위성이 다시 정상적으로 작동하는 것을 Fig. 11과 같이 확인할 수 있었다.

### 3.4.2 우주 방사선 이슈

위성이 궤도에서 임무를 수행하는 동안, 위성 버스의 각 서브시스템에서 발생하는 오작동이나 갑작스러운 멈춤 현상의 중요한 원인으로 우주 방사선 환경이 크게 작용하는 것으로 알려져 있다[7]. 우주 환경에서의 방사선은 심우주로부터의 고에너지 우주 입자(galactic cosmic ray), 태양으로부터의 고에너지 우주입자(solar cosmic ray), 지구 자계에 포획된 고에너지 입자 띠(Van Allen Radiation belts, 밴 앨런 벨트) 등으로 구성된다[8]. 이들 방사선은 주로 양성자로 이루어져 있으며, 약 85%를 차지한다. 더불어 이러한 우주 방사선은 지구의 대기권과 상호 작용하여 2차 우주 방사선을 생성하며, 이러한 과정에서 충돌로 인해 중성자, 알파 입자, 베타 입자, 감마 선 등 다양한 2차 방사선이 발생시킨다. 우주 방사선 환경에 노출 되면 위성의 전자품에 설치된 반도체 소자들, 특히 메모리와 같은 부품이 주로 영향을 받는다. 지구 주변의 밴 앨런 벨트와 태양 및 심우주에서 발생하는 양성자, 중성자, 중이온, 알파 입자

4044398	KMSL	437.265 MHz	BPSK 9600	2021-05-03 15:24:59 2021-05-03 15:37:36		Fredy Damkalis	1093 - LU1KCQ Home
4044384	KMSL	437.265 MHz	BPSK 9600	2021-05-03 14:52:42 2021-05-03 15:05:18		Fredy Damkalis	158 - VK6SAT - UHF
4044390	KMSL	437.265 MHz	BPSK 9600	2021-05-03 10:56:19 2021-05-03 11:08:39		Fredy Damkalis	555 - CT1ETE
4044388	KMSL	437.265 MHz	BPSK 9600	2021-05-03 09:23:46 2021-05-03 09:36:06		Fredy Damkalis	519 - JO52
4044400	KMSL	437.265 MHz	BPSK 9600	2021-05-03 09:21:50 2021-05-03 09:34:11		Fredy Damkalis	1298 - primoz
4044412	KMSL	437.265 MHz	BPSK 9600	2021-05-03 09:21:30 2021-05-03 09:33:50		Fredy Damkalis	2128 - 9A3XX

Fig. 11. Microgravity Science Laboratory (KMSL) cubesat beacon signal recorded on May 3, 21 [6].

등의 우주 방사선은 메모리의 민감한 부분에 고장을 유발하거나 단일 이상 현상(single event effect, SEE)을 일으켜 시스템 오작동을 유발할 수 있다. 다행히도, 큐브위성은 주로 저궤도에서 운용되기 때문에 중·대형위성이 운용되는 중궤도나 정궤도에 비해 SEE가 발생할 가능성이 낮아지는 것으로 알려져 있다[8]. 그러나 저궤도에서도 양성자 방사선 벨트가 지구 자기장의 영향으로 남 대서양 지역에 낮게 분포하는 저궤도 근처를 위성이 지날 때 잦은 고장을 일으키는 경우가 있다. 이 특정 지역을 남 대서양 이상 지역(South Atlantic anomaly, SAA)이라고 한다[9]. Fig. 12는 위성의 SEE 발생 빈도를 보여주는데, 다른 지역에 비해 SAA 지역을 통과할 때 SEE 발생이 집중되는 것을 확인할 수 있다.

KMSL 위성은 2021년 5월 21일 이후부터 지상 관제 시설에서 보낸 명령이 수신되지 않는 것을 확인하였다. 따라서 해당 시각의 궤도를 분석한 결과, 위성이 남 대서양 이상 지역 지역을 지나는 것을 Fig. 13과 같이 확인할 수 있었다. 마지막 교신 당일 지상국으로 전달된 위성의 SoC는 80% 이상으로 양호하였고, 다른 특이점이 발견되지 않은 상태에서 통신이 두절되었기 때문에 우선 이전에 발생한 통신계의 비정상 작동을 의심하였다. 따라서 비콘 설정 초기화, 통신 모듈 초기화, 비행 소프트웨어 초기화, 시스템 초기화(reset EPS)의 순서대로 명령을 송신하였으나, 위성의 응답이 없어 공식적으로 운용을 종료하였다.

### 3.4.3 교훈과 향후 개선 방안

KMSL 위성은 2021년 5월 21일 남 대서양 이상 지역을 지난 이후로 위성의 운영에 문제가 발생하였다. 이를 해결하기 위해 프로토콜에 따라 많은 노력을 기울였으나, 위성이 회복하지 못하면서 위성의 운용이 종료되었다. 따라서 큐브 위성 또한 남 대서양 이상 지역에서 집중적으로 발생하는 SEE에 대한 대책을 수립할 필요가 있다고 판단된다. 중·대형 위성에 비해 투입되는 예산이나 개발 기간 등에 있어 제약 사항이 큰 큐브위성의 개발 특성을 고려해 보면, 현실적인 큐브위성의 SEE 대책은 가용 예산 범위 내에서 최대한 비행 이력이 있는 서브 시스템 전장품을 선택하거나 TID 테스트 결과를 제공하는 전장품을 선정하는 것이다. 또한,

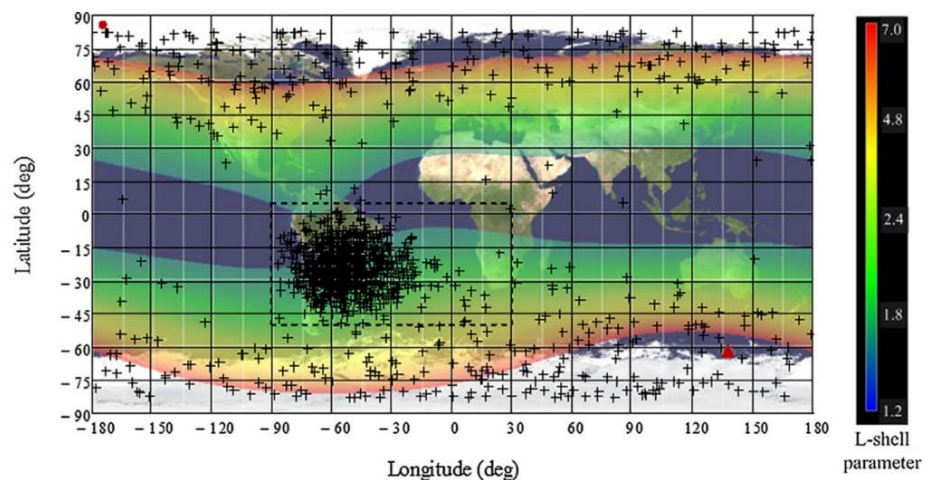


Fig. 12. Frequency of single event effect (SEE) occurrence in South Atlantic anomaly (SAA) region [9].



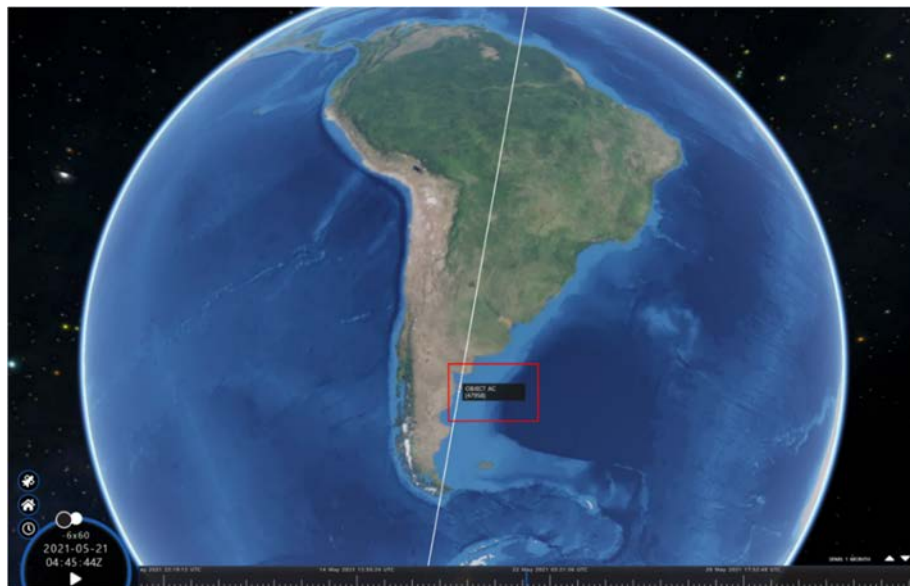


Fig. 13. Orbital position of Microgravity Science Laboratory (KMSL) cubesat on May 21, 2021 [10].

운용 중 서브시스템의 초기화를 통한 메모리 오류의 회복(초기화)을 대안으로 고려해야 한다. 이를 위해서는 비행 소프트웨어 상에서 주기적으로 시스템을 초기화할 수 있도록 구현되어 있거나 지상 명령에 의해 실행될 수 있도록 로직을 마련해야 한다. 결국 상기 언급된 시스템의 초기화는 위성 버스를 구성하는 전체 탑재체 및 모든 서브시스템의 초기화, 비행 소프트웨어의 재시작을 의미한다. 하지만, 위성의 주요 핵심 부품의 재시작은 위성의 운영에 큰 영향을 줄 수 있기 때문에 강건한 재시동 프로토콜의 설계가 필요하다고 판단된다. 따라서 비행 소프트웨어의 로직은 시스템의 초기화 실행으로 발생할 수 있는 상황들에 대처할 수 있도록 설계되어야 한다. 예를 들어 전력계 초기화를 통해 비행 소프트웨어가 재시작될 때는 GPS가 없는 위성의 경우 시간 동기화가 되지 않는 상황이 발생한다. 이로 인해 다른 서브시스템들이 영향을 받는지 확인이 이루어져야 한다. 또한, 안테나와 태양 전지판과 같이 이미 전개가 이루어진 경우, 상태 값을 확인하고 다음 단계로 진행할 수 있도록 설계되어야만 한다. 아울러 전력계의 초기화에 의해 크게 영향을 받을 수 있는 부분은 파일 쓰기인데 초기화 전에 생성된 위성의 상태정보 데이터의 파일에 덮어쓰는 경우가 있는지 확인해야 하는 것이 바람직할 것으로 판단된다.

#### 4. 결론

KMSL 위성은 2021년 3월 22일 바이코누르에서 성공적으로 발사되었고, 국내 지상국으로 비콘 신호 수신과 위성-지상국 간의 데이터 송수신을 원활하게 수행하였다. 위성은 임무 시나리오에 따라 발사관에서 사출된 직후 시스템 부팅, 비행 소프트웨어 실행, 안테나 전개, 비콘 송신까지의 분리모드(separation mode)를 성공적으로 마무리하고 정상 모드(normal mode)로 진입하였다. 이후 지상 명령에 의해 위성의 상세 상태정보(house keeping, HK)를 송신하는 통신모드(communication mode)와 과학 임무를 수행하는 임무 모드(mission mode)를 정상적으로 수행하였다. 발사 이후 약 2개월 동안 KMSL 초소형위성은 안전모드의

진입이나 OBC 및 비행 소프트웨어의 재시동 없이 양호한 상태로 정상모드-임무모드-통신모드 간 모드 변환을 성공적으로 유지하였다. 운용 분석 결과를 바탕으로 국내에서 제작된 avionics도 실제 우주 환경에서 정상적으로 작동하는 것을 확인할 수 있었다. 다만, 자기 토커의 경우 사출된 KMSL 위성의 3축 각속도가 모두 제어 조건인 2 deg/s에 진입하지 않아 운용 중에 작동하지 않았다. 이러한 성과는 마이크로중력 환경에서 큐브위성을 활용한 연구에 대한 잠재력을 입증하였다. 그러나 갑작스럽게 발생한 작동 불능 상태로 인해 정상적인 위성의 임무 수행이 약 2개월로 제한되었다는 한계가 존재한다. KMSL 위성의 작동 불능은 남 대서양 이상 지역의 직·간접적 영향으로 인한 통신 보드의 송수신 기능 오작동(malfunction)으로 추정되며, 위성 운영기간 중 통신 보드의 송수신 기능의 오작동은 지상국 명령에 의한 위성 시스템의 복구(정상화)도 무력화시킬 수 있으므로 핵심 부품(통신계/전력계)의 주기적/간헐적 재시동과 같은 SEEs 대책이 필요하다. 다만, 주요 핵심부품의 재시동은 위성의 운영에 큰 영향을 줄 수 있기 때문에 강건한 재시동 프로토콜 설계가 필요할 것으로 판단된다.

## 감사의 글

이 논문은 2024년도 정부(과학기술정보통신부) 재원으로 정보통신기획평가원의 지원을 받아 수행된 연구입니다(no. RS-2024-00337166, 메타데이터 학습을 통한 생성형 AI 기반 위성 정보 복합분석 및 공급활용 플랫폼 개발).

## References

1. Barmatz M, Hahn IS, Lipa JA, Duncan RV, Critical phenomena in microgravity: past, present, and future, *Rev. Mod. Phys.* 79, 1-52 (2007). <https://doi.org/10.1103/RevModPhys.79.1>
2. Sharp ML, Dietrich DL, Motil BJ, Microgravity fluids and combustion research at NASA Glenn Research Center, *J. Aerospace Eng.* 26, 439-450 (2013). [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000293](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000293)
3. Benoit MR, Klaus DM, Microgravity, bacteria, and the influence of motility, *Adv. Space Res.* 39, 1225-1232 (2007). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2006.10.009>
4. Go JW, There's a reason for the biopharma 'space rush'... space medicine research is 'booming' (2023) [Internet], viewed 2024 Apr 27, available from: <https://m.dongascience.com/news.php?idx=59264>
5. SatNOGS, Observation #3818059 (2021) [Internet], viewed 2024 Apr 27, available from: <https://network.satnogs.org/observations/3818059/>
6. SatNOGS, Observations (2021) [Internet], viewed 2024 Apr 27, available from: <https://network.satnogs.org/observations/?norad=47958&page=185>
7. Koo IH, Lee MK, Park SH, Lessons and countermeasures learned from both domestic and foreign CubeSat missions, *J. Space Technol. Appl.* 3, 355-372 (2023). <https://doi.org/10.52912/jsta.2023.3.4.355>

8. Yi YS, Jeong SK, Hwang IR, Yang YS, Lee ML, et al., ICT device impacts and development trends on cosmic radiation environment, J. Electron. Telecommun. Trend. Res. 37, 21-29 (2022). <https://doi.org/10.22648/ETRI.2022.J.370203>
9. Christoph N, Boettcher M, Mohr U, Gaisser S, Alvarez Rua M, et al., Single event upset investigations on the 'Flying Laptop' satellite mission, J. Adv. Space Res. 67, 2000-2009 (2021). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.12.032>.
10. Spaceaware, Satellite catalog (n.d.) [Internet], viewed 2024 Apr 27, available from: <https://spaceaware.io/>

## Author Information

**이 명 규** leemg0214@chosun.kr



조선대학교 기계시스템공학과에서 2022년 석사 학위를 취득하고, 현재 동 대학교에서 박사과정에 재학 중이다. 제4회 큐브위성 경연대회에 참여하여 KMSL 큐브위성의 설계 및 지상 관제를 수행하였으며, 현재는 제6회 큐브위성 경연대회에 선정되어 개발중인

CPSat의 시스템 엔지니어링 등 큐브위성에 대한 다양한 프로젝트에 참여하고 있다.

**박 설 현** isaac@chosun.ac.kr



2007년 미국 Drexel 대학 기계공학과에서 박사학위를 취득하고 2010년까지 미국 국립표준기술원(National Institute of Standards and Technology, NIST)에서 박사후 연구원으로 국제우주정거장 연소실험 탑재체 운용 및 해석연구에 참여하였다. 이후 2013년까지

한국항공우주연구원 선임연구원으로 재직하던 뒤, 현재는 조선대학교 기계공학과에서 유인우주 가압모듈 화재안전시스템, 우주정거장 과학 탑재체, 초소형위성 설계/제작을 포함한 우주 응용 시스템에 관련된 연구를 수행하고 있다.

연구논문



Received: April 13, 2024  
Revised: April 28, 2024  
Accepted: May 3, 2024

†Corresponding author :  
Kwangsun Ryu  
Tel : +82-42-350-8619  
E-mail : kwangsun@kaist.ac.kr

Copyright © 2024 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Jimin Hong  
<https://orcid.org/0009-0005-1763-6253>  
Yoon Shin  
<https://orcid.org/0009-0003-9573-5199>  
Sebum Chun  
<https://orcid.org/0000-0003-1367-7734>  
Sangwoo Youk  
<https://orcid.org/0009-0009-5313-3994>  
Jinkyu Kim  
<https://orcid.org/0000-0001-5650-2163>  
Wonho Cha  
<https://orcid.org/0000-0003-2388-0904>  
Seongog Park  
<https://orcid.org/0000-0002-0363-6579>  
Seunguk Lee  
<https://orcid.org/0000-0001-8045-6398>  
Suhwan Park  
<https://orcid.org/0009-0006-4963-1024>  
Jeong-Heon Kim  
<https://orcid.org/0000-0003-4953-5228>  
Kwangsun Ryu  
<https://orcid.org/0000-0001-8550-4213>

# 저고도 전리권 관측을 위한 사운드링 로켓 실험용 IAMMAP(Ionospheric Anomaly Monitoring by Magnetometer And Plasma-Probe)의 과학적 목표와 임무 설계

홍지민<sup>1</sup>, 신동윤<sup>2</sup>, 천세범<sup>2</sup>, 육상우<sup>2</sup>, 김진규<sup>1</sup>, 차원호<sup>1</sup>, 박성욱<sup>1</sup>, 이승욱<sup>1</sup>, 박수환<sup>1</sup>, 김정현<sup>3</sup>, 유광선<sup>1†</sup>

<sup>1</sup>한국과학기술원 인공위성연구소

<sup>2</sup>페리지에어로스페이스(주)

<sup>3</sup>한국천문연구원

## Scientific Objectives and Mission Design of Ionospheric Anomaly Monitoring by Magnetometer And Plasma-Probe (IAMMAP) for a Sounding Rocket in Low-Altitude Ionosphere

Jimin Hong<sup>1</sup>, Yoon Shin<sup>2</sup>, Sebum Chun<sup>2</sup>, Sangwoo Youk<sup>2</sup>, Jinkyu Kim<sup>1</sup>, Wonho Cha<sup>1</sup>, Seongog Park<sup>1</sup>, Seunguk Lee<sup>1</sup>, Suhwan Park<sup>1</sup>, Jeong-Heon Kim<sup>3</sup>, Kwangsun Ryu<sup>1†</sup>

<sup>1</sup>Satellite Technology Research Center (SaTRec), Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon 34141, Korea

<sup>2</sup>Perigee Aerospace Inc, Daejeon 35203, Korea

<sup>3</sup>Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea

### 요약

사운드링 로켓은 저렴한 비용과 빠른 개발 기간을 통해 전리권이나 무중력 환경을 직접 탐사하는 유용한 도구이다. 이러한 로켓은 목표 고도에 신속하게 도달하며, 다양한 과학적 장비를 탑재하여 데이터를 실시간으로 수집할 수 있다. 페리지에어로스페이스(주)는 2024년 상반기에 첫 시험 발사를 진행한 뒤, 2025년 1월 경에는 2차 성능시험 사운드링 로켓을 발사할 예정이다. 이 로켓은 제주 해상에서 발사될 예정이며, 약 150 km의 목표 고도에 총 30 kg의 탑재체를 싣고, 준궤도 영역에서 다양한 실험을 수행할 것이다. 특히, 중위도 지역의 전리권에서는 간헐적으로 전자 밀도가 증가하는 스포라딕 E층과 적도 전기제트에 의한 자기장의 미세변화를 관측할 수 있을 것으로 예상된다. 이러한 관측을 위해 KAIST 인공위성연구소에서 개발 중인 탑재체 IAMMAP(ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe)의 사운드링 로켓 버전이 발사체에 실릴 예정이다. 본 연구는 중위도 지역의 전리권에 대해서 이해하고, 2차 성능시험에서의 관측 가능한 임무 설계에 중점을 두고자 한다.

### Abstract

Sounding rockets are cost-effective and rapidly deployable tools for directly exploring the ionosphere and microgravity environments. These rockets achieve their target altitudes quickly and are equipped with various scientific instruments to collect real-time data. Perigee Aerospace plans its inaugural test launch in

the first half of 2024, followed by a second performance test launch in January 2025. The second launch, scheduled off the coast of Jeju Island, aims to reach an altitude of approximately 150 km with a payload of 30 kg, conducting various experiments in the suborbital region. Particularly in mid-latitude regions, the ionosphere sporadically exhibits increased electron densities in the sporadic E layers and magnetic fluctuations caused by the equatorial electrojet. To measure these phenomena, the sounding rocket version of ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe (IAMMAP), currently under development at the KAIST Satellite Research Center, will be onboard. This study focuses on enhancing our understanding of the mid-latitude ionosphere and designing observable missions for the forthcoming performance tests.

**핵심어** : 전리권, 사운드링로켓, 스포라딕 E 층, 적도 전기제트, 미션설계

**Keywords** : ionosphere, sounding rocket, sporadic e layer, equatorial electrojet, mission design

## 1. 서론

전리권(ionosphere)은 지구의 중성대기 일부분이 이온화한 영역으로 고도 50 km 이상의 상부 중간권 및 열권을 포함한 넓은 영역에 분포하고 있다. 지구의 전리권은 주로 고에너지 태양 복사선인 X선과 자외선, 그리고 외부의 우주선(cosmic ray)에 의해 생성된다. 이온화된 하전 입자들은 집단을 이루면서 플라즈마를 형성하지만, 여전히 전기적으로 중성인 입자가 많이 존재하기 때문에 중성대기와의 상호작용을 무시할 수 없다. 또한, 우주공간에서 플라즈마(태양풍 등)가 지속적으로 유입되고 지진 활동, 쓰나미 등 지표면의 현상도 전리권에 영향을 미치므로 역동적인 상태를 유지하게 된다[1]. 전리권은 GPS(global positioning system)와 전파 통신을 포함한 다양한 기술적 응용에 큰 영향을 미치기 때문에 다양한 요인에 의한 변화를 이해하고 해석하는 것이 중요하다.

대표적인 지상 관측 방법으로 이오노존데(ionosonde)가 있다. 주파수를 변화시켜 가면서 전파를 전리권에 수직으로 방출하여 반사되어 돌아오는 시간과 임계주파수를 측정함으로써, 이온화된 층의 상세한 전자 밀도 정보를 획득한다. 또한, 전리권을 통과하는 GNSS(global navigation satellite system) 전파를 이용한 차폐(occultation) 및 신틸레이션(scintillation) 측정법이 있으며, HF, VHF, UHF 주파수를 사용하는 간섭 산란 레이더(coherent scatter radar)는 도플러 효과를 활용하여 오로라, 자기적도, 유성 트레일과 같은 현상을 관측할 수 있다. 반면에, 비간섭 산란 레이더(incoherent scatter radar)는 이온 밀도, 온도, 표류 속도, 중성 대기의 특성을 포함하여 전리권의 상태에 대한 다양한 정보를 제공한다[2]. 광학관측으로는 국내에서 남극 세종과학기지에 유성레이더와 전천카메라를 설치하여 운영하고 있으며, 추가로 간섭계를 이용하여 상층 대기 및 전리권 연구를 수행하고 있다[3]. 직접적인 방법으로는 인공위성 탑재체로 전리권의 상층부를 관측하거나, 로켓을 이용하여 현장 측정(in-situ) 데이터를 획득하는 방법이 있다. 특히, NASA의 사운드링 로켓(sounding rocket) 프로그램은 연구자들이 비교적 저렴하고 간단하게 우주 환경에서 실험을 수행할 수 있는 유연한 플랫폼을 제공한다.

일반적인 궤도 임무 로켓과 달리 사운드링 로켓은 목표하는 고도까지 빠르게 상승하여 짧은 시간이지만 100 km 이상의 우주공간을 경험한 후 하강하기 때문에 즉각적인 데이터 획득이

가능하다. 위성 궤도에 진입하지 않아서 고가의 부스터나 고성능의 텔레메트리(telemetry, TM) 및 지상국이 필요하지 않으므로 개발 비용이 저렴하다. 300 km 미만의 고도에서는 대기 항력으로 인해 인공위성의 궤도 유지가 어렵기 때문에 사운드 로켓이 100-200 km 고도의 상층대기를 관측하는 유일한 현장관측 방법이라 할 수 있다. 페리지어어로스페이스(이하 페리지)에서는 우주발사체 기능시험을 겸한 사운드 로켓을 개발하여, 2024년 상반기 내 시험 발사 예정에 있다. 이는 1990년대 진행됐던 한국형 과학관측 로켓(korea sounding rocket, KSR) 시리즈를 계승하는 의의가 있으며, 서브오비탈 영역에서 수행할 수 있는 여러가지 실험 기회를 제공할 수 있을 것으로 생각된다. 미소중력( $10^{-5}$  g 이하) 및 재진입 실험이 가능하며 위성 탑재체의 성능 검증에도 이용할 수 있다.

본 논문에선 2025년 1월 이후 발사예정인 페리지 사운드 로켓의 2차 성능시험에 대한 임무설계를 하고자 한다. 하부 전리권 관측 및 과학탑재체 검증에는 KAIST 인공위성연구소에서 개발하고 있는 IAMMAP(ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe) 탑재체의 페리지 사운드 로켓(perigee sounding rocket, PSR) 버전이 이용될 예정이다.

## 2. 사운드 로켓

페리지는 2018년 설립된 우주발사체 스타트업으로, 2022년 3월에 사운드 로켓 Blue Whale(BW)-0.1의 세 번째 발사를 성공하면서, 발사체 초기 모델 개발을 완료하였다. 이어서, 재사용 가능한 발사체 기술을 확보하기 위해 BW-0.3과 발사체의 1, 2단부 및 BW-0.4의 개발을 진행 중이다. 이를 기반으로 최종적인 모델인 BW-1은 저렴한 발사 비용과 높은 신뢰성에 중점을 두고 개발될 것이다. 약 200 kg의 탑재체를 태양동기궤도로 수송할 수 있고, 이륙 질량 약 20톤의 소형 발사체로 비용 절감 및 구조비 개선 등의 다양한 설계가 채택되었다.

BW-1의 추진제 탱크는 강화 레진(toughened resin) 기반의 탄소섬유 강화 플라스틱으로 제작되어, 초저온 및 내화성을 갖추면서 질량 효율을 향상시켰다. 또한, 1단 엔진은 9개의 3톤급 터보펌프 메탄 엔진으로 구성되어 높은 추중비를 유지하며, 내폭 설계된 격리 엔진룸을 사용하여 엔진 실패로 인한 임무 실패 가능성을 줄였다. 2단 엔진은 가압식 구조를 채택하여 구조 단순화를 통해 공중 점화에 대한 신뢰성을 확보하고 생산비용을 절감하였다. 구조비를 15% 내외로 유지하여 전기모터식 추진기관을 채택한 금속 소재의 타사 상단에 비해 우수한 수준을 유지하고 있다. 추가적으로, 해저 암반에 다리를 내려 플랫폼 구축이 가능한 잭업(jack-up) 발사선박(해상 발사를 위한 바지선) “Cetacea-1”을 건조하여 해상 발사장을 자체 개발, 보유하고 있어 발사 위치 및 일정의 유연성을 높일 수 있다.

향후 안정적인 발사를 위해서는 BW-1에 적용 예정인 핵심 기술들의 검증이 필수적이다. 이를 위해 BW-0.4를 이용하는 준궤도 발사체 임무를 기획하였다. 2023년 12월, 120초의 단연소 시험을 성공적으로 끝냈으며[Fig. 1(a)] 현재 첫 번째 FM의 제작이 마무리 단계에 있다. 이후, 2024년 상반기 내 시험발사를 거쳐 2025년 1월경 2차 성능시험 예정에 있다. 1차 시험 발사의 목표 고도는 85 km이며, 건조 중량은 270 kg(탑재체 100 kg)이다. 대략적인 비행 시간은 약 6-7분 정도로 예상되며, 낙하점까지의 거리는 21 km이다. 2차 성능시험에서는 페이로드의 중량에 따라서 최소 100 km에서 최대 220 km의 목표 고도 설정이 가능하다[Fig. 1(b)]. 탑재체의 총 무게인 30 kg를 고려한다면, 대략적인 비행시간은 10분 정도로 미소중력

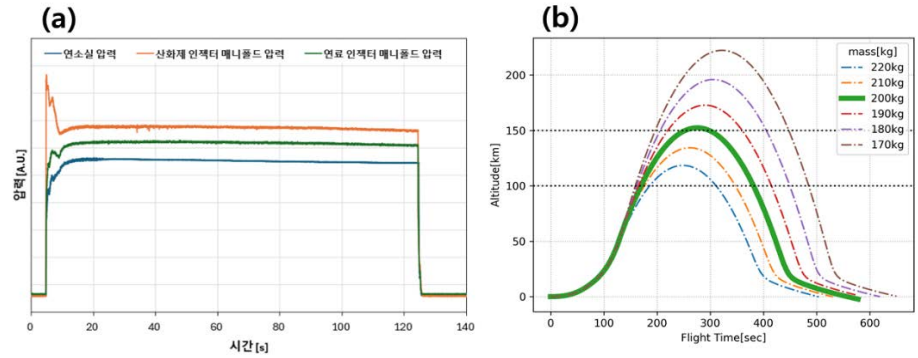


Fig. 1. Combustion experiment and flight altitude analysis of BW-0.4 (a) Results of 120-second combustion experiment conducted at Perigee Aerospace in December 2023, (b) Maximum flight altitude by payload mass.

상태를 약 3분 정도 경험하면서 전리권 하부 영역을 탐색할 수 있는 기회를 제공한다. 페어링 단에서 페이로드 유닛들과 연결할 수 있는 RS-422 플랫폼과 28V 전원부가 제공되므로, 차세대 중형위성 3호에 탑재될 전제로 개발된 IAMMAP은 최소한의 설계 변경만으로 임무를 수행할 수 있다. 이를 통해 단기간에 전자 회로와 구조체만 개발하면 전리권 하부를 관측할 수 있는 기회를 얻을 수 있다.

### 3. 관측임무 및 탑재체

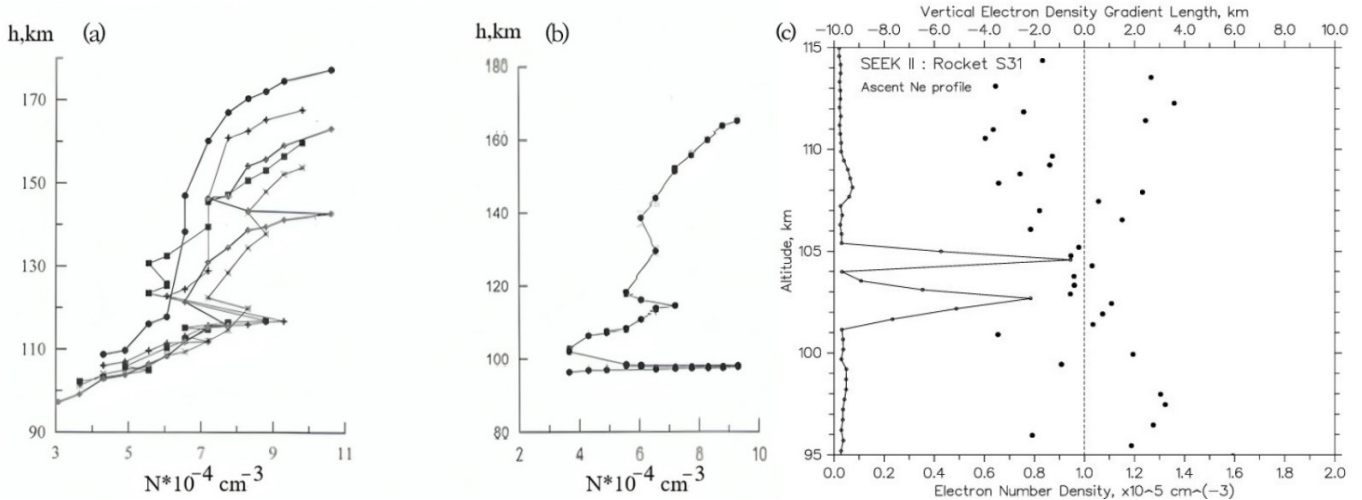
#### 3.1 관측임무

##### 3.1.1 Sporadic E layer

전리권은 낮과 밤에 따라서도 변화하며, 위도에 따라 그 변화의 경향성이 다양하게 나타난다. 일반적으로 고도에 따라 D, E, F층으로 분류되며, 경우에 따라서는 F층을 F1, F2층으로 나눠서 분류하기도 한다. 중위도에서는 전리권의 E층에서 간헐적으로 전자 밀도가 급격하게 증가하는 스포라딕-E(sporadic-E, Es) 현상이 발생한다. Es층은 약 90-120 km 고도에 위치하며 두께는 약 1-2 km, 수평 길이는 수십-수백 km에 달하며 주위보다 밀도가 2-3배 높다[4]. 현재까지 밝혀진 생성 원인으로는, 주로 유성의 금속성 이온( $Fe^+$ ,  $Mg^+$ ) 잔해가 수평 방향의 중성 전단풍(wind shear)으로 인해, Es층을 발생시킬 수 있다고 알려져 있다[5,6]. 이러한 Es층은 여름에 더 많이 발생하는 경향성을 띄는데, 겨울에는 수평 중성풍이 전리권 E층에서의 금속 이온을 분산시켜 형성을 억제하기 때문이다. 이러한 생성 매커니즘에 따라 한반도 지역에서는 여름철 Es층의 발생률이 평균적으로 80%에 육박하는 반면, 겨울철에는 약 45% 발생률을 통계적으로 보이고 있다[7]. 이 층은 20-200 MHz에 이르는 주파수의 전자기파를 반사하기 때문에, 전파 통신에서 신호를 교란 시키거나 반사하는 등의 영향을 주며, 지상에서 전리권을 모니터링하는 것을 방해한다. Fig. 2는 선행 연구에서 발견된 Es층의 특징과 실제 관측 결과를 보여준다.

페리지의 2차 성능시험은 2025년 1월경으로 예상하고 있으며, 목표 고도는 150 km로 진행될 예정이다. 기존 연구를 통해, 로켓 발사예정 시기인 중위도의 겨울철에는 Es층 발생빈도





**Fig. 2.** Measurements of ionosphere. (a,b) Profiles of electron density in ionosphere using by artificial periodic irregularities (API technique) [8], (c) Es layer electron density profile (solid line) observed from sporadic E experiment over Kyushu (SEEK II) rocket and computed vertical plasma density scales (dots) expressed in kilometers [9].

가 약 45% 정도로 발생하고 있고, 정오 부근 가장 많이 활성화 된다는 통계자료[7]가 있으므로 Es층의 관측을 시도할 수 있다고 판단된다. 특히, 제주 지방의 자료를 확인하면 이른 오전보다 오후의 Es층의 활성도가 높은 것을 확인할 수 있으며, 이는 발사시간을 11-16시로 설정한다면 보다 확실한 전리권의 프로파일을 얻을 것으로 예측된다. 또한, Es층의 발생 원인 중 하나로 여겨지는 금속성 이온 잔해의 영향을 극대화하기 위해, 1월의 사분의자리(Quadrans Muralis) 유성우를 중심으로 발사 구간을 설정하는 것이 관측 가능성이 높다. 2024년을 기준으로 할 때, 1월 4일이 유성우의 절정이므로, 1월 1일부터 1월 8일까지를 발사 구간으로 선정하는 것이 유성우의 영향을 받는 Es층 현상을 포착할 가능성이 가장 높다.

### 3.1.2 Equatorial electro-jet

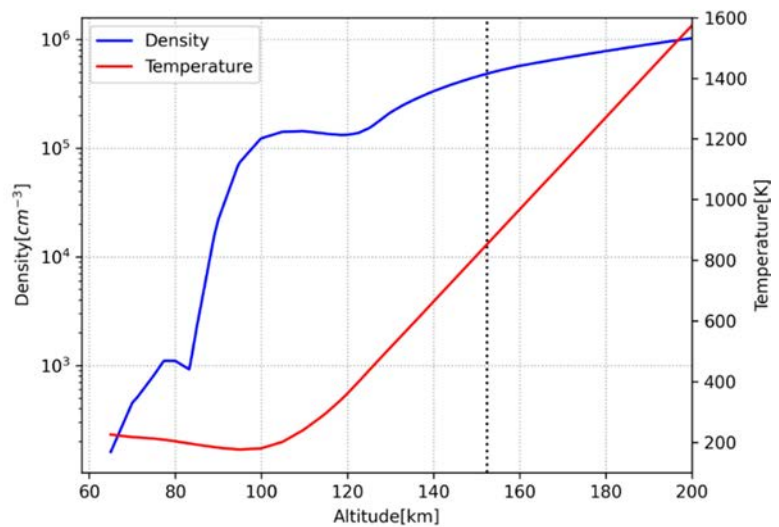
전리권에서는 중성풍과 지구 자기장의 상호 작용에 의해 적도 전기제트(equatorial electro-jet, EEJ)라고 불리는 서쪽에서 동쪽으로 흐르는 좁고 강렬한 전류가 나타난다. 일반적으로 EEJ는 두가지 성분에 의해 활성화되는데, 첫 번째는 낮 지역의 새벽지역(dawn side)에서 황혼지역(dusk side)로 발생하는 동쪽 방향의 전류이다. 이는 새벽지역의 전리권에 쌓인 전하가 황혼지역으로 이동하면서 발생하며, 이는 일반적으로 전리권 낮 지역에서 발생하는 동향 전류(pedersen current,  $J_p$ )이다. 이 페더슨 전류로부터 다시 발생하는 홀 전류(hall current,  $J_h$ ) 성분이 더해지게 되며, 결론적으로는 이 두 성분이 모두 동쪽 방향으로 흐르기 때문에 낮 지역의 적도부근에서는 강한 EEJ가 발생할 수 있게 된다. 그 세기는 낮에 최고조에 달하며 태양 복사 및 지자기 조건과 같은 요인의 영향을 받아 계절에 따라 변동성을 나타낸다.

EEJ는 자기장이 남북 방향을 따라 수평으로 형성되는 지자기 적도에서 발생하는 것이 일반적이며, 전리권 E층에서 활성화된 EEJ는 더 높은 고도인 F층까지 전자기장의 변화를 야기한다. 이러한 현상은 전리권 교란 또는 불균일(irregularity)을 일으켜 전파통신에 문제를 발생시킬 수 있다. 선행 연구를 통해 EEJ는 적도를 지나는 인공위성 궤도에서 수-수십 nT 정도의



자기장 세기를 갖는 것으로 알려져 있다[10]. 이것을 명확하게 구별하려면 분해능과 잡음이 1 nT 미만의 정밀한 자력계가 필요하다.

EEJ는 적도지방에서 주로 발생하지만 그 규모에 따라 중위도 지방에서도 관측 가능한 현상이다. Kikuchi et al.은 지자기 교란 기간 동안 DP2(disturbance polar of the second type) event가 발생하고, PPEF(prompt penetration electric field)라고 불리는 현상이 EEJ를 유도 및 강화시킬 수 있다고 언급한 바 있다[11]. 또한, 강한 지자기 폭풍 기간 동안 중위도 지방의 지자기 성분의 변화와 EEJ가 상관관계가 있는 것으로 파악되며, 이는 중위도 지방에서도 EEJ의 변화가 간접적으로 관측될 수 있음을 시사한다. 물론 지자기 폭풍이 발생해야 한다는 조건이 있지만, 현재 25 태양주기의 강한 태양활동 기간으로 다른 기간보다 지자기 폭풍이 자주 발생하고 있으므로, 중위도까지 확장된 전류계의 영향을 관측할 확률이 높다. 이러한 점과 페리지의 2차 성능시험의 목표 고도(150 km)를 고려하였을 때, 낮에 전류가 강화되는 특징이 있으므로 10-14시가 EEJ 관측에 적절한 발사 시간 대역이며, Es층과 함께 관측하기 위해선 11-14시가 발사의 최적 시간으로 고려된다. Fig. 3은 IRI 모델을 이용한 2024년 1월 4일 정오의 전리권의 전자 밀도를 보여주고 있으며, Table 1에 제시된 IAMMAP의 사양으로 관측이 가능하다. 또한, 자력계(AIMAG, adaptive in-phase magnetometer) 성능(Table 1)도 EEJ 현상에 의한 자기장 변화를 관측할 수 있을 것으로 판단된다.



**Fig. 3.** This is a density and temperature of ionosphere using the IRI 2020 at noon on January 4, 2024, when the maximum of Quadrantid meteor shower. The black vertical dashed-line indicates the maximum altitude of perigee sounding rocket.

**Table 1.** IAMMAP specification

Units	Parameters	Capability
Langmuir probe (AIPIM)	Density ( $cm^{-3}$ )	$10^4 - 10^6$
	Temperature (K)	600 - 3,000
	Resolution (ms)	20

Table 1. (Continued)

Units	Parameters	Capability
Impedance probe (AIPIM)	Frequency (MHz)	0.1 – 10
	Density (cm <sup>-3</sup> )	10 <sup>4</sup> – 10 <sup>6</sup>
	Resolution (ms)	1
Magnetometer (AIMAG)	Measuring range (nT)	±60,000
	Resolution	1 nT @ 10 Hz
	Noise	300 pT/√Hz @ 1 Hz
	Temperature coefficient	0.1%/°C

IAMMAP, ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe; AIPIM, advanced impedance probe for ionospheric monitoring; AIMAG, adaptive in-phase magnetometer.

### 3.2 관측 탑재체 구성과 특성

IAMMAP은 2025년 한국형 우주발사체(KSLV-II)에 실려 올라갈 차세대 중형위성 3호(CAS500-3)의 탑재체 중 하나이다. IAMMAP의 관측 대상은 적도 지방에서 발생하는 EIA(equatorial ionization anomaly) 및 EEJ이며, 두 현상 사이의 복잡한 상호작용을 규명하는 것이 목표이다[12]. IAMMAP에는 플라즈마 측정을 위한 랭뮤어 프로브(langmuir probe, LP) 및 임피던스 프로브(impedance probe, IP)가 포함된 AIPIM으로 구성되며, AIMAG라는 고정밀 플럭스게이트 자력계 세트가 포함된다[13]. 현재 인증모형(engineering qualification model, EQM) 개발이 완료된 상황이며, 이를 기준으로 IAMMAP-PSR 버전이 개발될 예정이다. Fig. 4는 페리지 사운드링 로켓에 탑재될 IAMMAP의 구성도를 보여주고 있다. 기존 위성용

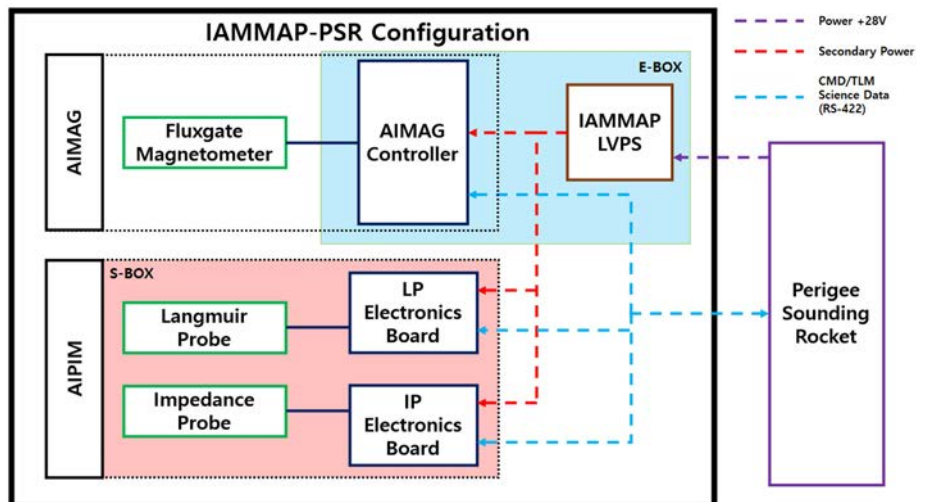


Fig. 4. Ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe perigee sounding rocket (IAMMAP-PSR) electronics configuration. AIMAG, adaptive in-phase magnetometer; AIPIM, advanced impedance probe for ionospheric monitoring; LVPS, low voltage power supply; LP, langmuir probe; IP, impedance probe.

버전과는 자료 전송 방식이 달라 1553B 및 채널링크 통신을 위한 모듈 등이 생략되었으며, 전원 인가 방식은 동일하다.

### 3.2.1 AIPIM(advanced impedance probe for ionospheric monitoring)

#### 3.2.1.1 Langmuir probe

LP는 Langmuir & Mott-Smith에 의해 발명됐으며, 플라즈마 진단에서 가장 간단하면서 강력한 도구이다[14]. V-2 로켓에 처음 탑재되어[15], 그 유효성이 입증되면서 많은 사운드링 로켓 임무와 위성에 탑재되기 시작했다. 외부에 노출된 금속 프로브에 전압을 스위프(sweep)하면 플라즈마를 구성하는 하전입자들이 표면으로 수집되는데, 이때 발생하는 움직임에 따라 전류가 발생하고 이를 측정하여 플라즈마의 특성을 측정할 수 있다. Fig. 5와 같이 일반적인 I-V(current-voltage) 곡선의 해석을 통해 전자 및 이온의 포화영역, 비행체 전위(spacecraft potential) 등을 유도할 수 있고, 각 영역에 대한 특성 방정식을 이용하여 플라즈마의 밀도와 온도를 유도하게 된다. IAMMAP의 경우 Guard ring + Disk-type의 형태를 채택하여, 전기장의 왜곡을 방지하였으며, 연구소에 보유하고 있는 우주 플라즈마 챔버를 이용하여 프로브의 보정을 진행하였다[16].

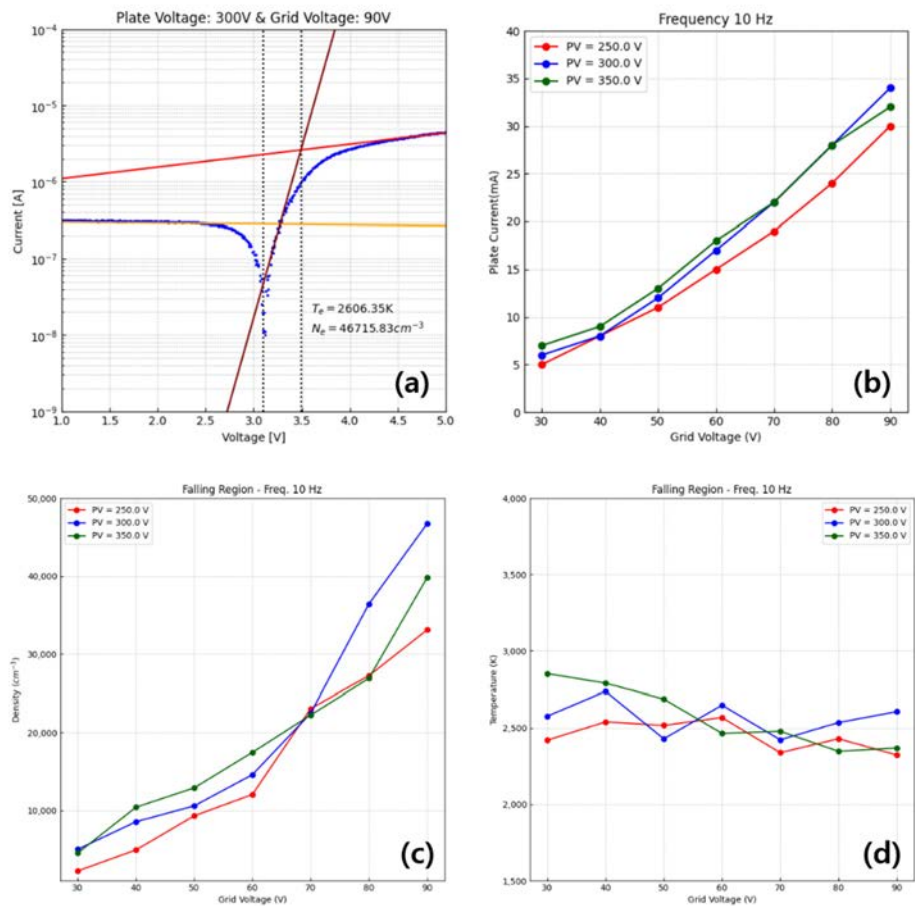


Fig. 5. Analysis of plasma experiment using langmuir probe. (a) I-V curve obtained via LP, (b) linearity between grid voltage & plate current with plate voltage at a 10 Hz sweep frequency, (c) electron number density, (d) plasma temperature.

IAMMAP의 LP에서는 MCU(micro controller unit) 내부의 DA(digital to analog) 컨버터를 사용하는 DMAC(direct memory access controller)와 프로그램 가능한 칩인 WG(waveform generator)을 이용하여 전압 스위프 형상을 결정하게 된다. 이 두 가지 방식은 MUX(multiplexer)를 통해 채널을 선택하게 되며, 이후 프로브를 통해 플라즈마 전류를 측정할 수 있도록 회로를 구성하였다.

### 3.2.1.2 Impedance probe

IP를 단독으로 사용하기엔 극복해야 할 몇 가지 사안이 존재하는데, 크게 전극 표면의 오염과 위성 표면적 문제가 있다. 이 두 가지 문제는 플라즈마의 밀도와 온도가 유도되는 I-V 곡선을 왜곡하고, 이에 따라 잘못된 물리값을 제공할 위험성이 있다[17,18]. 따라서, 위의 제한 사항을 받지 않는 IP를 함께 구성하여 플라즈마 임피던스를 측정하는 것이 IAMMAP의 큰 장점이라 할 수 있다.

IP는 Fig. 6과 같이 주파수를 스위핑하여 플라즈마의 임피던스를 스캔하고 상부 혼성 주파수(upper hybrid frequency,  $f_{UHR}$ )를 찾을 수 있도록 하며, 이  $f_{UHR}$ 와 밀도 사이의 관계를 통해 플라즈마 매개변수를 추론하게 된다. 직접 전류를 측정하는 것이 아니기 때문에 비교적 오염과 표면적 문제에서 자유롭다는 장점이 존재하지만, 안테나나 플라즈마 쉬스(sheath)의 임피던스 범위가  $f_{UHR}$ 와 겹치지 않도록 조정이 필요하다(약 1-10 MHz). EQM 실험결과를 바탕으로 15 cm의 모노폴 안테나를 적용하여 전리권 플라즈마 측정에 사용할 수 있음을 확인하였다[19].

### 3.2.2 AIMAG(adaptive in-phase magnetometer)

플럭스게이트 자력계는 1936년에 처음 발명되었으며[20], 1958년 스푸트니크 III에 탑재된 후 위성에서도 점진적으로 사용되기 시작했다[21]. 전리권 플라즈마를 이해하고 연구하는 데에 자기장 데이터는 필수적인 요소이지만, 수 nT의 약한 자기장 변화를 관측해야 하므로, 신호

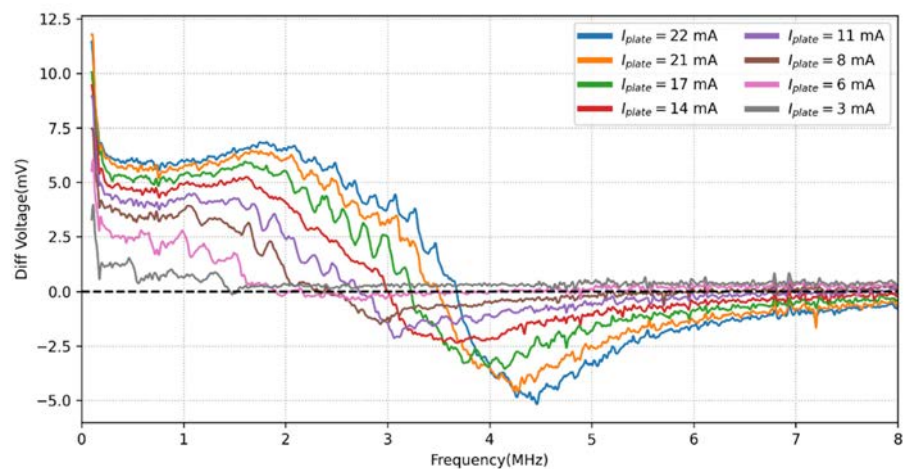
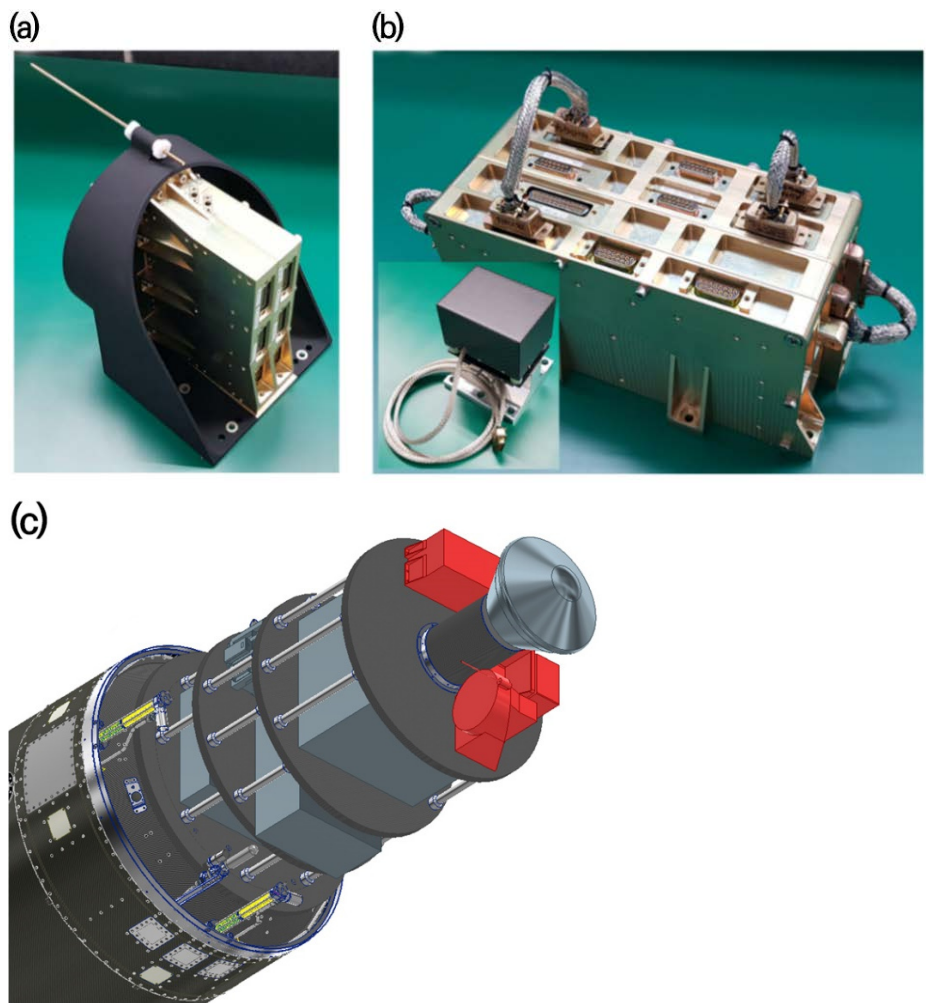


Fig. 6. Impedance probe (IP) sweeps through frequencies to locate the upper hybrid frequency ( $f_{UHR}$ ). It identifies  $f_{UHR}$  by comparing the output to the background and selecting the frequency where the voltage reduction is observed.

대 잡음비가 높아야 한다. 일반적인 플럭스게이트 자력계의 성능은 픽업(pick-up) 신호의 위상이 온도에 따라 민감하게 반응하기 때문에, 극한의 온도 조건에서 신호가 불안정 해지고 출력 노이즈에 영향을 미치게 된다[22]. 이를 보정하기 위해서 자력계는 온도 변화에 저항할 수 있는 재료와 회로 디자인을 적용해야 한다. Fig. 7에서 AIMAG를 포함한 IAMMAP의 전체적인 형상을 보여주고 있다.

AIMAG에서는 adaptive in-phase라는 온도 변화에 내성이 있는 회로 디자인이 적용되었다. 새로 고안된 이 회로는 픽업 신호의 위상이 어떻게 변하더라도 동일 위상(in-phase)을 유지하면서, 안정적으로 신호를 유지할 수 있다[13]. 또한, 교정(calibration) 및 최적화로 분해능은 1 nT의 고해상도로 구현하고, 노이즈 레벨은 약  $150 \text{ pT}/\sqrt{\text{Hz}}$ 를 달성하여 요구 사항을 만족하였으며 정밀하게 자기장 필드를 관측할 수 있을 것으로 생각된다. 본 임무에서는 사운드링 로켓의 중량을 고려하여 1세트가 탑재될 계획이다[Fig. 7(c)].



**Fig. 7.** Shape of IAMMAP and mounting on sounding rocket. (a) S-Box, AIPIM & Sensors, (b) E-Box, AIMAG & low voltage power supply (LVPS), (c) structure of ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe (IAMMAP) on sounding rocket. AIPIM, advanced impedance probe for ionospheric monitoring; AIMAG, adaptive in-phase magnetometer.



### 4. 데이터 획득 및 처리

본 임무에서는 탑재체와 발사체 간의 통신에 RS-422 시리얼 통신 프로토콜을 사용할 예정이다. RS-422은 높은 잡음 내성과 차동 신호 방식을 통해 신뢰성 있는 데이터 전송이 가능하다. 따라서 외부 노이즈가 많은 환경인 인공위성이나 발사체에 많이 적용된다. 본 임무에서는 RS-422 프로토콜을 이용하여 탑재체와 발사체가 직접 연결되며, 명령(tele-command, TC)과 상태정보(state of health, SOH)를 송수신 할 수 있는 채널 라인 및 최대 500 kbps의 속도로 관측 자료를 전달할 수 있는 고속 데이터 채널이 제공될 것이다. 탑재체의 데이터들은 발사체의 PCU(payload control unit)를 거쳐 총 6개의 S-band 안테나를 통해 지상으로 전송되고, 지상에서는 페리지의 추적 안테나를 통해 TLM 수신기에서 받아 DB 서버에 보관하게 된다. 사용자가 직접 DB에 접근하는 방법도 존재하지만, TmoIP(telemetry over IP) 기능을 통해 TLM 수신기의 데이터들을 TCP/IP 프로토콜로 사용자에게 바로 전달할 수 있는 방법도 적용할 수 있다. Fig. 8은 탑재체와 발사체간 연결되는 통신 채널들을 보여준다.

IAMMAP은 S-Band(115,200 bps)를 통해 TM/TC를 주고 받으며, 명령 수행 및 상태 정보를 송수신할 수 있도록 설계되었다. 탑재체 유닛의 전류, 온도 등 상태정보를 포함하는 SOH는 16초 주기(1초 주기로 조정 예정)로 송신되며, 각각 46, 60, 54 bytes(LP, IP, AIMAG)의 한 개의 패킷으로 구성된다. ST(science telemetry)는 탑재체가 관측한 데이터 중 일부를 송신하여 전리권 플라즈마 및 자기장의 대략적인 상태를 알 수 있게 된다. LP는 4초마다 64 bytes의 5개 패킷을 송신하며, 총 136개의 관측 데이터 포인트를 가진다. IP는 관측된 데이터를 등간격으로 나눠 총 125개의 관측점을 4초마다 64 bytes의 5개 패킷으로 송신한다. AIMAG는 4초마다 62 bytes씩 6개 패킷을 송신하며, 각 패킷마다 2개의 FGM X, Y, Z축의 데이터를 전송한다. 하나의 패킷에 12개의 관측점이 포함되므로, 총 72개의 관측점을 얻을 수 있다.

저속 통신라인을 통한 ST 자료만으로는 플라즈마의 미세변화를 정확하게 추정하기 어렵다. 이를 해결하기 위해서는 고속으로 데이터를 주고 받을 수 있는 SD(science data) 채널이 필요

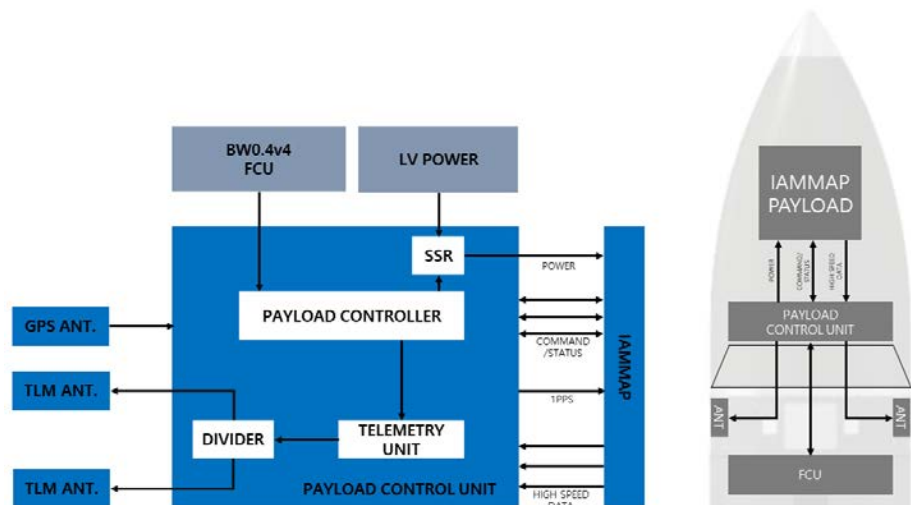


Fig. 8. Configuration of the communication link between launch vehicle and payload. GPS, global positioning system; TLM, telemetry; SSR, solid state relay; FCU, flight control unit; IAMMAP, ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe.

요하다. LP의 SD는 센서의 전류와 전압을 각각 2 bytes씩 한 세트모두 250개의 포인트로 구성되며, 2개의 ADC에서 sampling rate(2,500 Hz)에 따라 1초당 최대 10개의 패킷이 생성될 수 있다. 하나의 패킷 크기(1,018 bytes)를 고려하면 비행시간 약 10분 동안 6.1 MB의 데이터를 생성한다(10.18 KB/s). IP는 센서에서 관측된 전압만을 2 bytes씩 500개의 포인트로 한 패킷이 구성되며, 1초에 최대 5개의 패킷을 생성하고 약 10분 동안 3.05 MB의 데이터를 생성한다(5.09 KB/s). AIMAG는 4개의 ADC가 40 Hz로 동작하기 때문에, 1.525초마다 크기가 994 bytes인 패킷 3개를 만들 수 있다. 10분간 수신되는 총 패킷의 크기는 약 1.17 MB 정도이며, 실제 정상 패킷만 고려한다면 약 391 KB의 데이터를 이용할 수 있을 것으로 보인다.

실제 수신된 데이터는 탑재체의 ADC를 통해 변환된 16진수(Hex) 형태이므로, 이를 센서에서 측정된 아날로그 값으로 보정해줄 필요가 있다. 프론트엔드 소프트웨어(front-end SW)를 통해 S-band에서 명령 송수신 및 실시간 모니터링 기능을 구현한 바 있으며, 본 임무에도 적용할 예정이다. 또한, EGSE SW를 통해 수신된 ADC값을 각각의 유닛 센서의 아날로그 값으로 자동으로 변환하여 저장할 수 있으며, LP와 IP를 이용한 플라즈마 분석 도구 또한 python을 이용하여 구현된 상태이다.

## 5. 요약 및 결론

사운드 로켓은 목표하는 고도까지 빠르게 상승하기 때문에 즉각적인 데이터 획득에 용이하고 개발 비용이 저렴하다는 장점이 있다. 또한, 준궤도 영역에서 전리권 관측을 비롯한 여러 가지 실험 기회를 제공하여 발사체 및 탑재체의 성능 검증에도 이용될 수 있다. 본 연구에서는 페리지의 사운드 로켓을 활용하여 중위도 지방의 전리권을 관측하는 과학 임무를 설계하였다. 이번 임무의 목표 고도는 150 km이며, 이는 Es층과 EEJ의 직접적 및 간접적 관측이 가능할 것으로 예상된다. 특히, Es층의 관측 확률을 높이기 위하여 유성우가 활발한 기간인 1월 1일부터 8일 사이를 발사 주간으로 선정하였고, 전리권 활동이 가장 활발한 낮 시간대인 11:00부터 14:00 사이를 발사 시간으로 결정하였다. 이를 위해 탑재되는 IAMMAP은 본래 적도 전리권 관측을 목적으로 개발되었으나, 본 연구를 통해 중위도 지역에서도 충분히 전리권을 관측할 수 있을 것으로 분석하였다. 추후 페리지는 이번 임무에서 획득한 데이터를 바탕으로 다양한 발사체 신기술을 검증할 계획이며, KAIST 인공위성연구소는 차세대 중형위성 3호의 우주과학 탑재체 성능을 사전에 확인하고, 현재 개발 중인 IAMMAP FM의 성능 개선에 반영할 계획이다.

## 감사의 글

본 연구는 과학기술정보통신부와 한국연구재단(NRF)의 위성개발사업(NRF-2021-M1A3A4A06086639)과 뉴스페이스 리더 양성 사업(NRF-2021-M1A3C2078744)의 지원을 받아 수행된 연구 결과이며 이에 감사드립니다.

## References

1. Ryu K, Parrot M, Kim SG, Jeong KS, Chae JS, et al., Suspected seismo-ionospheric coupling observed by satellite measurements and GPS TEC related to the M7.9 Wenchuan earthquake of 12 May 2008, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 119, 305–323 (2014). <https://doi.org/10.1002/2014JA020613>
2. Kim E, Kim KN, Mid- and low-latitude earth ionospheric phenomena and current status of research, *J. Space Technol. Appl.* 3, 239–256 (2023). <https://doi.org/10.52912/jsta.2023.3.3.239>
3. Lee C, Lee WK, Division of solar and space environment of KSSS, ionospheric and upper atmospheric observations in Korea, *J. Space Technol. Appl.* 1, 199–216 (2021). <https://doi.org/10.52912/jsta.2021.1.2.199>
4. Maeda J, Heki K, Two-dimensional observations of midlatitude sporadic E irregularities with a dense GPS array in Japan, *Radio Sci.* 49, 28–35 (2014). <https://doi.org/10.1002/2013RS005295>
5. Chu YH, Wang CY, Wu KH, Chen KT, Tzeng KJ, et al., Morphology of sporadic E layer retrieved from COSMIC GPS radio occultation measurements: wind shear theory examination, *J. Geophys. Res. Space Physics.* 119, 2117–2136 (2014). <https://doi.org/10.1002/2013JA019437>
6. Yeh WH, Liu JY, Huang CY, Chen SP, Explanation of the sporadic-E layer formation by comparing FORMOSAT-3/COSMIC data with meteor and wind shear information, *J. Geophys. Res. Atmos.* 119, 4568–4579 (2014). <https://doi.org/10.1002/2013JD020798>
7. Jo E, Kim YH, Moon S, Kwak YS, Seasonal and local time variations of sporadic E layer over South Korea, *J. Astron. Space Sci.* 36, 61–68 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.2.61>
8. Yusupov KM, Bakhmetieva NV, Sporadic E layer with a structure of double cusp in the vertical sounding ionogram, *Atmosphere* 12, 1093 (2021). <https://doi.org/10.3390/atmos12091093>
9. Haldoupis C, Ogawa T, Schlegel K, Koehler JA, Ono T, Is there a plasma density gradient role on the generation of short-scale Farley–Buneman waves? *Ann. Geophys.* 23, 3323–3337 (2005). <https://doi.org/10.5194/angeo-23-3323-2005>
10. Tuo Z, Doumbia V, Coisson P, N’Guessan K, Abdel AK, Variations of the peak positions in the longitudinal profile of noon-time equatorial electrojet, *Earth Planets Space.* 72, 174 (2020). <https://doi.org/10.1186/s40623-020-01305-z>
11. Kikuchi T, Hashimoto KK, Tanaka T, Nishimura Y, Nagatsuma T, Middle latitude geomagnetic disturbances caused by hall and pedersen current circuits driven by prompt penetration electric fields, *Atmosphere* 13, 580 (2022). <https://doi.org/10.3390/atmos13040580>
12. Ryu K, Lee S, Woo CH, Lee J, Jang E, et al., Science objectives and design of ionospheric monitoring instrument ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and



- plasmaprobe (IAMMAP) for the CAS500-3 satellite, *J. Astron. Space Sci.* 39, 117-126 (2022).  
<https://doi.org/10.5140/JASS.2022.39.3.117>
13. Lee S, Ryu K, Choi D, Park S, Kim J, et al., Design and testing of an adaptive in-phase magnetometer (AIMAG), the equatorial-electrojet-detecting fluxgate magnetometer, for the CAS500-3 Satellite, *Remote Sens.* 15, 4829 (2023). <https://doi.org/10.3390/rs15194829>
  14. Langmuir I, Mott-Smith HM, Studies of electric discharges in gases at low pressures, *Gen. Electr. Rev.* 27, 449-583 (2024).
  15. Reifman A, Dow WG, Dynamic probe measurements in the ionosphere, *Phys. Rev.* 76, 987-988 (1949). <https://doi.org/10.1103/PhysRev.76.987>
  16. Ryu K, Lee J, Kim S, Chung T, Shin GH, et al., Characteristics of the plasma source for ground ionosphere simulation surveyed by disk-type langmuir probe, *J. Astron. Space Sci.* 34, 343-351 (2017). <https://doi.org/10.5140/JASS.2017.34.4.343>
  17. Oyama K, DC langmuir probe for measurement of space plasma: a brief review, *J. Astron. Space Sci.* 32, 167-180 (2015). <https://doi.org/10.5140/jass.2015.32.3.167>
  18. Fang HK, Chen WH, Chen AB, Oyama K, The effect of surface contamination of tiny satellite on DC probe ionosphere measurement, *AIP Adv.* 8, 105220 (2018). <https://doi.org/10.1063/1.5052489>
  19. Ryu K, Lee S, Woo CH, Design and validation of impedance probe for platform-independent ionospheric plasma diagnostics, *Curr. App. Phys.* 51, 71-79 (2023). <https://doi.org/10.1016/j.cap.2023.05.003>
  20. Aschenbrenner, H. A. N. S. (1936). Eine Anordnung zur Regisierung rauscher magnetischer Storungen. *Hochfrequenztechnik und Elektroakustik*, 47(6), 177-181.
  21. Dolginov SS, Zhuzgov LN, Selyutin VA, Magnetometers in the third Soviet earth satellite, *Am. Rocket Soc.* 31, 1329 (1961).
  22. Nishio Y, Tohyama F, Onishi N, The sensor temperature characteristics of a fluxgate magnetometer by a wide-range temperature test for a Mercury exploration satellite, *Meas. Sci. Technol.* 18, 2721-2730 (2007). <https://doi.org/10.1088/0957-0233/18/8/050>

## Author Information

**홍지민** hjm0137@kaist.ac.kr



충남대학교 우주지질학과에서 2022년에 석사 학위를 취득한 후, 2023년부터 KAIST 인공위성 연구소에서 재직 중이다. 현재는 2025년 발사에 정인 차세대중형위성 3호의 우주과학 탑재체 SW개발 및 데이터분석 업무를 수행하고 있다.

**김진규** kjk@kaist.ac.kr



2001년부터 KAIST 인공위성연구소에서 위성 시스템 및 전력서브시스템 개발관련 업무를 수행하였으며, 충남대학교 전기공학과에서 2007년 석사학위를 취득하였고, 현재에도 위성 시스템 및 전력서브시스템 개발 업무를 수행하고 있다.

**신동윤** yoonshin@perigee.space



2018년 페리지어어로스페이스를 창업하였다. 현재 페리지에서 탑재 질량 200 kg급 민간 우주발사체 “Blue Whale 1” 개발 및 우주시스템 연구개발사업을 수행하고 있다. KAIST에서 2022년 항공우주공학 학사학위를 취득하였고, 동 대학원 석사과정 중에 있다.

**차원호** whcha@kaist.ac.kr



KAIST 인공위성연구소에서 위성 구조 연구 개발을 하고 있으며, 2006년 충남대학교 기계설계과 석사 학위를 취득하였으며, 현재 인공 위성 구조 개발, 우주 환경시험, 위성 부품 개발 및 큐브위성 발사관과 분리 장치 개발을 수행하고 있다.

**천세범** sbchun@perigee.space



2008년 건국대학교 항공우주공학과에서 공학 박사 학위를 취득하였으며, 2020년부터 페리지어어로스페이스에 재직 중이다. 위성 및 관성 항법 관련 연구를 수행 해왔으며, 현재는 발사체 비행 제어 시스템 개발 업무를 수행하고 있다.

**박성욱** sopark12@kaist.ac.kr



전북대학교 전산통계학과에서 1996년 석사학위를 취득한 후, 2001년부터 KAIST 인공위성 연구소에서 소프트웨어 개발 및 위성 운용 업무를 수행하였다. 현재 OBC/탑재체 비행소프트웨어 개발, 지상 소프트웨어 개발, 시험 및 위성 운용과 관련된 연구를 수행하고 있다.

**육상우** swyouk@perigee.space



2018년 페리지어어로스페이스 창업 당시 최초 멤버로 합류하였으며, 발사체 체계 설계 및 통합 업무를 담당한다. 현재 페리지의 준궤도 시험 발사체 개발 총괄을 맡고 있다. 충남대학교에서 2022년 항공우주공학 학사 학위를 취득했으며, 동 대학원 석사과정 중에 있다.

**이승욱** lsu1080@kaist.ac.kr



2024년 충북대학교에서 천문우주학 박사학위를 받고 현재 KAIST 인공위성연구소에서 차세대중형위성 3호 우주과학 탑재체의 플라즈마 검출기와 자기장 측정기 개발을 담당하고 있다.

**박수환** shpark1013@kaist.ac.kr



경북대학교 천문대기과학과에서 석사 학위를 취득했으며, 2023년부터 KAIST 인공위성연구소에서 위성탑재체 개발 연구 업무를 수행하고 있다. 현재 차세대중형위성3호 우주과학 탑재체 개발 프로젝트에 참여하여 센서 개발 관련 업무를 수행하고 있다.

**유광선** kwangsun@kaist.ac.kr



KAIST 물리학과에서 2000년에 박사를 취득하였으며, 현재 KAIST 인공위성연구소에서 우주 플라즈마 및 과학탑재체 관련 연구를 수행하고 있다. 2025년 발사예정인 차세대중형위성 3호의 과학탑재체 IAMMAP(Ionospheric Anomaly Monitoring by Magnetometer And Plasma-probe: 플라즈마 관측기 및 자력계)의 연구책임자를 역임하고 있다.

**김정현** kimjh@kasi.re.kr



충남대학교 우주지질학과에서 우주과학 박사 학위를 취득하였으며, 2019년부터 한국천문연구원 태양우주환경그룹에 재직 중이다. 전리권/고층대기 이론모델을 활용한 다양한 연구를 수행해왔으며, 현재는 그룹의 차세대 우주 환경 변화 연구 프로젝트에 참여하면서 자기권-전리권/고층대기-중층대기 우주환경 통합모델 개발 및 연구 업무를 수행하고 있다.

기술논문

# 거창 인공위성 레이저 추적을 위한 운영 시스템 개발

성기평<sup>†</sup>, 임형철, 최만수, 유성열

한국천문연구원

## Development of Operation System for Satellite Laser Ranging on Geochang Station

Ki-Pyoung Sung<sup>†</sup>, Hyung-Chul Lim, Man-Soo Choi, Sung-Yeol Yu

Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea



Received: April 12, 2024

Revised: April 28, 2024

Accepted: April 29, 2024

**†Corresponding author :**

Ki-Pyoung Sung

Tel: +82-42-865-2079

E-mail: kpsung@kasi.re.kr

**Copyright** © 2024 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

**ORCID**

Ki-Pyoung Sung:

<https://orcid.org/0000-0003-2639-4127>

Hyung-Chul Lim

<https://orcid.org/0000-0001-5266-1335>

Man-Soo Choi

<https://orcid.org/0000-0003-2019-3615>

Sung-Yeol Yu

<https://orcid.org/0000-0002-9571-1985>

### 요약

한국천문연구원은 인공위성 정밀 궤도 결정, 우주 감시, 우주 측지 등 과학 연구 및 국가적 우주 미션을 수행하기 위해 거창 SLR(satellite laser ranging) 시스템을 개발하였다. 시스템을 구성하는 여러 서브시스템 중 하나인 운영 시스템은 다른 서브시스템을 제어하고 관측 알고리즘을 기반으로 수동 및 자동 관측 모드를 제공하여, 지상에서 인공위성까지의 거리를 계산하는 소프트웨어로써 네트워크 기반의 서버와 클라이언트 방식으로 개발되었다. 본 연구에서는 운영 시스템의 요구사항을 분석하고, 서버 및 클라이언트 통신을 위한 개발환경, 소프트웨어 구조 및 관측 알고리즘을 기술한다. 그리고 개발된 운영 시스템을 이용하여 지상보정 및 측지 전용 인공위성 STARLETTE에 대한 레이저 추적을 통해 취득한 관측 데이터를 처리하여 ILRS(international laser ranging service) 국제기구에서 배포한 전 세계 SLR 관측소와 거리측정 정밀도를 비교 분석하였다.

### Abstract

Korea Astronomy and Space Science Institute (KASI) developed the Geochang satellite laser ranging (SLR) system for the scientific research on the space geodesy as well as for the national space missions including precise orbit determination and space surveillance. The operation system was developed based on the server-client communication structure, which controls the SLR subsystems, provides manual and automatic observation modes based on the observation algorithm, generates the range data between satellites and SLR stations, and carry out the post-processing to remove noises. In this study, we analyzed the requirements of operation system, and presented the development environments, the software structure and the observation algorithm, for the server-client communications. We also obtained laser ranging data for the ground target and the space geodetic satellite, and then analyzed the ranging precision between the Geochang SLR station and the International Laser Ranging Service (ILRS) network stations, in order to verify the operation system.

**핵심어:** 인공위성 레이저 추적 시스템, 거창 다목적 관측소, SLR(satellite laser ranging) 운영 소프트웨어

**Keywords:** satellite laser ranging system, Geochang Multiple Function Observatory, satellite laser ranging (SLR) operation software

## 1. 서론

인공위성 레이저 추적(satellite laser ranging, SLR) 시스템은 지구 궤도를 순회하고 있는 인공위성 중 레이저 반사경(laser retro-reflector array, LRA)이 장착된 인공위성을 대상으로 미리 예측된 궤도 정보 CPF(consolidated prediction format) 또는 TLE(two line element)를 이용하여 지상에서 인공위성까지의 거리를 센티미터(cm) 수준으로 정밀하게 측정하는 시스템이다. 지상에서 극초단파 펄스 레이저 발사 시간과 인공위성에 장착된 LRA로부터 반사되어 되돌아온 레이저의 도착 시간을 측정하여 비행시간(time of flight, TOF)을 계산하고 이를 바탕으로 지상에서 인공위성까지의 거리를 산출하는 방식이다[1].

인공위성의 거리 데이터를 제공하는 시스템 중 SLR 시스템은 현존하는 가장 정밀한 거리 측정 데이터를 ILRS 국제기구에 제공하여 전 세계로 배포하고 있으며, 이는 인공위성 정밀 궤도 결정, 우주 측지, 지구 과학, 기초 물리학 등 다양한 연구 데이터로 활용되고 있다. 또한, SLR 시스템은 지구 궤도에 있는 지구 관측 인공위성 또는 항법 인공위성 시스템(global navigation satellite system)의 위치와 궤도 검증 및 보정에도 사용된다[2].

국내에서는 과학기술위성 2호(STSAT-2)와 다목적실용위성 5호(KOMPSAT-5)가 LRA를 장착하여 지구 궤도를 순회하고 있으며, 2020년 2월에는 해양 및 환경 관측을 위한 정지궤도복합위성 2B호(GEO-KOMPSAT-2B)가 84개의 CCR(corner cube retroreflector)로 구성된 LRA가 장착되어 발사되었다. 또한, 2035년까지 LRA를 장착한 한국형 위성항법시스템(Korea Positioning System, KPS) 8기가 개발 및 발사 계획 중에 있다.

지구 궤도에 진입한 인공위성의 연료는 임무 수행과 궤도 유지를 위해 대부분 사용되기 때문에 장기적인 임무를 수행하기 위해서는 연료 관리가 필수적이다. 인공위성 궤도의 기울기, 경도, 편심이 시간에 따라서 표류하게 되는 다양한 섭동 현상 때문에 주기적으로 궤도 수정 및 자세를 유지하기 위한 기동을 수행해야 한다. 그러기 위해서는 먼저 인공위성의 정확한 위치를 파악하는 것이 매우 중요하다. SLR 시스템을 통해 얻은 거리 데이터는 마이크로파 측정(microwave measurement)을 통해 얻은 거리 데이터에 비해 정밀하기 때문에 SLR 관측소에서 관측된 데이터를 특정 기간 동안 연속적으로 제공하면 마이크로파 측정보다 더욱 정밀한 정밀 궤도 결정(precise orbit determination)을 산출할 수 있어 인공위성 운영 수명 단축을 최소화할 수 있다[3,4].

전 세계적으로 ILRS에 등록된 SLR 관측 대상 인공위성은 2024년 5월 기준으로 127개이며, LAGEOS, STARLETTE와 같은 측지 전용 인공위성을 포함하여 러시아의 GLONASS, 일본의 QZSS(quasi-zenith satellite system), 유럽 연합의 GALILEO, 중국의 BEIDOU, COMPASS 등 GEO(geostationary orbit) 인공위성들이 다수 포함되어 있다. 2024년 5월 기준 2025년까지 ILRS에 공식적으로 추적을 위한 등록 및 승인된 인공위성은 7개이며, 2032년까지 계획 중에 있는 인공위성은 16개이다[5]. 또한, SLR 관측소도 이미 전 세계적으로 44개의 관측소가 있는데도 불구하고 SLR 시스템의 수요도 점진적으로 증가하고 있는 추세이다.

ILRS 국제기구에 등록된 국내 SLR 시스템은 총 2기로, 세종 SLR 시스템과 거창 SLR 시스템이다. 세종 SLR 시스템의 경우 2014년 시험 운영을 통해 산출된 관측 데이터를 ILRS 국제기구에 제공하였고, 검증 절차에 따라 검증된 관측소(validated station)로 승인되었다[6]. 거

창 SLR 시스템은 현재 시험 관측 중에 있으며, 시험 관측에서 축적된 데이터를 ILRS 국제기구에 제공하여 2025년까지 검증된 관측소로 승인받는 것을 목표로 진행 중에 있다.

거창 SLR 시스템을 위한 서브시스템은 추적 마운트, 레이저 시스템, 광학 시스템, 전자 시스템, 돔 시스템, 운영 시스템으로 구성되어 있다. 그중 본 논문에서는 운영 시스템에 대해 다룬다. 운영 시스템은 인공위성 레이저 관측에 필요한 서브시스템을 제어하고 데이터를 종합하여 판단한 후 그 결과를 관측 절차에 반영하며, 관측을 통해 획득한 인공위성의 거리 데이터를 통합 처리, 저장, 전송하는 시스템이다.

본 논문에서는 운영 시스템 요구사항과 개발 환경, 소프트웨어 구조와 인공위성 레이저 관측 절차를 기술하였다. 마지막으로 거창 SLR 운영 시스템을 통해 취득한 시험 관측 데이터와 ILRS에서 배포한 전 세계 SLR 평균 거리측정 정밀도를 비교한 결과를 제시하였다.

## 2. 시스템 요구사항

2000년대 이후로 SLR 기술의 연구 추세는 운영비용 절감, 거리 측정 정밀도 향상, 자동화 기술, Eye Safety 레이저 사용이다. 그중 많은 관측소에서 거리 측정 정밀도와 리턴율(return rate)을 개선하기 위해 많은 연구를 진행해 왔다[7]. 최근에는 이러한 연구와 더불어 시스템 운영비용 절감을 위한 자동화 기술을 개발하고 적용하는 관측소가 증가하고 있다. 관측 스케줄링, 궤도 예측과 같은 SLR 운영의 기본적인 기능은 일부 자동화가 되어 있다. 이러한 자동화 기능을 이용한 결과는 생산성 및 신뢰성 향상, 인력 감소로 발생하는 비용 절감, 높은 수준의 안전성을 유지하기 위해서이다. 그중 많은 SLR 관측소에서는 일정 수준으로 자동화를 통합하는 과정을 통해 운영비용을 절감하고 있다. 예를 들어 1990년대에 NASA MOBLAS 관측소는 일부 자동화를 통해 인력을 4명에서 1명으로 줄여 운영비용을 절감하였지만, 운영 효율성은 더욱 증가되었다[8]. 끊임없는 자동화 연구와 개발 끝에 스위스 zimmerwald, 호주 Mt. Stromlo 관측소에서는 높은 수준의 자동 운영 시스템(full automated operation system)을 운영하고 있으며, 최근에도 독일 SOS-W(satellite observing system-wetzell), 미국 NASA SGSLR(space geodesy satellite laser ranging), 러시아 토치카(tochka)와 같이 자동 운영 시스템을 개발하고 적용하는 사례가 증가하고 있다[9,10].

거창 SLR 운영 시스템을 구성하는 하드웨어 인터페이스, 소프트웨어 통신, 데이터 실시간 처리, 데이터 실시간 모니터링 등 많은 프로세스 처리로 인한 시스템 부하를 최소화하여 발생할 수 있는 문제를 사전에 방지하기 위해 네트워크 기반의 다중 분산 컴퓨터 처리 방식으로 구성하였다. 또한, SLR 기술의 연구 추세에 따라 운영자에 의해 서브시스템을 제어하고 관측 절차에 따라 수동적으로 운영하는 수동 관측 모드와 운영자의 제어 없이 각종 센서 정보와 서브시스템의 상태를 모니터링하고 관측 알고리즘에 따라 자동적으로 운영하는 자동 관측 모드를 지원해야 한다. 자동 관측 모드를 위해서는 서브시스템의 상태 정보, 각종 센서 정보를 실시간 수집하여 관측 알고리즘에 반영되어야 하며, 다양한 예외 상황 발생 시 상황에 따라 대기 또는 정지할 수 시스템이 요구된다.

### 3. 개발환경

#### 3.1 하드웨어 개발 환경

운영 시스템의 하드웨어는 총 5대의 다중 분산 컴퓨터 형태로 구성되어 있다. 분산 컴퓨터의 장점은 시스템 간의 영향이 적어 유지보수가 용이하고 분산화로 인한 네트워크 트래픽(traffic)을 줄일 수 있어 부하의 균형을 맞출 수 있다. 분산된 운영 컴퓨터는 서브시스템, 감시 카메라, GPS(global positioning system) 등 다양한 서브 하드웨어 구동을 위한 인터페이스 제공과 알고리즘이 포함된 구동 소프트웨어를 지원하는 역할을 한다. Fig. 1은 운영 시스템의 하드웨어와 소프트웨어 구성 다이어그램을 나타내며, 각 컴퓨터에 설치된 서버와 서브 하드웨어와의 연결 정보를 나타내고 있다. 운영 시스템의 컴퓨터는 돔/망원경 컴퓨터, 운영자 컴퓨터, 레이저/시각 컴퓨터, 사이트 제어 컴퓨터, SLR/AO 컴퓨터로 소프트웨어 연관성과 하드웨어 인터페이스에 따라 구분되며, 그 중 자동 관측 모드에 활용되는 서버는 노란색 박스로 별도 표시하였다. 운영 시스템은 호스트와 직접 통신을 위한 직렬 통신(serial communication), CAN(controller area network) 통신을 일부 지원하지만 대부분 이더넷(ethernet) 통신 방식으로 구성되어 있다. 이는 양방향성 방식의 데이터 전송과 통신의 신뢰성, 다수 연결의 동시적 처리가 가능한 다중 처리 기능을 위해서이다. 이러한 방식으로 인해 각 컴퓨터는 고유의 논리 주소를 바탕으로 외부 장치와의 데이터 전송 및 제어 명령에 활용할 수 있다.

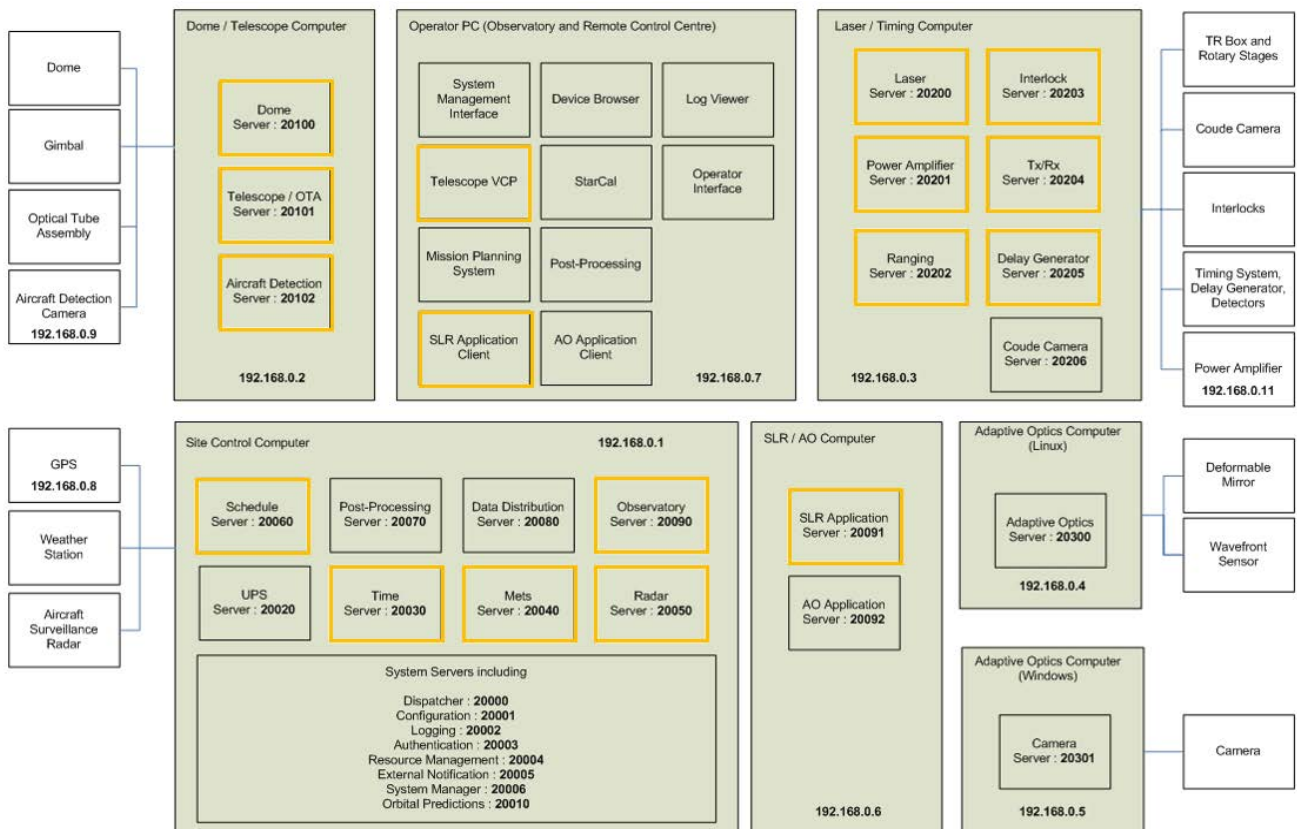


Fig. 1. Configuration diagram of hardware and software in operation system. UPS , uninterruptible power supply; SLR, satellite laser ranging; GPS, global positioning system; OTA, optical tube assembly, Mets, meteorological data; VCP, virtual control panel.



### 3.2 소프트웨어 개발 환경

거창 SLR 운영 소프트웨어는 한국천문연구원과 호주 EOSSS(Electro Optics Systems Space Systems)사의 공동 개발로 진행되었다. 독자적으로 개발된 서브시스템의 하드웨어에 대한 제어, 그와 관련된 인터페이스 등 서로 간의 연관성이 적은 서버와 핵심 알고리즘에 대해서는 소스코드 제공이 아닌 라이브러리 형태로 상호 간의 협력이 진행되었다. 개발 도구는 C++ 프로그래밍 언어와 비주얼 스튜디오(visual studio)을 사용하여 컴파일러(compiler)가 호환되도록 개발 환경을 구축하였다.

소프트웨어 개발 방법론에는 폭포수, 프로토타입, 프로세스 지향, 데이터 지향, 객체지향, 나선형 등 다양한 개발 방법론이 있다. 거창 운영 시스템의 소프트웨어는 공동 개발 환경 및 효율성을 고려하여 CBD(component based development) 방법론을 채택하여 개발되었다. CBD 방법론은 독립적인 기능을 수행하는 컴포넌트 기반으로 설계하여 유용성, 확장성, 유지 보수 용이성, 재사용성을 높인 방법론이다. 개발된 운영소프트웨어는 약 40개의 컴포넌트로 구성되어 협업이 가능한 최소한의 단위까지 구분하였고, 필요에 따라 컴포넌트를 연결해서 사용할 수 있도록 하였다. 거창 운영 시스템에서는 컴포넌트를 서버로 정의하였다. 결국, 시스템 규모가 크고 복잡한 구조를 가지는 소프트웨어를 각 기능별 서버로 설계하여 상호 간 독립적으로 개발이 가능하여 소프트웨어 개발 시간 단축과 서버를 이용한 시스템 통합이 용이하게 설계하였다.

## 4. 소프트웨어 구조 및 관측 알고리즘 절차

소프트웨어 구조 패턴에는 계층화 패턴(layered pattern), 브로커 패턴(broker pattern), 모델 뷰 컨트롤러 패턴(model view controller pattern), 파이프 필터 패턴(pipe and filter pattern) 등 특정한 규칙과 템플릿의 집합으로써 일관성을 높이고 코드를 개선하거나 원활한 유지 보수를 위한 목적으로 적용된다. 거창 운영 소프트웨어는 다수 분산된 서브시스템과 하드웨어 자원을 공유하고자 서버 및 클라이언트 패턴(server & client pattern) 구조로 설계되었다. 운영 소프트웨어를 이루고 있는 다수의 서버가 IP 주소 및 포트 번호와 같은 네트워크 정보를 통해 ethernet이 연결된 다른 서버에 데이터를 제공하거나 제공받을 수 있다. 즉, 하나의 서버는 데이터를 제공하는 서버 또는 데이터를 제공받는 클라이언트가 되어 다른 서버와의 데이터를 공유할 수 있다. 이렇게 ethernet 방식을 통해 다른 서버에 접근하기 위해서는 데이터를 공유하고자 하는 서버 정보를 사전에 미리 알고 있어야 한다. 운영 시스템에서 이러한 네트워크 서비스를 제공하는 서버가 dispatcher이다. Dispatcher는 운영 시스템의 모든 컴퓨터에 설치되어야 하며, 백그라운드(background) 프로세스 방식으로 동작되어 항상 모든 서버가 접근이 가능하다. Dispatcher처럼 모든 서버가 활용하는 특정 응용 서비스를 핵심 서비스(core services)라 하고, 서브시스템의 데이터를 이용하여 관측 알고리즘을 처리하는 서버를 핵심 서버(core servers)라고 한다. 핵심 서비스는 운영 컴퓨터에 설치된 서버를 지원하는 서비스로 dispatcher, machine manager가 있다. Machine manager는 서버 구동을 제어하고, 운영 컴퓨터에 WOL(wake on lan) magic packet을 이용하여 원격 관측 모드를 지원한다. 핵심 서버는 SLR application 서버와 observatory 서버로 이루어져 있고, 핵심 서비스와 핵심 서버에 대한 설명은 4.1-4.4에서 기술한다.



거창 운영 소프트웨어에서는 서버 또는 클라이언트와의 통신을 위해 Fig. 2와 같은 절차가 요구된다. 이때 서버들 간의 내부 통신은 DML(device meta language)을 기반으로 하며, 소켓 통신을 통해 이루어진다. Fig. 2에 따른 내부 통신 절차는 다음과 같다. ① 데이터를 요청하고자 하는 서버는 dispatcher에게 클라이언트의 네트워크 정보를 요청한다. ② Dispatcher는 authentication 서버를 통해 접근 권한을 확인 후 ③ Configuration 서버로부터 클라이언트 네트워크 정보를 얻는다. ④ 이 정보는 요청한 서버에게 전달된다. ⑤ 이를 바탕으로 서버는 클라이언트에 연결을 요청하고 ⑥ 그에 대한 응답이 오면 ⑦ 명령을 전달한다. ⑧ 최종적으로 명령받은 내용에 대한 응답으로 통신을 마무리한다. 이 절차는 하나의 트랜잭션(transaction)을 의미하며, 운영 시스템 내 서버들 간 통신에만 사용된다. 하드웨어와의 통신은 구성된 인터페이스 방식에 따라 달라진다.

거창 SLR 관측 알고리즘은 준비 단계, 관측 단계, 데이터처리 단계를 거쳐 최종 산출물을 ILRS 국제기구에 제공한다. Fig. 3은 거창 SLR 운영 시스템의 소프트웨어 아키텍처(architecture)로 운영 시스템 관점에서의 서버와 서버들 간에 전송되는 데이터 및 관측 알고리즘을 나타내고 있다. 여기서, 회색은 핵심 서버를 의미하며 파란색은 핵심 서버를 제외한 서버를 나타내고 있다. 살구색은 서버와 별개로 독립적인 유틸리티(utility)를 의미하며, 녹색은 운영자를 위한 클라이언트 GUI(graphic user interface) 프로그램이다.

이러한 소프트웨어 아키텍처를 바탕으로 이전에 언급된 것과 같이 3단계를 통해 인공위성 관측 알고리즘을 수행한다. 첫 번째 준비 단계로 ① 한반도 상공을 지나가는 인공위성 중 반사경이 장착된 인공위성을 대상으로 ILRS 국제 데이터 센터 CDDIS(crystal dynamics data information system) 또는 EDC(EUROLAS data center)에 FTP(file transfer protocol)로 접속하여 미리 계산되어 공개된 인공위성의 좌표 정보 CPF 또는 TLE을 이용한 인공위성 위치를 예측한다. 이때 사용된 CPF 예측 정확도는 20 nsec 범위 내에는 90% 정도이며, 100 nsec

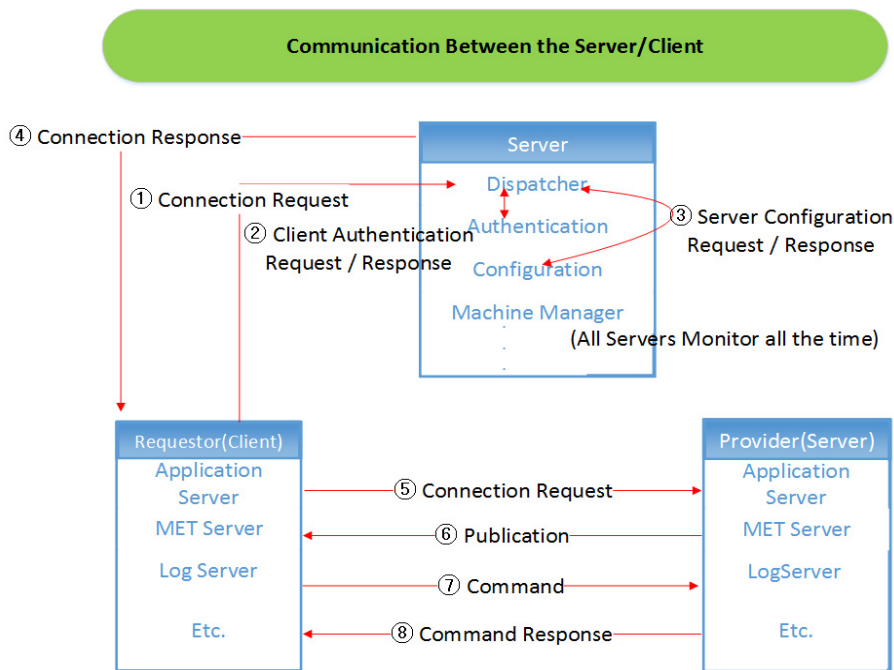


Fig. 2. Internal communication procedures between server and client.

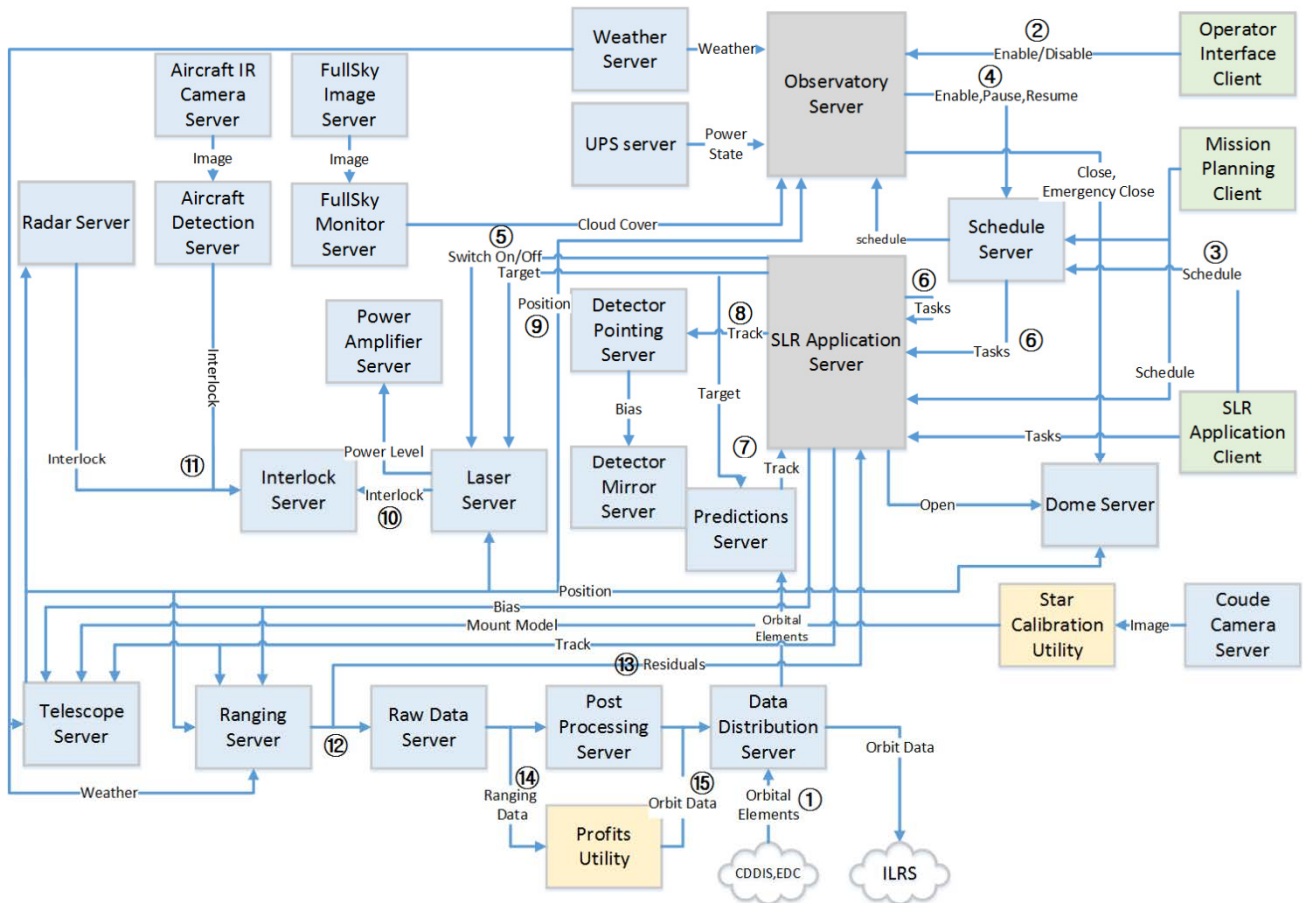


Fig. 3. Software architecture and observation procedure of operation system [3]. ILRS, international laser ranging service; UPS, Uninterruptible Power Supply; SLR, satellite laser ranging; IR, infrared ray.

범위 내에서는 99% 정확도를 갖는다[11]. ② 클라이언트 프로그램에서 각 서버를 점검한 정보를 바탕으로 동작 정보를 확인한다. 클라이언트 프로그램은 서버와의 관계, 준비 상황에 따라 각 서버의 동작 정보(enable 또는 disable)를 결정한다. 동작 정보의 enable은 시스템이 정상적으로 운영될 준비가 된 상태를 의미하고, disable 상태는 시스템이 정상적으로 운영할 준비가 되지 않은 상태를 말한다. 이러한 동작 정보는 다른 서버에 영향을 끼친다. 예를 들어, 광학 망원경을 제어하는 telescope 서버가 disable 상태라면 레이더를 제어하는 radar 서버는 enable되지 않는다. 이런 경우에는 telescope 서버가 enable 되어야 radar 서버도 enable 가능하다. 그 이유는 인공위성을 추적하기 위한 광학 망원경이 준비되어야 광학 망원경의 위치 정보와 동기화되어 운용되는 레이더 역시 준비가 가능하기 때문이다. ③, ④ 이러한 서버와의 관계들을 고려하여 서버 모두 enable 상태라면 운영자에 의해 생성된 관측 스케줄과 동작 정보를 schedule 서버에 전달된다. ⑤ 외부 센서로부터 얻은 날씨 정보와 적외선(infrared ray, IR) 카메라 정보를 바탕으로 관측 여부를 판단하여 광학 망원경과 미러를 보호하고 있는 돔과 미러 커버(mirror cover)를 개방한다. ⑥, ⑦ 다운받은 CPF를 바탕으로 UTC(universal time coordinate) 시간에 따른 방위각(azimuth)과 고도각(elevation)으로 이루어진 스케줄을 생성한다.

두 번째 관측 단계로 ⑧ 생성된 스케줄에 따른 시간과 위치 정보를 광학 망원경을 제어하는 telescope 서버로 전달하여 인공위성의 위치 추적과 동시에 인터록(interlock) 상황을 확인한다. Interlock 상황이란 서브시스템의 오류, 운영자에 의한 시스템 제어, 날씨 문제로 인해 레이저 발진이 멈춰야 하는 상황을 말한다. 예를 들어 비를 감지하거나, 광학 망원경과 돛의 misalignment 상황이 감지되는 경우가 이에 해당된다. ⑨ Interlock 상황이 아니라면 레이저를 발진시킨다. ⑩, ⑪ 인공위성 추적 영역에 광학 망원경과 동기화된 레이더에 의해 비행체가 검출될 경우, 비행체 감시 카메라에 의해 검출된 비행체, 새, 구름 등이 검출되면 레이저만 자동으로 interlock 서버에 의해 일시적으로 레이저 발진을 멈추게 된다. 위험 요소가 모두 제거되면 레이저는 자동으로 발진된다. ⑫, ⑬ 사전에 계산된 인공위성의 예측 TOF와 실제 관측된 TOF의 잔차(residual)를 계산하고 그 결과를 저장한다.

세 번째 데이터 처리 단계로 ⑭, ⑮ 관측 residual 데이터를 이용하여 다항식 근사 보간법 (polynomial fitting interpolation)과 제곱평균제곱근(root mean square, RMS) 바탕으로 노이즈를 제거한 최종 산출물을 생성한다.

## 4.1 Dispatcher

거창 SLR 관측을 위한 서버는 일반적으로 지정된 컴퓨터에 설치되어 운용되지만 운영의 유연성과 확장성을 높이기 위해 다른 컴퓨터로 서버의 이동, 추가, 삭제가 쉽게 가능하도록 설계되었다. 이러한 환경에서 서버가 실행되고 있는 위치를 네트워크를 통해 동적으로 기록하는 서비스가 dispatcher이다. 모든 서버와 클라이언트 어플리케이션은 DML 식별 규칙을 사용하면 dispatcher를 통해 다른 서버의 실행 위치를 알 수 있게 각 서버들은 네트워크 위치를 알 필요가 없다. 따라서, 데이터 무결성(integrity)을 유지하고 서버의 변화(이동, 추가, 삭제)가 발생해도 자동으로 관리되어 자동 관측 모드에서도 용이하게 사용된다. 결국, dispatcher는 실행되는 서버의 위치를 동적으로 저장하고 접근하고자 하는 서버의 네트워크 정보를 전달하는 역할을 한다.

## 4.2 Machine Manager

여러 컴퓨터에서 운영되는 다중 분산 시스템으로 dispatcher와 동일하게 machine manager는 모든 제어 컴퓨터에 설치되는 핵심 서비스이다. 이 서비스는 해당 컴퓨터에 실행되고 있는 서버의 시작과 정지를 제어하며 수동 및 자동 관측 모드에서 핵심 서버로부터 명령을 전달받아 각 서버의 동작을 제어한다. 예를 들어 무정전 전원 장치(uninterruptible power supply, UPS)에 전압이 낮거나 용량 부족한 문제가 발생하면 UPS 서버에서 이를 감지하고 이 정보는 observatory 서버로 전달된다. 그러면 observatory 서버는 machine manager에게 모든 서버를 중단시키는 명령을 전달하여 운영되고 있는 모든 서비스가 정지된다. 또 다른 기능은 로컬 관측소가 아닌 원격 관측소에서 관측 시 사용된다. Machine manager는 원격 컴퓨터의 WOL magic packet을 UDP(user datagram protocol) 통신 방식을 통해 제어할 수 있다. 이것은 일반적인 원격 네트워크에서는 서브넷(sub-net) broadcasts를 사용하여 수행하는데 이 경우 magic packet이 관측소 라우터로 전송되어 운영 컴퓨터로 포트 포워드(port forward)가 가능하다. 따라서, 만약 정전으로 인해 시스템이 중단 후 전원

이 복구되면 원격 컴퓨터에서는 machine manager의 WOL 기능을 이용해 모든 운영 컴퓨터를 동작시킬 수 있어 원격 환경에서 유용하게 사용된다.

### 4.3 SLR Application 서버

운영 시스템에서 SLR application 서버는 광학 망원경을 제어하는 telescope 서버, 레이저를 제어하는 laser 서버, 돔을 제어하는 dome 서버, 레이더를 제어하는 radar 서버, IR 영상을 이용해 비행체를 탐지하는 aircraft detection 서버, 시간 측정기를 제어하는 timing 서버 등 SLR 관측과 밀접하게 관련된 서버를 제어하는 핵심 서버이자 인공위성으로부터의 반사된 신호 분석, 위성 추적, 스케줄 생성 등 자동 관측 모드와 관측 절차를 수행하는 서버이다. 자동 관측 모드에서는 레이저, 돔, 망원경과 같은 위험 요소가 큰 서브시스템으로부터 인명 피해가 발생하지 않도록 안전한 운영이 요구된다. 자동 관측 모드에서 SLR application 서버가 운영자에 의해 실행된 상태라면 이전에 언급한 관측 알고리즘 절차에 따라 자동으로 운용되기 때문에 이런 경우 위험 요소가 높은 서브시스템의 동작으로 인명 피해가 발생할 수 있다. 예를 들어 광학 망원경 부근에서 작업하는 엔지니어를 확인하지 못한 운영자에 의해 자동 관측이 진행될 경우 광학 망원경의 동작으로 인해 인명 피해가 발생할 수 있다. 따라서, 일시적 레이저를 멈출 수 있는 interlock 서버와 별개로 레이저를 포함한 광학 망원경, 돔 등 위험 요소가 존재하는 서버들로부터 정보를 제공받아 각 서버를 제어 및 관리하는 역할을 수행한다.

### 4.4 Observatory 서버

Observatory 서버는 시스템 상태를 모니터링, 관리하는 서버로써, 서브시스템 상태와 날씨 정보를 실시간으로 확인하여 관측 여부를 판단하는 서버이다. Camera 서버, UPS 서버, radar 서버, METs 서버, cloud sensor 서버, full sky monitor 서버로부터 데이터를 수집하여 그 결과를 SLR application 서버와 공유하고 운영자에게 정보를 제공한다. 만약 자동 관측 모드 작동 중에 비가 검출되면 observatory 서버는 즉시 자동 스케줄을 정지하고, 광학 장비를 보호하기 위해 미리 커버와 돔을 닫는다. 일반적인 제어는 SLR application 서버를 통해 제어되지만 관측 중에 발생한 긴급 상황에서는 별도의 긴급 제어 명령을 통해 돔, 망원경, 자동화 스케줄을 제어할 수 있다. 하지만 관측 중에 발생한 긴급 상황이 아니라면 독립적인 명령을 수행하지 않고 SLR application 서버에 의해 제어된다.

### 4.5 자동관측 및 예외상황

운영자의 관여 없이 자동 관측 모드를 위한 운영 시스템은 장비 보호와 인명 피해 방지를 위해 실시간 관측 가능 여부 판단이 중요하다. 이러한 판단에는 주로 날씨 정보와 지향 방향의 비행체 정보가 이용된다. 거창 SLR 운영 시스템에서 자동 관측 여부를 판단하기 위한 날씨 데이터는 총 4개의 센서로부터 획득한다. 온도, 습도, 압력, 비, 가시성, 이슬점, 풍속 및 풍향과 같은 날씨 정보를 수집하는 METs 센서, 상공의 카메라 영상을 수집하는 하늘 감시 카메라, 비를 감지하는 강우 센서, 구름을 감지하는 구름 센서로 구성되어 있다. 운영 시스템은 사전에 운영자에 의해 설정된 센서의 임계값(threshold)을 이용하여 관측 가능 여부를 판

단한다. 그 중 하늘 감시 카메라는 운영 시스템과 별도의 상용 이미지 프로그램에서 처리되어 수동 관측 모드에서만 사용된다. 모든 날씨 데이터는 observatory 서버로 데이터가 전달되고, observatory 서버는 각 센서로부터 획득한 데이터를 바탕으로 자동 관측 여부를 판단한다. 만약 강우 센서로부터 감지되면 observatory 서버는 즉시 긴급 상태로 전환되어 돔과 미리 커버를 즉시 닫고 비가 멈출 때까지 기다리며 지속적으로 센서 데이터를 모니터링하여 관측 가능 여부를 판단한다. 구름 센서는 주변 온도, 이슬점, 풍속, 습도, 하늘 밝기 정보를 제공하여 운영 시스템의 관측 시작과 중지 결정에 영향을 끼친다. 구름 센서의 주요 목적은 구름 여부를 모니터링하여 관측할 수 있는 범위를 결정하기 위함이다. 그 이유는 구름에 의해 레이저 에너지가 대부분 손실되기 때문에 관측 상공에 구름 커버리지(coverage)가 높으면 관측이 어렵기 때문이다[13].

거창 SLR 시스템의 자동 관측을 위한 날씨 데이터와 함께 관측 지향 방향의 비행체를 감시하는 비행체 감시 레이더와 카메라 영상도 활용된다. 비행체 감시 레이더는 광학 망원경과 지향방향을 동기화하여 관측 영역의 비행체를 감시하는 용도로 활용되며, 광학 망원경이 지향하는 방향에 위험 요소 즉, 비행체가 감지되거나 레이더와 위치 지향성이 동기화가 되지 않았을 경우에는 interlock 서버에서 레이저 발진을 일시정지 후 위험 요소가 제거되면 자동으로 레이저가 발진된다. 비행체 감시 카메라는 aircraft camera 서버에서 IR 이미지를 획득한 후 aircraft detection 서버를 통해 비행체 감지 여부를 판단한다. 비행체 또는 짙은 구름이 감지될 경우 레이더와 마찬가지로 interlock 서버를 통해 레이저가 제어된다.

자동 관측 모드 절차는 4절에서 언급한 관측 알고리즘 절차와 크게 다르지 않다. 다만, 수동 관측 모드의 경우 운영자에 의해 상황을 판단할 수 있지만 자동 관측 모드에서는 운영 시스템에서 상황 판단을 해야 하기 때문에 관측 예외 상황에 대한 절차가 필요하며, 이는 Fig. 4에 나타내고 있다. 자동 관측 모드에서 관측에 영향을 끼치는 가장 중요한 정보는 날씨 요소 중 비 여부, 풍속, 습도, 가시성, 이슬점 및 구름 여부이다. 이러한 날씨 요소가 사전에 운영자가 설정한 임계값을 초과하면 미리 커버와 돔을 닫고 광학 망원경을 초기 위치로 보낸 다음 대기하게 된다. 안전상에 이유 또는 기계에 중대한 문제가 발생한 경우에도 돔과 미리 커버를 닫고 관측 절차는 모두 중단된다. 날씨 요소로 인한 관측 중단은 대기 상태로 관측 중단 요소가 변화하면 다시 자동관측을 수행하지만, 시스템 문제로 인해 발생하는 관측 중단은 운영자의 개입이 필요하기에 자동관측 중지 상태가 된다. 관측 중지 및 레이저 발진이 중단되는 상황은 비행체 감지, 미리 커버 상태, 광학 망원경 관측 정지, 광학 망원경과 동기화되지 않은 돔과 레이더, 하드웨어 고장, 통신 장애에 따라 발생한다. 자동관측 예외 상황에 대해서는 Fig. 4에 상세히 나타내고 있다.

## 5. 시험 관측 데이터 결과

거창 SLR 시스템은 현재 시험 운영 중에 있으며, 개발된 운영 시스템을 이용한 거리 측정 데이터를 ILRS 국제기구에 배포된 전 세계 지상보정 및 측지 전용 인공인공 거리 측정 데이터와 비교하였다. 그 이유는 ILRS 국제기구에서 시스템 성능 기준은 지상보정과 LRA로 이루어진 측지 전용 인공위성에 대한 single-shot RMS로 결정하기 때문이다.

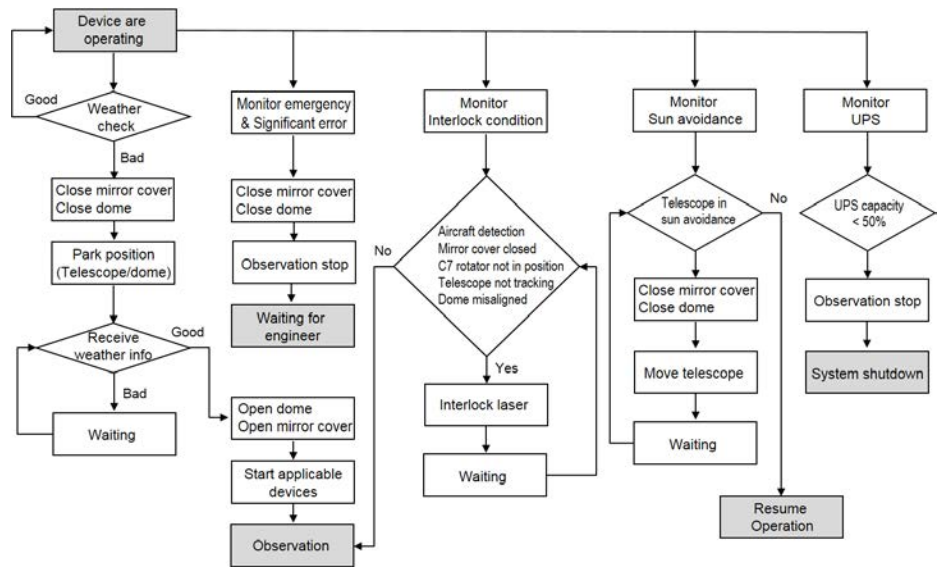


Fig. 4. Exception situation procedure for automatic operation [12]. UPS , uninterruptible power supply.

거창 SLR 시스템의 지상보정은 광학 망원경의 IVP(invariant virtual point)로부터 약 37 m 정도 떨어진 외곽에 1개의 CCR를 설치하고 레이저를 이용하여 IVP로부터 CCR까지의 거리를 측정하면 케이블 지연, 광 경로 및 시스템 신호 처리를 포함한 시스템 전체의 지연 시간을 추정할 수 있다. 이 추정값은 관측소에서 인공위성까지의 거리를 계산할 때 시스템 지연 시간으로 사용되며, 시스템 성능 지표로도 사용된다.

Fig. 5와 Fig. 6은 거창 SLR 운영 시스템을 통해 획득한 지상보정 및 STARLETTE 인공위성의 관측 데이터로, x축은 시간, y축은 잔차를 의미한다. 여기서, 잔차는 시간에 따른 실제 관측된 TOF와 사전에 계산된 예측 TOF의 차로 짙은 점선이 관측 대상으로부터 반사된 신호를 의미하고, 그 외에는 노이즈 신호이다. 개발된 거창 SLR 운영 시스템을 이용한 거리 측정 데이터를 분석한 결과 지상보정 거리 측정 정밀도는 3.1 mm, STARLETTE 인공위성의 거리 측정 정밀도는 10.3 mm 수준이다. 분석된 거리 측정 데이터의 객관적 판단을 위해 전 세계 SLR 시스템의 지상보정 및 STARLETTE 인공위성의 거리 측정 정밀도를 분석하였으며, 이는 Fig. 7과 Fig. 8에 나타내고 있다. 2023년 4월부터 2024년 3월 기준으로 전 세계 지상보정 거리 측정 정밀도 평균 RMS은 8.7 mm, STARLETTE 인공위성은 12.5 mm이다. 거창 SLR 운영

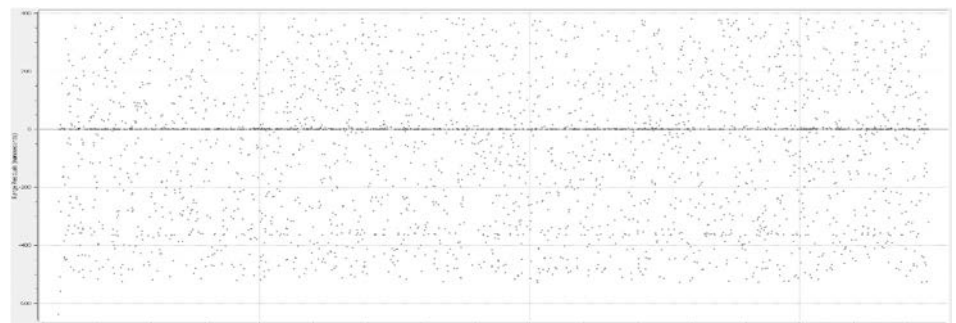


Fig. 5. Residual result of ground calibration. x: time, y: residual (nanosecond).



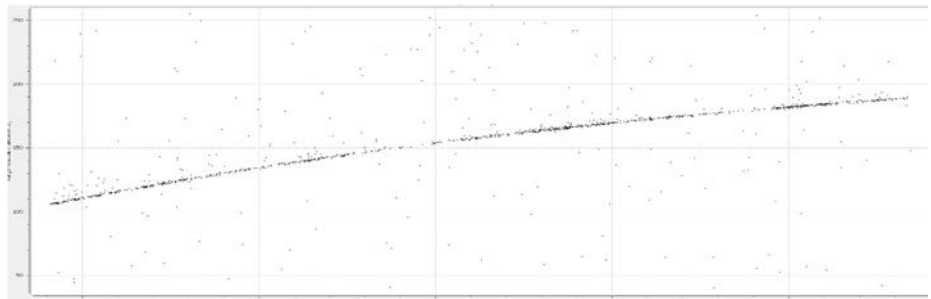


Fig. 6. Residual result of starlette satellite. x: time, y: residual (nanosecond).

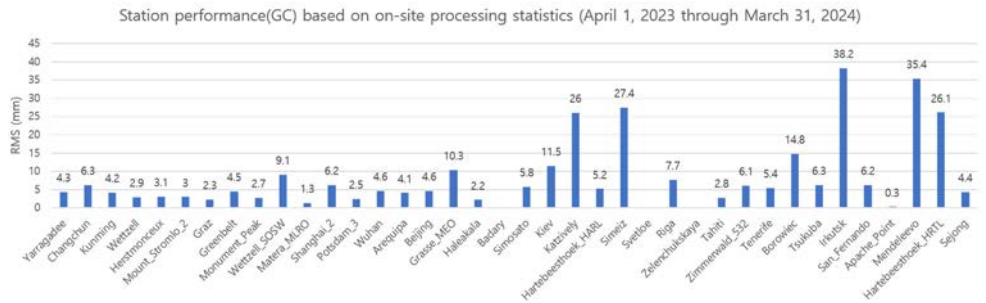


Fig. 7. GC performance based on on-site processing statistics (April 1, 2023 through March 31, 2024). GC, ground calibration; RMS, root mean square.

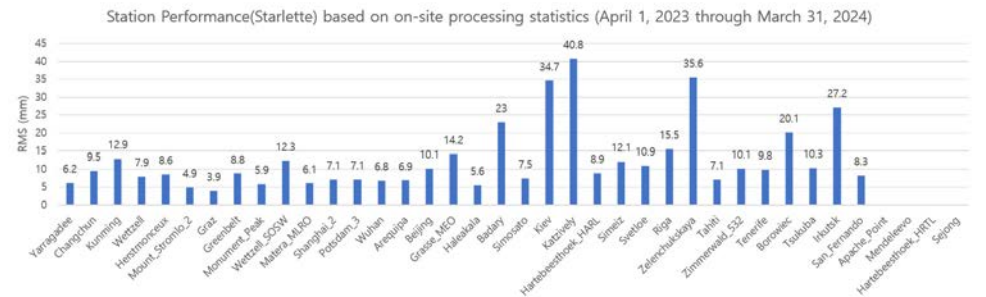


Fig. 8. STARLETTE performance based on on-site processing statistics (April 1, 2023 through March 31, 2024). RMS, root mean square.

시스템을 이용한 지상보정 및 STARLETTE 인공위성 거리 측정 정밀도는 전 세계 평균 거리 측정 정밀도보다 정밀한 수준으로 확인되었다. 지상보정의 경우 ILRS 국제기구에 데이터를 제공한 38개 관측소 중 10번째로 정밀한 결과이지만, STARLETTE 인공위성 거리 측정 정밀도 결과는 22번째의 정밀도를 보이고 있다. 이는 레이저, 광학계, 전자계에 기인하기 때문에 레이저 출력 개선, 광축 미세 정렬, 광학 클리닝 등 시스템 개선 작업을 통해 거리 측정 정밀도를 높일 계획이다.

## 6. 결론

한국천문연구원은 과학 연구 및 국가적 우주 미션을 수행하기 위해 거창 SLR 시스템 개발하였으며, 현재 시험 운영을 진행해오고 있다. 본 연구는 거창 SLR 시스템 중 운영 시스템 개발

내용에 대해 기술하였다. 운영 시스템은 네트워크 기반의 서버와 클라이언트 구조로 개발되었다. 운영 시스템을 구성하는 약 40여 개 서버 중 핵심 서비스와 서버를 중심으로 운용되며, 수동 및 자동 관측 모드를 지원한다. 자동 관측 모드에서는 수동 관측 모드와 달리 운영자가 관여하지 않기 때문에 각종 센서 정보에 의한 예외 상황 발생 시 시스템이 자동 관측 여부를 판단할 수 있도록 개발되었다.

개발된 운영 시스템을 이용한 거리 측정 정밀도와 ILRS 국제기구에서 배포한 지상보정 및 STARLETTE 인공위성의 거리 측정 정밀도를 비교하였다. 거창 SLR 시스템의 관측 정밀도는 ILRS 국제기구에서 배포한 전 세계 데이터의 평균 정밀도 대비 정밀한 수준이지만, 시스템 개선 및 시험 운영을 통해 관측 거리 측정 정밀도 개선과 ILRS 국제기구에 검증된 관측소로 승인받을 계획이다.

## 감사의 글

본 연구는 한국천문연구원 주요 사업 “우주물체 관측인프라 통합운영” 사업의 지원을 받았으며, 이에 감사드립니다.

## References

1. Sung KP, Choi EJ, Lim HC, Jung CG, Kim IY, et al., Development of operation software for high repetition rate satellite laser ranging, *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. Res.* 44, 1103-1111 (2016). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.12.1103>
2. Urschl C, Gurtner W, Hugentobler U, Schaer S, Beutler G, Validation of GNSS orbits using SLR observations, *Adv. Space Res.* 36, 412-417 (2005). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2005.03.021>
3. Lim HC, Sung KP, Yu SY, Choi M, Park E, et al., Satellite laser ranging system at Geochang Station, *J. Astron. Space Sci.* 35, 253-261 (2018). <https://doi.org/10.5140/JASS.2018.35.4.253>
4. Oh H, Park E, Lim HC, Lee SR, Choi JD, Orbit determination of high-earth-orbit satellites by satellite laser ranging, *J. Astron. Space Sci.* 34, 271-279 (2017). <https://doi.org/10.5140/JASS.2017.34.4.271>
5. International Laser Ranging Service [ILRS], List of future missions (2024) [Internet], viewed 2024 May 01, available from: [https://ilrs.cddis.eosdis.nasa.gov/missions/satellite\\_missions/future\\_missions/index.html](https://ilrs.cddis.eosdis.nasa.gov/missions/satellite_missions/future_missions/index.html)
6. Choi EJ, Bang SC, Sung KP, Lim HC, Jang CG, et al., Design and development of high-repetition rate satellite laser ranging system, *J. Astron. Space Sci.* 32, 209-219 (2015). <https://doi.org/10.5140/JASS.2015.32.3.209>
7. Degnan JJ, Millimeter accuracy satellite laser ranging: a review, *Contrib. Space Geodesy Geodyn. Res.* 25, 133-162 (1993). <https://doi.org/10.1029/GD025>



8. Wilkinson M, Schreiber U, Procházka I, Moore C, Degnan JJ, et al., The next generation of satellite laser ranging systems, *J. Geod.* 93, 2227-2247 (2018). <https://doi.org/10.1007/s00190-018-1196-1>
9. Riepl S, Müller H, Mähler S, Eckl J, Klügel T, et al., Operating two SLR systems at the Geodetic Observatory Wettzell: from local survey to space ties, *J. Geod.* 93, 2379-2387 (2019). <https://doi.org/10.1007/s00190-019-01243-z>
10. McGarry JF, Hoffman ED, Degnan JJ, Cheek JW, Clarke CB, et al., NASA's satellite laser ranging systems for the twenty-first century, *J. Geod.* 93, 2249-2262 (2018). <https://doi.org/10.1007/s00190-018-1191-6>
11. Ricklefs R, Consolidated laser prediction and data formats: supporting new technology, Proceedings of the International Workshop on Laser Ranging Conference, Austin, TX, 15-20 Oct 2006.
12. Lim H, Choi M, Park E, Yu S, Seong K, et al., The new Korean SLR system and its automatic operation, Proceedings of the International Workshop on Laser Ranging Technical Workshop, Riga, Latvia, 2-5 Oct 2017.
13. Choi MS, Lim HC, Choi EJ, Park ES, Yu SY, et al., Performance analysis of the first Korean satellite laser ranging system, *J. Astron. Space Sci.* 31 225-233 (2014). <https://doi.org/10.5140/JASS.2014.31.3.225>

## Author Information

**성기평** kpsung@kasi.re.kr



충남대학교에서 석사학위 취득 후 2018년부터 한국천문연구원에서 우주위험감시센터에서 근무하고 있다. 세종 및 거창 인공위성 레이저 시스템 개발 업무를 수행하였으며, 현재에는 우주물체 레이저 추적 시스템, 우주 광통신 및 국방 관련 연구를 수행하고 있다.

**최만수** cmsoo@kasi.re.kr



충남대학교 전자공학과에서 제어 및 항법 전공으로 박사학위를 취득하였으며, 2008년부터 한국천문연구원에서 위성항법시스템 운영 및 활용과 관련된 연구를 수행하였고, 현재는 우주위험감시센터에서 인공위성 레이저 추적시스템 및 우주 국방관련 연구를 수행하고 있다.

**임형철** hclim@kasi.re.kr



KAIST 항공우주공학과에서 위성제어 전공으로 박사학위를 취득하였다. 1996년부터 (주)현대전자 위성사업단에서 근무한 이후, 2000년부터는 한국천문연구원에 재직 중이다. 2009년부터 1년간 NASA/GSFC에서 visiting scientist로 근무하였고, 2015년부터 2020년

까지 과학기술연합대학원대학교에 교수로 지냈으며, 현재 서태평양 레이저추적 네트워크(WPLTN) 기구의 의장을 맡고 있다. 레이저에 기반한 우주물체 추적, 광통신 및 우주탐사 관련 연구를 수행하고 있다.

**유성열** syyu@kasi.re.kr



충남대학교 천문우주학과에서 우주과학 석사학위를 취득했다. 2018년부터 한국천문연구원에서 인공위성 레이저 추적 시스템의 광학계 연구를 수행하고 있으며, 현재 거창 인공위성 레이저 관측소와 세종 인공위성 레이저 관측소의 광학계 운영 및 연구업무를 수행하고 있다.





## JSTA 투고규정

1. JSTA 는 연간 4회 (2월 28일, 5월 31일, 8월 31일, 11월 30일) 발간된다.
2. JSTA 에 투고되는 원고는 교신 저자가 온라인 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)을 통해 온라인으로 제출하여야 한다.
3. JSTA 투고를 위한 원고는 JSTA 홈페이지(<https://www.jstna.org>)나 JSTA 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)에 게시되어 있는 투고지침에 따라 템플릿을 참조하여 MS-Word로 작성되어야 한다.
4. 제출된 논문 원고는 60일 이내에 JSTA 편집위원회에서 위임한 2인 이상의 전문가에 의해 심사되며, JSTA 편집위원장의 게재승인에 의거해 출판된다. 기고문은 전문가의 심사절차 없이 JSTA 편집위원회에서 출판을 결정할 수 있다.
5. 논문 원고는 독창적이어야 하고, 다른 학술지에 중복 제출되어서는 안되며, 심사를 통해 JSTA 에 출판이 승인된 원고는 일부라도 JSTA 의 허가 없이 다른 저널에 중복 출판되어서는 안된다.
6. 게재된 논문과 기고문의 기술적 내용에 대한 책임은 저자에게 있으며, 저자들은 출판에 앞서 저작권을 한국우주과학회에 양도하여야 한다.  
\*저작권 이양동의서는 JSTA 홈페이지(<https://www.jstna.org>)나 JSTA 온라인 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)의 '투고지침'에 탑재된 양식을 사용한다.
7. 논문과 기고문의 저자들은 출판에 앞서 윤리강령을 반드시 확인, 숙지하도록 한다. 윤리강령은 JSTA 홈페이지 (<https://www.jstna.org>)와 JSTA 온라인 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)의 '투고지침'에 명시되어 있다.
8. 논문 및 기고문의 게재료는 1편당 200,000원으로, JSTA 발행완료 후 학회 사무국으로 납부한다.

---

### 학술지 JSTA 관련 문의

JSTA 편집국

Tel: +82-42-865-3351

E-mail: [jsta@ksss.or.kr](mailto:jsta@ksss.or.kr)

### JSTA 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: [ksss@ksss.or.kr](mailto:ksss@ksss.or.kr)



## AUTHOR'S CHECKLIST

- Manuscript in a format of MS-Word 2013 or later.
  
- Sequence of title page, abstract & keywords, introduction, methods, results, conclusions, acknowledgments, and references.
  
- Title page with article title, author's FULL NAME(s) and affiliation(s).
  
- Contact information of the corresponding author's E-mail address, Office Phone number, ORCID, and heading title, with all authors' ORCID.
  
- Abstract up to 300 words and keywords up to 6 words or phrases.
  
- All table and figure numbers are found in the text.
  
- All tables and figures are numbered in Arabic numeral in the order of its appearance in the text.
  
- Computer generated figures must be produced with high tones and resolution.
  
- All references listed in the reference section should follow the reference citing rule and the valid reference format specified in INSTRUCTIONS FOR AUTHORS in **JSTA**.



# COPYRIGHT TRANSFER AGREEMENT, DISCLOSURE OF CONFLICT OF INTEREST AND DECLARATION OF ETHICAL CONDUCTS

Manuscript Title: \_\_\_\_\_

## COPYRIGHT TRANSFER AGREEMENT

The author(s) of the above-listed article hereby agree that the Korean Space Science Society holds the copyright to all submitted materials and the right to publish, transmit, and distribute them in the journal or all other media; the Society also holds the right to reproduce the article, including in reprints, photographic reproductions, or any other reproductions of similar nature, and the right to adapt the article for use in conjunction with computer systems and programs, including publication in machine-readable form and incorporation in retrieval systems.

## DISCLOSURE OF CONFLICT INTEREST

I / We declare that potential conflicts of interest for all authors, or acknowledgment that no conflicts exist, are included in the manuscript. Disclosures include the source of funding, consultation fees and stocks and relationships with a company whose products or services are related to the subject matter of the manuscript. All authors agreed to the terms outlined in this document and approved the submission of this manuscript for publication.

## DECLARATION OF ETHICAL CONDUCTS

- ✓ I / We abide by the RESEARCH AND PUBLICATION ETHICS of the *JSTA* Guidelines in submitting this manuscript.
- ✓ The author(s) has a specific and important contribution, and is officially responsible for the content of the article
- ✓ This manuscript has not been published before and will not be submitted for publication elsewhere until a decision has been made on its acceptability for publication.
- ✓ The author(s) conducted all research activities (e.g., data collection, writing reports, and presenting results) in an honest and sincere way, described the research content and its importance in an objective and specific way, and did not change, omit, or add to the results.

### Corresponding Author

E-mail: \_\_\_\_\_

Print name \_\_\_\_\_ Signature \_\_\_\_\_ Date \_\_\_\_\_

### Print name(s) of Co-author(s)

Print name \_\_\_\_\_ Signature \_\_\_\_\_ Date \_\_\_\_\_

Print name \_\_\_\_\_ Signature \_\_\_\_\_ Date \_\_\_\_\_

Print name \_\_\_\_\_ Signature \_\_\_\_\_ Date \_\_\_\_\_

Print name \_\_\_\_\_ Signature \_\_\_\_\_ Date \_\_\_\_\_

Print name \_\_\_\_\_ Signature \_\_\_\_\_ Date \_\_\_\_\_

\* All author(s) should sign this form in the order listed in the manuscript.

\* The above copyright transfer agreement must be signed and returned to the **JSTA Editorial Office** (Tel: +82-42-865-3351, Fax: +82-42-865-3392, E-mail: jass@ksss.or.kr) before the manuscript can be published.

## 우주기술과 응용 배포기관

1	가스로드	34	마스텍	67	육군본부기참부(우주/지휘통신전력과)
2	경상국립대학교	35	바로텍시너지	68	웨이브온
3	경희대학교	36	방위사업청	69	위성전파감시센터
4	공군우주센터	37	부경대학교	70	이노스페이스
5	공군사관학교	38	부산대학교	71	이엘엠
6	과학기술정보통신부	39	부산테크노파크	72	이오에스
7	과학기술정책연구원	40	뷰웍스	73	인스페이스
8	국립외교원	41	비츠로넥스텍	74	인터콤전자
9	국립전파연구원	42	샘트라인터내셔널	75	인하대학교
10	국립환경과학원	43	서울대학교	76	저스텍
11	국민대학교	44	세종대학교	77	전략물자관리원
12	국방과학연구소	45	센소허브	78	전북대학교
13	국방기술진흥연구소	46	솔탑	79	제노코
14	국방기술품질원	47	스마트코리아피씨비	80	제이엔티
15	국방우주학회	48	스페이스솔루션	81	조선대학교
16	국토지리정보원	49	스페이스맵	82	주한호주대사관
17	나라스페이스테크놀로지	50	실텍	83	지솔루션
18	네오스펙	51	씨스	84	지아이이앤에스
19	넥스트폼	52	셋트렉아이	85	지오스토리
20	노스롭그루만	53	아이엠티	86	카멜테크놀로지
21	단암시스템즈	54	아이파이브	87	카이로스페이스
22	달로에어로스페이스	55	알에스피	88	컨텍
23	담스텍	56	에스아이디텍션	89	캠틱종합기술원
24	동진커뮤니케이션시스템	57	에스티아이	90	코리아테스팅
25	두시텍	58	에이디솔루션에이블맥스	91	코마틱코리아
26	두원중공업	59	에이블맥스	92	코스모비
27	드림스페이스월드	60	엘테크	93	큐니온
28	디에스테크놀로지	61	엠아이디	94	텔레픽스주식회사
29	레볼루피	62	연세대학교	95	페리지항공우주
30	레오스 전자광학시스템	63	우성테크	96	하이리움산업
31	레이다앤스페이스	64	우주기술진흥협회	97	하이퍼센싱
32	롤스로이스	65	우주전파센터	98	한국국방연구원
33	루미르	66	육군본부 정책실(우주/과학기술정책과)	99	한국과학기술기획평가원

- |     |              |     |           |     |                         |
|-----|--------------|-----|-----------|-----|-------------------------|
| 100 | 한국과학기술연구원    | 112 | 한밭대학교     | 124 | AP 위성                   |
| 101 | 한국과학우주청소년단   | 113 | 한산마케팅연구원  | 125 | Aurora Propulsion Tech. |
| 102 | 한국기초과학지원연구원  | 114 | 한양이엔지     | 126 | KAIST 인공위성연구소           |
| 103 | 한국마이크로칩테크놀로지 | 115 | 한컴인스페이스   | 127 | KCEI                    |
| 104 | 한국연구재단       | 116 | 한화        | 128 | KT sat                  |
| 105 | 한국전기연구원      | 117 | 한화시스템     | 129 | KTL                     |
| 106 | 한국전자통신연구원    | 118 | 한화에어로스페이스 | 130 | LIG 넥스원                 |
| 107 | 한국천문연구원      | 119 | 항공대학교     | 131 | S&K 항공                  |
| 108 | 한국항공우주산업     | 120 | 해군본부      | 132 | SM 인스트루먼트               |
| 109 | 한국항공우주연구원    | 121 | 해양경찰청     | 133 | Space K                 |
| 110 | 한국항공정책연구소    | 122 | 현대로템      | 134 | Thales Korea            |
| 111 | 한국해양과학기술원    | 123 | 현대중공업     |     |                         |



## 우주기술과 응용

제4권 2호

---

등 록 일 | 2021년 5월 31일

발 행 일 | 2024년 5월 31일

발 행 인 | 박종욱

편 집 인 | 임형철 · 김숙경

발 행 처 | 사단법인 한국우주과학회

대전광역시 유성구 대덕대로 776

TEL : 042-865-3391

E-mail : ksss@ksss.or.kr

Homepage : <http://ksss.or.kr>

편집·인쇄 | 거목문화사·거목인포

TEL : 02-2277-3324

E-mail : guhmok@guhmok.com

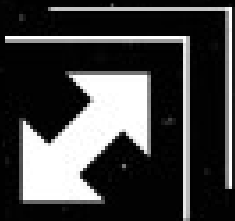
---

# DALRO Aerospace

---

큐브위성과 로켓을 이어주는 발사 서비스  
**달로 에어로스페이스**

큐브위성 발사관 / P-POD / 위성 분리장치



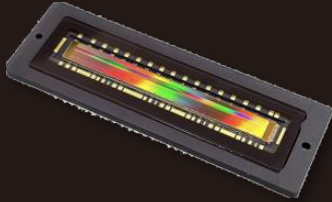
**DALRO**  
**Aerospace**

# 하이브리드 TDI 세계 최초 상용화

- Stitching 공정 기술 기반 대면적 초고해상도 센서 개발
- BSI 공정 기술 기반 UV-Vis-NIR 양자 효율 극대화
- 메디컬 및 우주 항공용 내방사선 설계 기술
- Dual Imaging / Multi-Spectral 대응 센서 기술
- 초고속 광대역 Dynamic-Range On-Chip ADC 기술



## 국내 최초 우주용 이미지 센서



- ESCC9020 우주환경 신뢰성 평가 통과 (신뢰성 보증 수준 8.5년/4년 기준)
- 항공우주연구원(KARI) 공동 연구
- 중대형 위성(천리안)급 이미지센서 신뢰성 확보
- 설계 부터 제조, 평가까지 순수 국내 기술 기반

**sh** sensohub

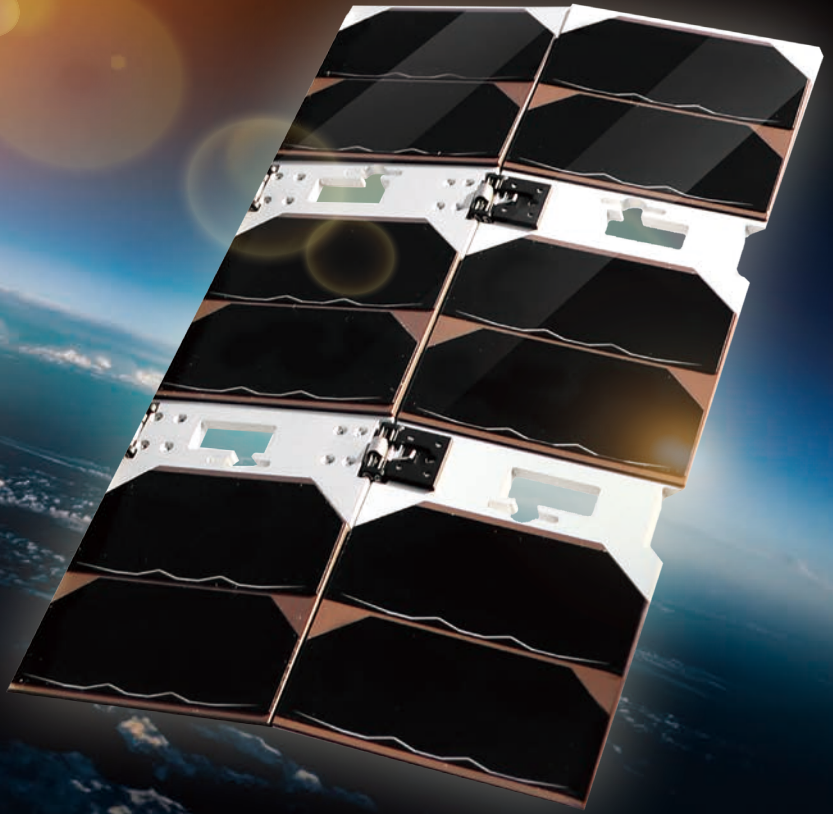
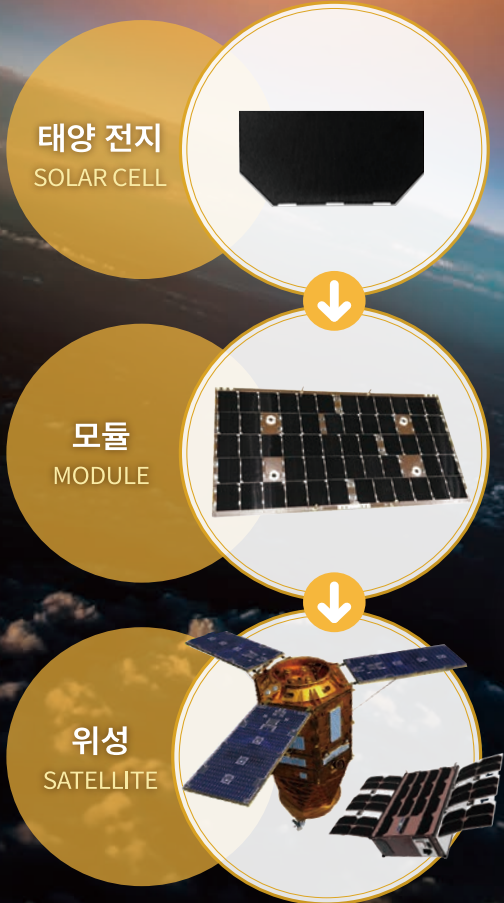
Imaging Solution for Aerospace





# 우주용 태양전지 SOLAR CELL 대한민국 총판!



## SOLAR CELL 활용 예시



우주용 태양전지시스템 제작 양산설비 및 우주급 태양전지/항공우주 부품 검증장비 구축 완료 (2026년 이내)

\*Solar Panel 맞춤형 제작 가능

## 주요 사업 분야

위성 사업		항공 사업	
	- 위성 탑재체 / 기타 구성품 등		- 무인기 지상 통제
	- 위성 지상 관제 및 수신		- 무인기 점검 / 시험 / 훈련
	- 위성정보 활용 서비스		- 항공기 전자 장비 MRO
	- 위성 지상 시험		- 미래항공 교통 시험
	- 초소형위성 생산 및 테스트		
	- 초소형위성 제어 (지상국)		
	- 태양 전지판 국내 제조 기술 보유		
	- 구성품 구현 및 생산		

## Contact

CALL 042.334.0197 MAIL sjhwang@soletop.co.kr SOLETOP www.soletop.co.kr LIGHTRICITY www.lightricity.co.uk

**SOLETOP**

# SPACEMAP

모든 우주의사결정문제를  
실시간으로 해결하는  
'의사결정 플랫폼'



## Services



**Astro-1**  
The Guardian for Safety

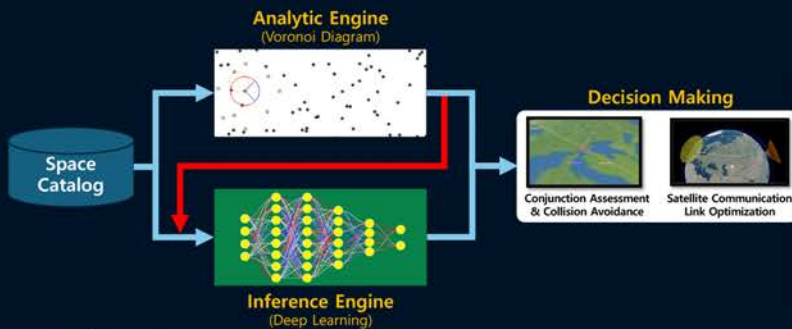


**AstroOrca**  
The Optimization for Space



**AstroLibrary**  
The Toolkit for Software

## Core Technology



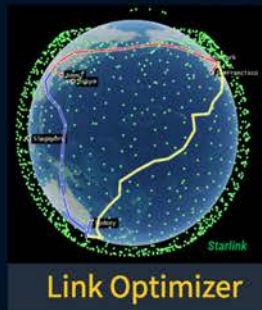
### Space-Time AI (ST-AI)

우주 자산의 시공간 문제를  
실시간으로 해결하는 우리의  
새로운 AI 기술입니다.  
ST-AI가 우주의 시간선을 넘나들며  
시공간 문제를 실시간으로 해결하여  
당신의 우주에 새로운 지평선이 열립니다.

## Features



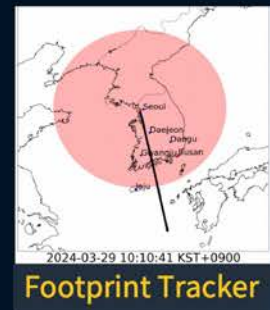
Space Scanner



Link Optimizer



RFI Catcher



Footprint Tracker

Contact us now



[www.spacemap42.com](http://www.spacemap42.com)  
**SPACEMAP**

[contact@spacemap42.com](mailto:contact@spacemap42.com) (Info)  
[douglas.kim@spacemap42.com](mailto:douglas.kim@spacemap42.com) (CEO)



# Make Earth Common & Scalable

우주기술로 지구환경과 사회적 가치를 공유하고 미래를 선도하는 기업

## 환경위성 기반의 온실가스 모니터링 및 분석 서비스

CONTEC Earth Service(CES)는 자체 환경위성 개발을 통해 메탄(CH4), 탄소(CO2) 배출을 모니터링하고 분석 결과를 제공함으로써, 환경 및 사회 문제 해결에 기여하고 다양한 탄소배출권 사업 추진으로 지속 가능한 미래 환경과 사회적 가치를 창출하겠습니다.

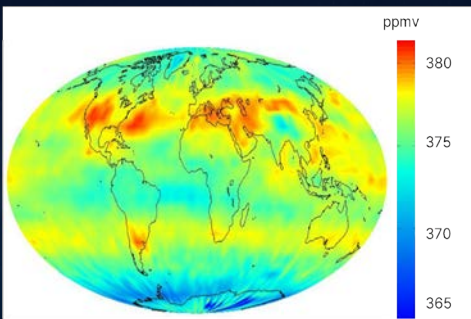
### 자체 환경위성 개발 (2025. 4Q)

Parameter	Value	Spatial Resolution	≤ 100m
Orbit	≥ 500 km	Spectral Resolution	Sampling 0.1nm
Payload Size	≤ 25x22x40 cm <sup>3</sup>	Spectral Band	SWIR for CH4, CO2

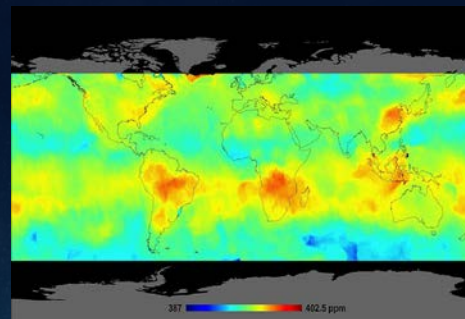
### 환경위성 기반의 온실가스 모니터링 및 분석 서비스

- 환경위성 기반의 전세계 온실가스 베이스맵 서비스
- 메탄(CH4), 탄소(CO2) 발생 위치 타겟 중심의 분석서비스
- 메탄(CH4), 탄소(CO2) 감축량 MRV(측정, 보고, 검증)를 통한 탄소배출권 사업화 추진

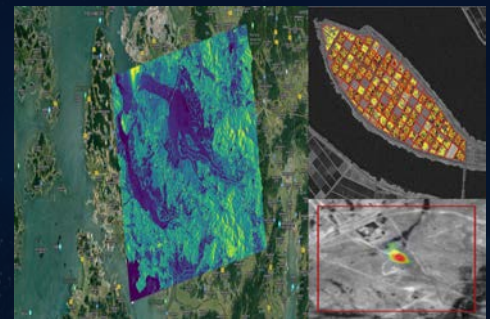
### 글로벌 베이스맵 서비스



### 메탄/탄소 모니터링



### 탄소 감축량 분석



## 국내외 위성데이터를 공급하는 글로벌 플레이어

다목적 실용위성 2, 3, 3A, 5호 광학 및 레이더 위성영상에 대한 글로벌 판매대행사업자로서 국내 및 해외에 위성영상을 공급하고 있으며, 국내 수요자들의 다양한 요구사항에 부합할 수 있도록 세계적인 위성사업자들과의 파트너십 계약을 통해 광학, 레이더 영상 등 다양한 형태의 위성데이터를 공급하고 있습니다.



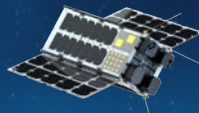
K3 / EO  
(2012. 5)



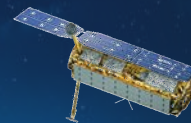
K5 / SAR  
(2013. 8)



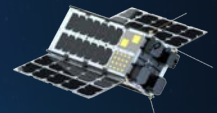
K3A / EO  
(2015. 3)



CONTEC Sat / EO  
(2024. 3)



K6 / K7  
(2025. 4Q)



CES Sat / Environment  
(2025.4Q)

### 광학 및 레이더 위성영상

위성 명	PAN 해상도	MS 해상도
KOMPSAT-2	1.0m	4.0m
KOMPSAT-3	0.7m	2.4m
KOMPSAT-3A	0.55m	2.2m
CONTEC OREUM-Sat	1.5m	1.5m

위성 명	Product 해상도, Range x Azimuth
KOMPSAT-5	Up to 0.85m~20m
CSK	1.0m x 1.0(GRD)~100m x 100m(GRD)
CSG	0.5m x 0.4m (GRD)~6.0m x 40.0m(GRD)
ICEYE	0.5m x 0.25m (SLC), 1.0m x 1.0m (GRD)
Umbra	0.25m~1.0m(SL), 0.5m~1.0(ML)

### 발사 및 개발 예정 위성

위성 명	Product 해상도
CES 환경위성 (2025. 4Q)	SWIR
KOMPSAT-6 (SAR, 2025)	GSD 0.5m
KOMPSAT-7 (EO, 2025)	GSD 0.3m

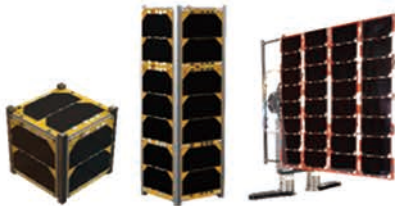


# Providing Professionals in Space

(주)에스아이디텍션은 인공위성 제조 및 운영을 위한 핵심 부품을 공급합니다. 반도체, IP Core 솔루션, 자세제어 센서, 솔라패널, 수동 소자 등 고품질 부품을 제공하여, 인공위성 시스템의 성능과 안정성을 향상시키며, 지속적인 전력 공급과 안전한 운영을 보장합니다. 최상의 부품을 제공함으로써 우주 탐사 및 통신 등 다양한 용도로 확장 가능한 솔루션을 제공하고 있습니다.

## Power Supply

Solar Panel

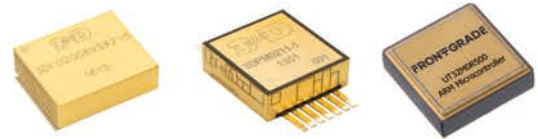


Battery, Battery Cell



## Hi-Rel Applications

Micro Electronics



Processing and IP core Solutions

LEON

NOEL

GRLIB

Hi-Rel Components / Up-screening / Certification



## Attitude Control

Sen Sensor / Reaction wheel / GPS Receiver / Antenna / Magnetometer / Magnetoquer Rods



## Passive Components

Passive Components



## 사업 분야

### 설계 및 해석TOOL 판매

- NX
- Solid Edge
- NASTRAN, SimCenter, FEMAP
- SimWise 4D, SolidThinking

### 설계 및 해석자동화 구축

- 설계 자동화 시스템 구축
- 해석 자동화 시스템 구축
- In house 프로그램 위탁개발

### 해석 용역 수행

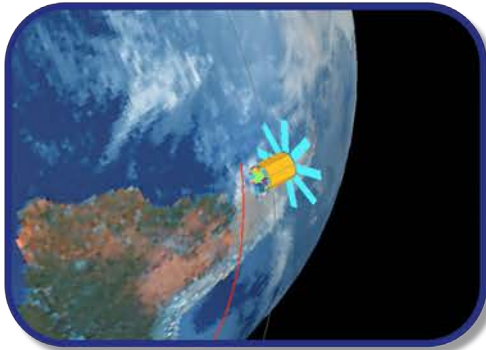
- 구조, 진동 해석
- 열, 유동 해석
- 충돌, 강성 해석
- 복합재 해석

### 기술 컨설팅

- 설계 / 해석 / 제작 일관 시스템 개발
- 최적화된 제품, 장비 개발
- IDEA를 3D 도면화 설계 용역
- 3D MODELING 용역

# Business Fields

## Product



## 실적 소개

- 1) 대형트럭 프론트 패널 강성 최적화 (2020)
- 2) 425사업 구조, 열/유동해석 (셀터, 2022)
- 3) 도시형 버스 신차 개발 부분 진동 해석 (2021)
- 4) 부유면지 카메라 LevCAM EQM 구조해석(2022)
- 5) ROKITS(차세대 중형위성 3호) 구조해석(2022)
- 6) LVRAD 개발 모델의 열해석 (2021)
- 7) 원전 폐기물 운반용기 낙하해석 (2022)
- 8) 열 응력 해석을 위한 온도장 매핑 API개발(2022)

## 파트너





항공우주분야 해석소프트웨어 선두주자, ableMAX

## 해석업무

위성개발전문 Simulation

## 위성개발컨설팅

성공적개발을 위한  
설계컨설팅 전문기업

## 우주환경시험업무

최신장비를 활용한 부품/시스템레벨  
우주환경시험지원

**A**bleMAX



**KARMEI**  
TECHNOLOGIES, INC.

EMPOWERING OUR FUTURE

## (주)카멜테크놀러지는 항공우주 및 위성 사업의 성공을 위한 최적의 솔루션을 제공합니다

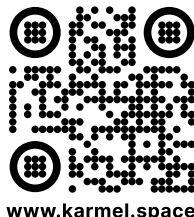
### 우주 부품 엔지니어링, 시험, 인증 및 공급에 대한 모든 것

- 전자부품, 소재 및 재료의 방사선 테스트 및 우주 인증 시험 서비스
- 우주환경에 특화된 위성 전자부품 모델링 및 방사선 분석 소프트웨어
- 우주급 부품 및 COTS 공급과 업스크린 서비스
- 최적의 적합성을 갖춘 대체품 선정과 공급



**Karmel Technologies USA**  
21515 Hawthorne Blvd., Suite 710  
Torrance, CA 90503, United States

E [info@karmeltech.com](mailto:info@karmeltech.com)  
P +1 (424) 300 9740  
F +1 (424) 300 9741



[www.karmel.space](http://www.karmel.space)

**Karmel Technologies Korea**  
경기 성남시 분당구 판교로228번길 15  
판교세븐벤처밸리1 제 3동 403호 (우13487)

E [sales@karmeltech.com](mailto:sales@karmeltech.com)  
P +82 (31) 778 6171  
F +82 (31) 778 6172



# DEEP SPACE EXPLO- RATION

## Platform specification

Dimensions:	440 x 440 x 330 mm <sup>3</sup>
Mass:	-50 kg (Charged)
Payload mass:	< 7 kg
Thruster:	Ion hall
BUS voltage:	18.0 - 32.4 V
Life time:	-3 years
TT&C:	UHF / S-band
Downlink:	X-band
Orientation:	Sun, inertial



With the increasing interest in exploring the Solar System and beyond, there is a growing need for innovative and adaptable platforms that can support a wide range of exploration missions. In response to this demand, we present an ultra-compact universal platform designed for Solar System and deep space exploration missions. Based on such investigation and future planning KAIROSPACE Co., Ltd., decided to start a Deep Space invention Project (DSP) and the first stage is a development of Space Trajectory Demonstrator satellite (STD). This platform offers a versatile and modular architecture that can accommodate various payloads and mission requirements, making it suitable for a diverse array of exploration objectives.



Modeling & Simulation



Embedded



Virtual Maintenance Training



Real Time Computing



Analysis



Network Centric Warfare

(주)케이씨이아이는 차별화된 개발기술을 바탕으로 미사일/포술 훈련용 시뮬레이터, 조함 및 항해훈련 시뮬레이터 등 각종 무기체계의 모델링/시뮬레이션 등 다수의 국방 프로젝트를 성공적으로 수행해왔습니다.

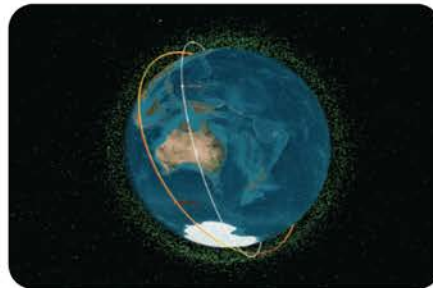
개발 경험과 M&S 기반 기술을 확대 적용하여 재해/재난 사고 예방, 자동차디자인 모델링, 산업 교육용 시뮬레이터, 의학, 게임 등 공공/오락 산업분야 전반으로 사업 영역을 확대하고 있습니다. 최근에는 가상현실(VR) 기반으로 AR, MR, XR 분야로 더욱 확대 적용하여 우주/항공분야 (달탐사, 드론 등), 자율주행, 인공지능분야 등으로 성장해 나가고 있습니다.

당사는 기술집약 기업으로 장기간 무기체계 개발의 핵심기술로 우리나라 국가안보에 크게 기여하였고, 가상현실, 인공지능, 자율주행 등의 종합기술로 우리나라의 미래 산업에 기여해 나가고 있는 기업입니다.

Ground M&S



Aerospace M&S



Maritime M&S



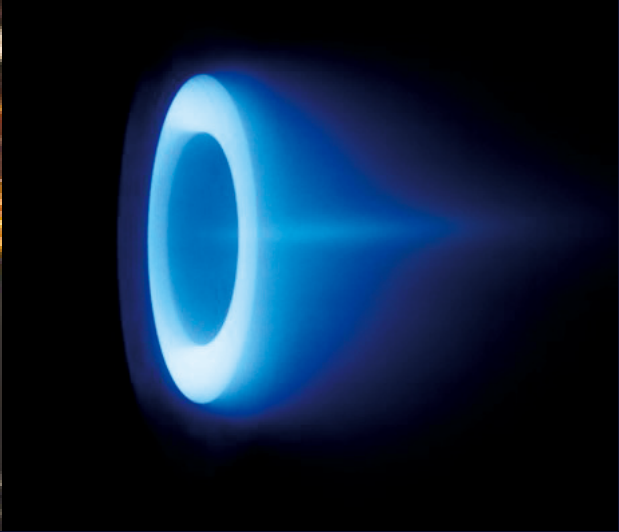
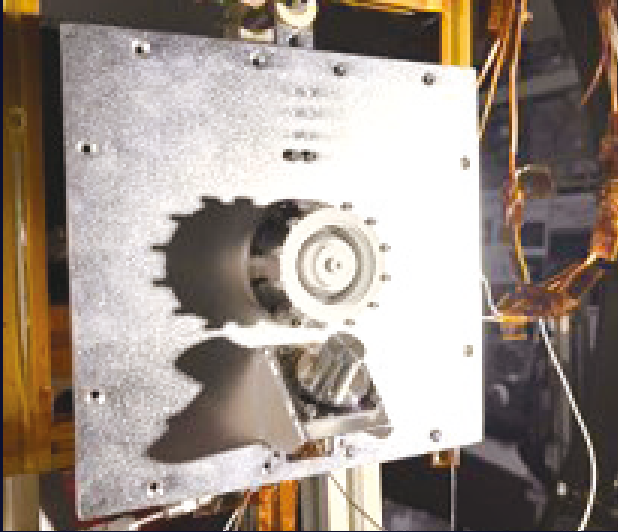
Real-Time Computing



VMT & CBT





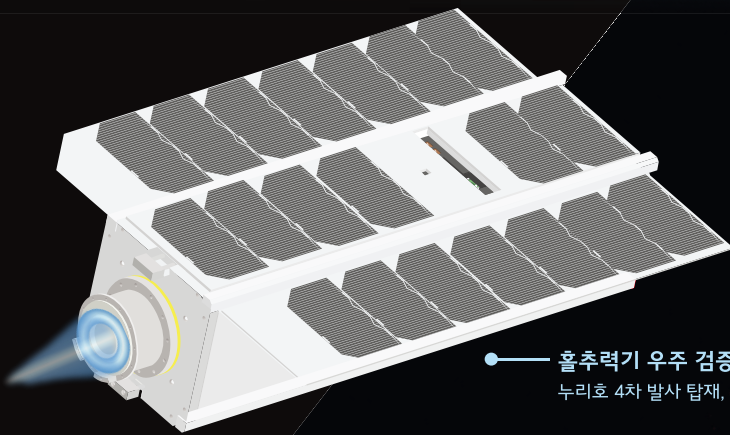


## Honeybee 초소형위성용 홀추력기

Honeybee는 코스모비에서 큐브위성부터 150 kg 이하의 초소형위성까지 적용 가능한 홀추력기입니다.

Honeybee는 현재 3U 큐브위성인 K-HERO에 탑재되어 2025년 누리호 4차 발사를 통해 우주 궤도검증 임무를 수행할 계획입니다.

- THRUST..... 5.8 mN
- SPECIFIC IMPULSE .....1,100 s
- POWER AT NOMINAL THRUST.....150 W
- EFFICIENCY..... 26 %
- DRY MASS(Thruster only)..... 400 g



● 홀추력기 우주 검증을 위한 3U 큐브위성 누리호 4차 발사 탑재, 2025년 하반기 발사 예정

코스모비는 2023년 07월 설립한 **국내 최초의 위성 전기추진시스템 전문 기업**입니다.

KAIST 전기추력기 연구실(지도교수 최원호)의 실험실 창업 기업으로, 국내에서 20여년간 이어오던 전기추력기 연구 결과를 활용해 더 넓은 우주로 나아가고자 합니다.

대표 박동하

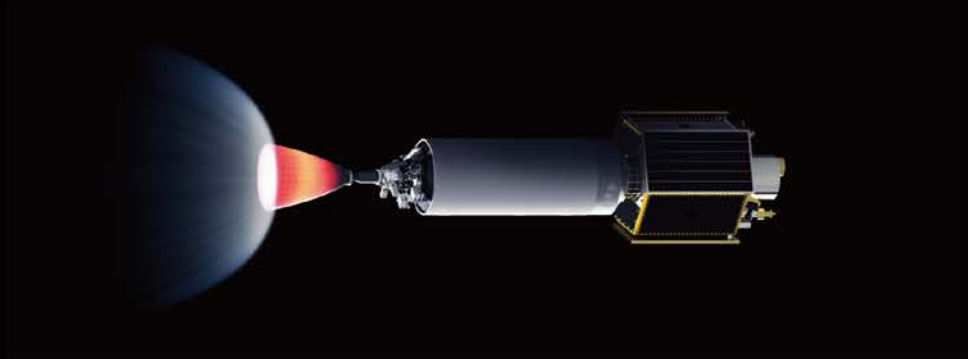
[www.cosmabee.co.kr](http://www.cosmabee.co.kr)

T 070-4155-0705

E [dhpark@cosmabee.co.kr](mailto:dhpark@cosmabee.co.kr)

대전광역시 유성구 문지로 193(카이스트 문지캠퍼스), 진리관 T145호

# SUSTAINABLE ACCESS TO EARTH ORBIT AND BEYOND



페리지에어로스페이스는  
우주발사체 블루웨일1(BLUE WHALE 1)의  
합리적이고 경제적인 발사 서비스로 지구 궤도를 목표로 하는  
소형 인공위성의 가장 가깝고 든든한 파트너가 되겠습니다.

서비스 영역  
소형 인공위성 대상 저궤도 발사 서비스  
우주 부품 검증 및 과학 임무 위한 준궤도 발사 서비스

문의 [enquiry@perigee.space](mailto:enquiry@perigee.space)



# Go the Distance

KAI는 기술에 대한 도전과 혁신으로  
국가적 우주개발 사업을 성공적으로 완수하고  
민간주도 우주개발 시대를 선도하겠습니다



“5.27 새로운 시작”

# 제1회 국제우주항공 기술대전

2024.10.23 (Wed) - 25 (Fri)



## Exhibit Items




**우주분야**

- | 위성발사
- | 위성개발
- | 위성항법
- | 재난대응



**항공분야**

- | 엔진
- | 기체
- | 기계장치
- | 항공전자



**무인항공기 분야**

- | 기체/부품
- | 항행/교통
- | 인프라
- | 서비스



**항공 MRO 분야**

- | 운항정비
- | 기체정비
- | 엔진/부품정비



**우주항공 R&D**

- | 센서
- | 시험/계측장비
- | R&D기술



**방위산업 분야**

- | 무기체계
- | 무인체계
- | 대테러/경호장비
- | 군용물자

## Concurrent Event

- 우주항공 기술세미나
- 우주항공 발전포럼
- 우주항공 학술대회
- 우주항공 채용 박람회



**AEROTEC 2024 사무국**

T. 02-588-2526 F. 02-588-2599 E. hipark07@naver.com



# 공간을 초월한 다계층 초연결 네트워크 구축, 한화시스템이 함께합니다.

우주, 공중, 해상, 지상의 모든 플랫폼을 하나의 네트워크로 통합하는  
초연결 다계층 통신 솔루션을 통해 시간과 공간의 제약 없는  
실시간 통합 작전 수행을 지원합니다.





미래도전국방기술 연구개발사업

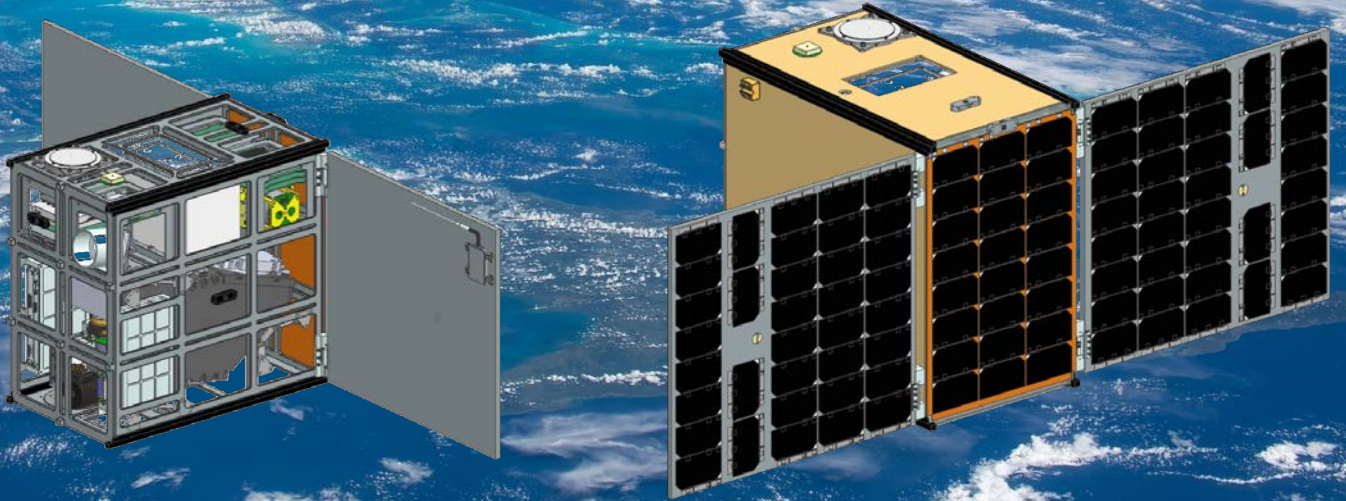
# 긴급대응 광역 감시정찰 큐브편대위성 개발



SpaceSCANer

Satellite Constellation Architecture for New Concept Surveillance and Reconnaissance

[EO/IR 동시 관측, 편대비행 광역/연속관측, 큐브위성기술 국산화]



오늘을 지키는 기술, 세상을 향한 혁신

**G O F O R W A R D**

**F O R W O R L D**

Leading Innovation Group

**LIG**



# 대한민국 우주사업의 미래, 우주부품시험센터



## 우주부품시험센터란?

우주 발사체 자력 개발 및 독자 위성기술 확보로  
대한민국 우주 강국의 꿈을 실현시켜줄 우주산업의 핵심 기지

국산 우주개발 부품의 국제 경쟁력 강화  
선진국 수준의 기술 확보와 경제효과 달성  
지역균형발전 기여와 미래 우주과학 산학연의 중심  
**대한민국 우주 강국의 꿈을 이루어갑니다.**



우주부품시험센터 : 경남 진주시 상대로72번길 16 | 055-791-3660

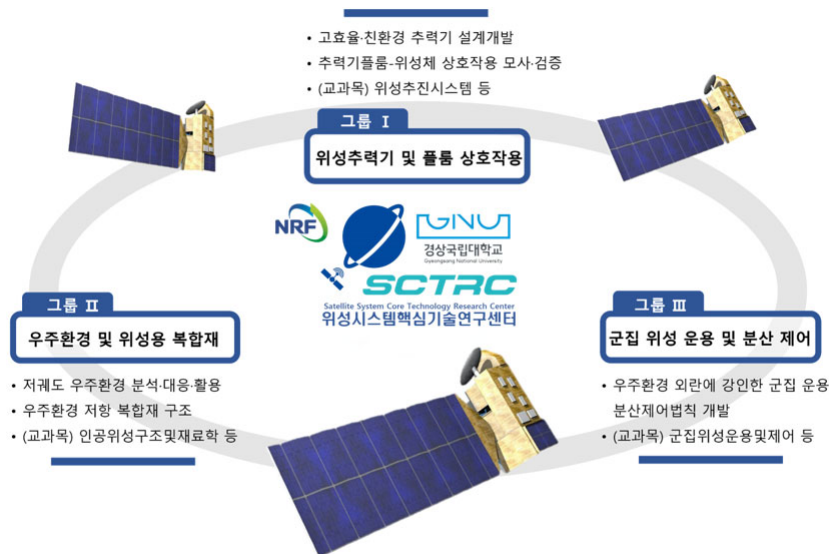
센터장: 박재현 교수

소형위성의 군집 운용을 주로 이용하는 저궤도 위성군 분야는 2040년 전 세계 위성 산업시장의 53%를 차지할 것으로 예상되나, 국가 간 엄격한 기술통제 등으로 한국 내의 관련 기술개발 및 인력은 아직 미흡하다. 이에 대응하기 위하여 2022년 4월 연구재단 지원으로 본 센터가 설립되었으며, 산·학·연의 유기적 협력체계를 통하여 위성군 위성체의 핵심기술인 위성추진, 우주환경 효과 분석·대응·활용 및 위성용 복합재 구조, 고신뢰성 위성군 제어 기술 연구와 관련분야 고급실무인력 양성에 집중하고 있다.

[경상국립대학교 미래우주교육센터 참여기관 구성도]



[경상국립대학교 미래우주교육센터 교육연구그룹 구성]



## REVIEW PAPERS

### 87 Technology Trends in CubeSat-Based Space Laser Communication

Chanil Yeo, Young Soon Heo, Siwoong Park, Hyung Jun Park

## RESEARCH PAPERS

### 105 Creative Education Program of Astronomical Instrument Design and Observation: Development of the Small Spectrograph

Heesu Yang, Jong-Kyun Chung

### 121 Development of Korean Lunar Highland Soil Simulant (KIGAM-L1)

Tae-Yun Kang, Eojin Kim, Kyeong Ja Kim

### 137 Results and Lessons Learned from the Operation of a Cubesat for the Microgravity Science Mission with Shared Ground Stations

Myung-Kyu Lee, Seul-Hyun Park

### 153 Scientific Objectives and Mission Design of Ionospheric Anomaly Monitoring by Magnetometer and Plasma-Probe (IAMMAP) for a Sounding Rocket in Low-Altitude Ionosphere

Jimin Hong, Yoon Shin, Sebum Chun, Sangwoo Youk, Jinkyu Kim, Wonho Cha, Seongog Park, Seunguk Lee,  
Suhwan Park, Jeong-Heon Kim, Kwangsun Ryu

## TECHNICAL PAPER

### 169 Development of Operation System for Satellite Laser Ranging on Geochang Station

Ki-Pyoung Sung, Hyung-Chul Lim, Man-Soo Choi, Sung-Yeol Yu

