



## 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. 4 November 2024

### 연구논문

- 245 1 kHz Burst-Mode Infrared 1,064 nm Picosecond Laser for Space Debris Laser Ranging  
Ming-liang Long, Yu Yang, Ce Yang, Hai-feng Zhang, Jin-huang Meng, Jie Ding,  
Hua-rong Deng, Zhen-xu Bai, Zhong-ping Zhang
- 256 정찰위성의 관심지역 관측 가능성에 대한 지상 SLR(Satellite Laser Ranging) 대응 분석  
송석민, 최만수, 성기평, 유성열, 임형철
- 268 지상 관측소 기반 위성 추적 데이터를 활용한 대기 투과도와 관측 밝기 간 상관관계 분석  
현 철, 김동건, 김현승, 이호진
- 279 달 표면 탐사를 위한 달 먼지 특성 및 제어 기술 관련 연구동향  
엄예슬, 박상희, 정준수, 김한샘, 유병현

### 기술논문

- 300 차세대중형위성 3호 과학탑재체 IAMMAP(Ionospheric Anomaly Monitoring by  
Magnetometer and Plasmprobe) 랭뮤어 탐침의 비행 모델 개발  
박수환, 이승욱, 홍지민, 박성욱, 김진규, 구분주, 차원호, 장일영, 최두영, 박재홍, 유광선
- 318 우주 로봇 위성의 개발 및 기술 동향  
신한섭, 김해동
- 340 국내 전리권 스포래딕 E층 발생 경향 분석  
최규철, 신대규, 오승준, 김용하



연구논문

# 1 kHz Burst-Mode Infrared 1,064 nm Picosecond Laser for Space Debris Laser Ranging

Ming-liang Long<sup>1†</sup>, Yu Yang<sup>1,2</sup>, Ce Yang<sup>3</sup>, Hai-feng Zhang<sup>1,2,4</sup>,  
Jin-huang Meng<sup>1,2</sup>, Jie Ding<sup>2</sup>, Hua-rong Deng<sup>2</sup>, Zhen-xu Bai<sup>1</sup>,  
Zhong-ping Zhang<sup>2,4</sup>

<sup>1</sup>Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China

<sup>2</sup>Advanced Laser Technology, Hebei University of Technology, Tianjin 300401, China

<sup>3</sup>Beijing Institute of Control and Electronic Technology, Beijing 100038, China

<sup>4</sup>Key Laboratory of Space Object and Debris Observation, China Academy of Sciences, Nanjing 210008, China



Received: October 13, 2024

Revised: October 29, 2024

Accepted: November 4, 2024

†Corresponding author :

Ming-liang Long

Tel : +86-18021071063

E-mail : F\_CEO\_beifeng@126.com

**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

Ming-liang Long

<https://orcid.org/0000-0001-5131-9730>

## Abstract

Space debris is a major concern for the development of human space activities and has a significant impact on space resources. This is a pressing issue that needs to be addressed by countries around the world. High-power picosecond lasers have been found to be effective in enhancing the detection range and accuracy of space targets. This technology can be used for collision warning of orbiting spacecraft, and removal of space debris. In fact, a kHz infrared ranging system for space debris has been successfully established by high-power burst-mode picosecond lasers. This system operates at a wavelength of 1,064 nm, a repetition rate of 1 kHz with 4 pulses in a burst, and an average power of 30 W. It has been able to obtain over 240 effective observation data points of space debris. The system has successfully detected targets at distances exceeding 1,700 km, with a best detection accuracy of 2 cm. Additionally, it has achieved a minimum equivalent radar cross section (1,000 km) of 0.04 m<sup>2</sup>. These results demonstrate the superiority of burst-mode picosecond lasers in the infrared band in terms of detection range. By improving the ranging accuracy to the decimeter level, this technology provides essential references for high-precision debris target measurements.

**Keywords** : space debris laser ranging, burst-mode picosecond laser, kHz (kilohertz), single photon detection

## 1. INTRODUCTION

With the rapid advancement of space technology, human exploration in space has become increasingly frequent. In recent years, many countries have proposed large-scale construction of satellite constellations, such as the Starlink Program, OneWeb constellation, and Amazon Kuiper Space Program. These initiatives have the potential to threaten the safety of the space environment and the utilization of orbital resources, but also pose significant challenges [1–3]. However, the growing number of space debris resulting from spacecraft abandonment, explosions, and collisions presents a major

threat to the safety of spacecraft. According to statistics, the European Space Agency (ESA) has recorded over 630 debris collision incidents, and the U.S. military estimates an average of 21 potential space conflict accidents per day. Currently, there are more than 30,000 large fragments (over 10 cm in diameter) in space, with even higher numbers of medium and small fragments [4,5]. This poses a serious risk to the normal operation of spacecraft in orbit. To mitigate the impact of debris on spacecraft, protective nets are often used, but they can only withstand large debris and are not effective for smaller fragments. As a result, many foreign scholars have proposed debris removal plans to reduce the risk of space debris collisions with spacecraft. For example, the German space agency and NASA plan to use laser ablation to remove large debris, using ground-based or space-based lasers to emit high-energy pulses to disintegrate debris near the spacecraft. The ESA has also proposed mechanical capture methods, such as harpoons and flying nets, to remove space debris [6–9]. However, the success of these methods relies on accurate real-time measurement of debris targets. Debris laser ranging (DLR) technology is an effective means of detecting debris targets. It involves emitting laser pulses to the debris and measuring the round-trip time between the ground station and the debris to determine the distance, allowing for real-time measurement of space debris. This technology can help ground stations monitor the movement of debris and reduce the risk of collisions with spacecraft.

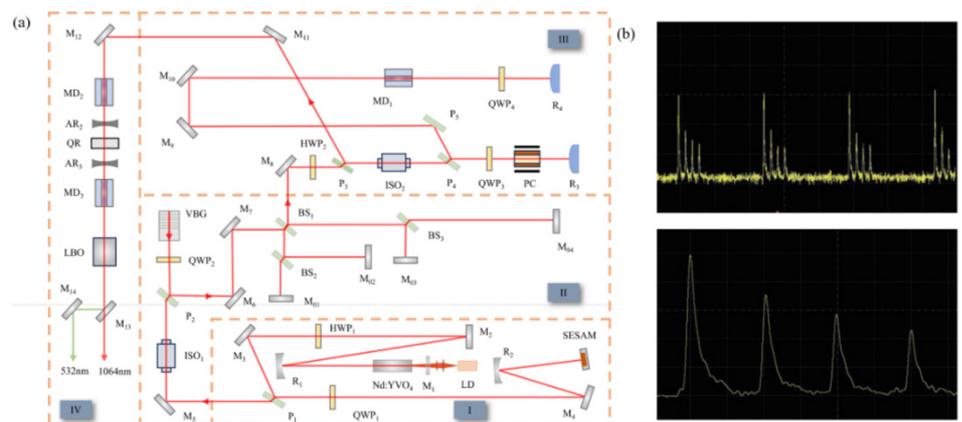
In order to effectively monitor debris targets, various international stations are actively developing space DLR technologies. Significant progress has been made in the observation period, detection band, and measurement frequency. For example, in 2017, the German Wettzell station, the Stuttgart station, and the Austrian Graz station conducted joint measurements of non-cooperative targets using 532 nm and 1,064 nm dual-wavelength lasers. They were able to measure distances of up to 3,000 km and detect debris with a minimum scattering area of 0.4 m<sup>2</sup> [10]. In 2019, the Graz observatory used a nanosecond laser system with a repetition frequency of 200 Hz and an output power of 16 W to successfully measure over 40 rocket fragments during the daytime [11]. Similarly, in China, the Shanghai Observatory used a nanosecond laser with a repetition frequency of 20 Hz and an average power of 40 W to conduct the first space debris measurement in 2008. Other stations, such as the Yunnan Observatory and Changchun Renwei Station, have also completed successful detection of space debris and obtained valuable measurement data [12,13]. However, the current space debris ranging technology relies on a kHz nanosecond laser light source with an average power of about ten watts, which limits the detection ability and accuracy of the system [14]. To address this issue, the Shanghai Observatory has developed a kHz pulse frequency debris measurement system to achieve high-precision detection of longer-range and smaller targets [15,16]. This system is based on the satellite laser ranging system of the Shanghai Observatory and uses a picosecond laser with a central wavelength of 1,064 nm and a

repetition frequency of 1 kHz as the emission light source, with an average output power of 30 W. The goal is to conduct the laser ranging experiments on space debris at different orbital heights.

## 2. SPACE DEBRIS RANGING SYSTEM

### 2.1 High-Power Lasers

The schematic diagram in Fig. 1(a) shows the kHz high-power picosecond laser. The laser consists of four main parts: I) the semiconductor saturable absorber mirrors (SESAM) mode-locked cavity, II) the volume Bragg grating (VBG) pulse broadening and beam splitting section, III) the regenerative amplifier, and IV) the traveling wave amplifier and frequency multiplier. In the SESAM mode-locked cavity, a laser diode (LD)-pumped Nd:YVO<sub>4</sub> crystal is used to produce picosecond pulse seed light with a central wavelength of 1,064 nm. This seed light then enters the section II for pulse broadening and beam splitting using optical range difference. The VBG is responsible for broadening the pulse width to prevent damage to optical components during amplification. The beam is then split into two beams by the beam splitter BS1. These two beams are further split by the BS2 and BS3, resulting in four beams of light pulses. These pulses are reflected by M01–M04 and combined in BS1 to produce a burst pulse string composed of four pulses. The section III is the regenerative amplifier cavity, which amplifies the energy of the burst pulse string using a Nd:YAG gain medium. The injection and output of pulses in the cavity are controlled by adjusting the laser polarization state. The amplified laser light is then reflected into the two-stage single-pass wave amplifier by P3. The two modules, MD2 and MD3, are LD-side-pumped Nd:YAG modules, and AR1–AR3 are concave lenses used to compensate for the thermal lens effect of the crystals [17].



**Fig. 1.** Schematic diagram of high-power laser. (a) Optical path of burst picosecond pulse laser, (b) waveform of burst pulse train. VBG, Bragg grating; QWP, Quarter Wave Plate; HWP, half-waveplate Plate; PC, Pockels cells; ISO, optical isolator.

Fig. 1(b) illustrates the burst waveform, which is composed of four pulses. Each pulse corresponds to the waveform returned by M01–M04, with the spacing of each pulse representing the time interval corresponding to the optical range difference of each path. The amplitude of each pulse varies due to the different energy loss of each beam at the beam splitter mirror. By adjusting the pump current, a 1,064 nm laser output with a pulse width of approximately 100 ps, a repetition frequency of 1 kHz, and an average power of 30 W can be achieved.

## 2.2 Optical System

The telescope has a transceiver-separated optical structure, with separate apertures for laser emission and reception. The optical transmission system, shown in Fig. 2, consists of the folded-axis optical path, the emission optical path, and the reception optical path. It is capable of performing laser ranging in the 532 nm as well as 1,064 nm wavelength bands. The transmitting optical path has a 14 cm aperture, and the pulsed laser is collimated on the optical rail before being introduced into the Coude folded-axis optical path of the telescope through a 45° reflector. It is then transmitted to the space debris target through the outgoing mirror tube after undergoing 6-fold beam expansion. Additionally, an achromatic lens is placed in front of the transmitter tube to compensate for chromatic aberration at 1,064 nm. The signal from space targets is received by a 60 cm telescope, which passes through a Cassegrain telescope system and is reflected by a third mirror into a terminal box for reception.

## 2.3 Receiving System

The terminal receiving system is responsible for receiving and detecting the echo signal

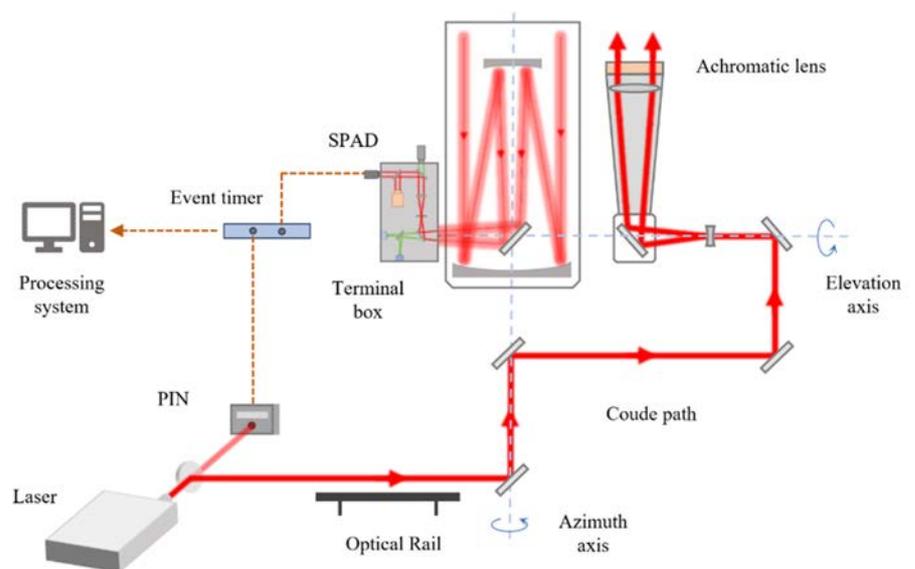


Fig. 2. Structure diagram of telescope optical path. SPAD, Single Photon Avalanche Diode.

in infrared fragmentation laser ranging experiments. In order to do so, the terminal optical path needs to be modified by adding an infrared detection optical path to the original visible light detection system. This structure is shown in Fig. 3. The echo signal comes into the terminal box and then passes through an adjustable diaphragm and collimating lens. A portion of the beam then enters the infrared camera, which monitors the position of the star and the beam in real-time. The remaining beam passes through a narrowband filter and enters the infrared photoelectric detector. The optical signal is then converted into an electrical signal and uploaded to the computer system. The narrowband filter is used to filter the spectral properties of the echo signal, with a central transmission wavelength of 1,064 nm and a spectral bandwidth of 2 nm. This helps to reduce interference from environmental noise. For the experiment, a single-photon infrared detector with a receiving target surface of 500  $\mu\text{m}$ , a central detection wavelength of 1,064 nm, a detection efficiency of 20%, low time jitter, and good stability is selected. This allows for high sensitivity and high-precision detection of the echo signal.

### 3. DEBRIS MEASUREMENT EXPERIMENTS

The Fig. 4 shows the space target laser ranging system. In order to obtain accurate information about the debris orbit, the debris ephemeris is first downloaded from the Space-Track website of the North American Air Defense Command (NORAD) and converted into debris orbit prediction files on the computer. The control system then uses these prediction files to adjust the orientation and height of the telescope frame in

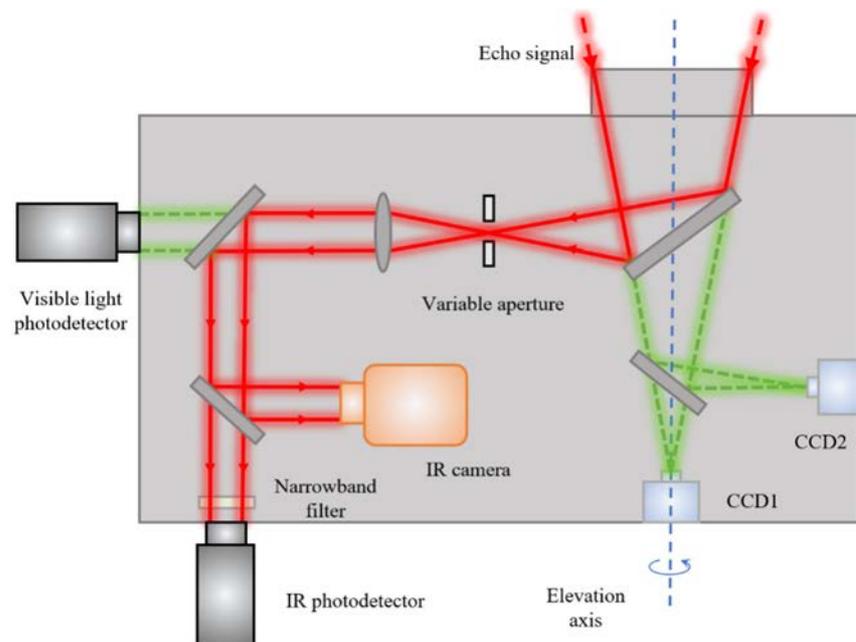
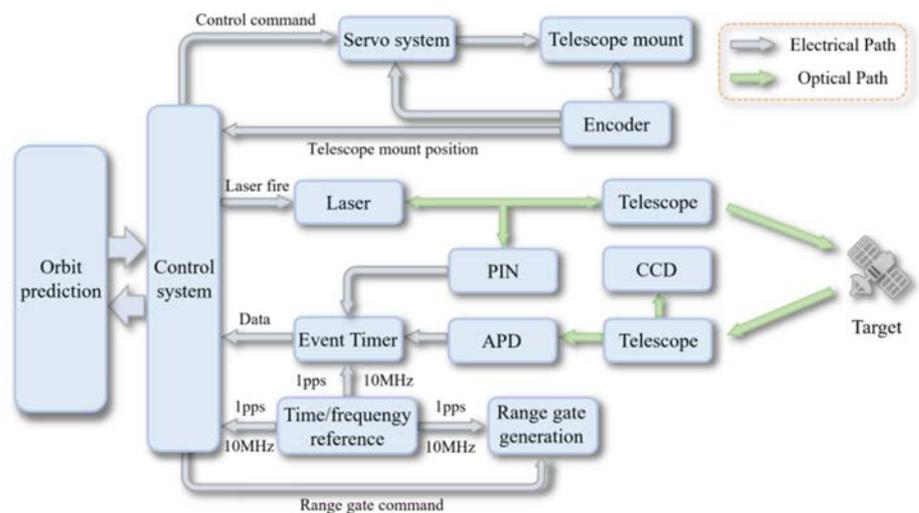


Fig. 3. Structure diagram of terminal receiving system. CCD, Charge-coupled Device.



**Fig. 4.** Block diagram of space target laser ranging system. CCD, Charge-coupled Device ; APD, Avalanche Photo Diode.

real-time to track the target. When the control system gives the ignition command, the laser is split into two beams - one enters the main wave detector and the other is launched through the telescope. The main wave detector uses a PIN photoelectric detector to collect the optical signals at the launching end and transmit the moment value of the main wave to the event timer. The return echo is transmitted to the terminal receiving system through the receiving telescope, where it is collected and processed by a single-photon detector. The event timer records the arrival moment of the echo signal and uploads the reception moments of the main wave and the echo to the computer. The computer then calculates the distance of the target debris using the difference of the laser round trip time and the speed of light. The time-frequency system is responsible for synchronizing the local time with the coordinated universal time (UTC) and also provides a high-precision time-frequency reference for the entire ranging system. The control system outputs a gating signal to control the detector's opening time, allowing it to receive the echo signals before their arrival and minimizing the interference of ambient noise.

When preparing to observe a target's transit, the tracking control software is used to guide the telescope in real time. Once the tracking camera confirms stable tracking, the laser is fired at the target. Simultaneously, the camera is used to align the laser light with the debris target and adjust both to the camera's sensitive area for accurate tracking measurements. During the measurement process, the acquisition software interface displays both the echo signals and noise points. Fig. 5 depicts the echo acquisition interface for measuring target THOR\_R\_B (No. 25163). The points in a linear shape represent effective echo points, while the remaining points are considered noise. The

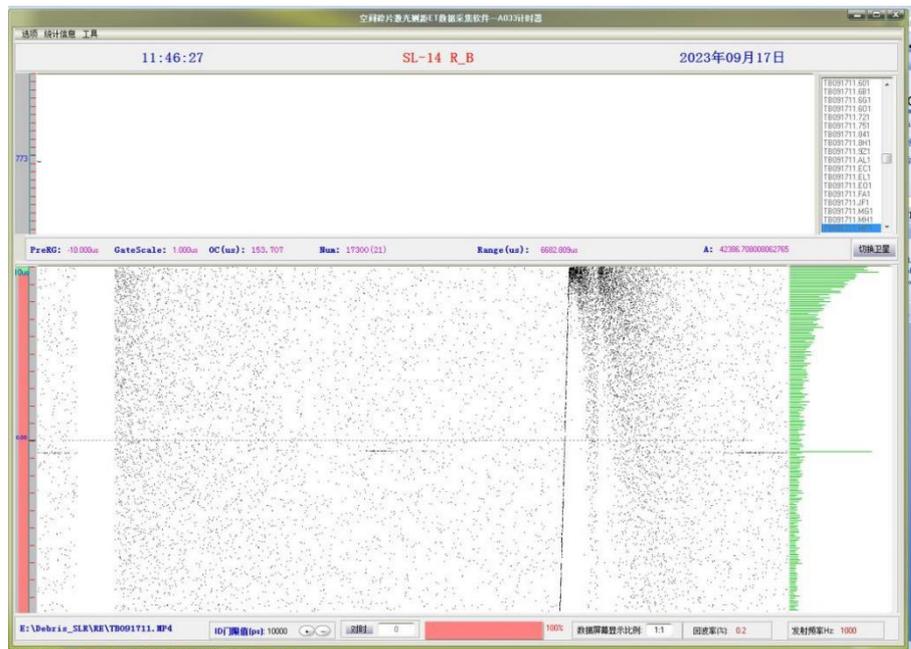


Fig. 5. Interface for data acquisition of target debris.

intensity of the echo signal can be adjusted by continuously fine-tuning the position of the target and optical tip. Once the measurement is complete, the data processing software is utilized to analyze the data and obtain information such as the return echo rate of the target fragments and the measurement accuracy.

## 4. RESULTS AND ANALYSIS

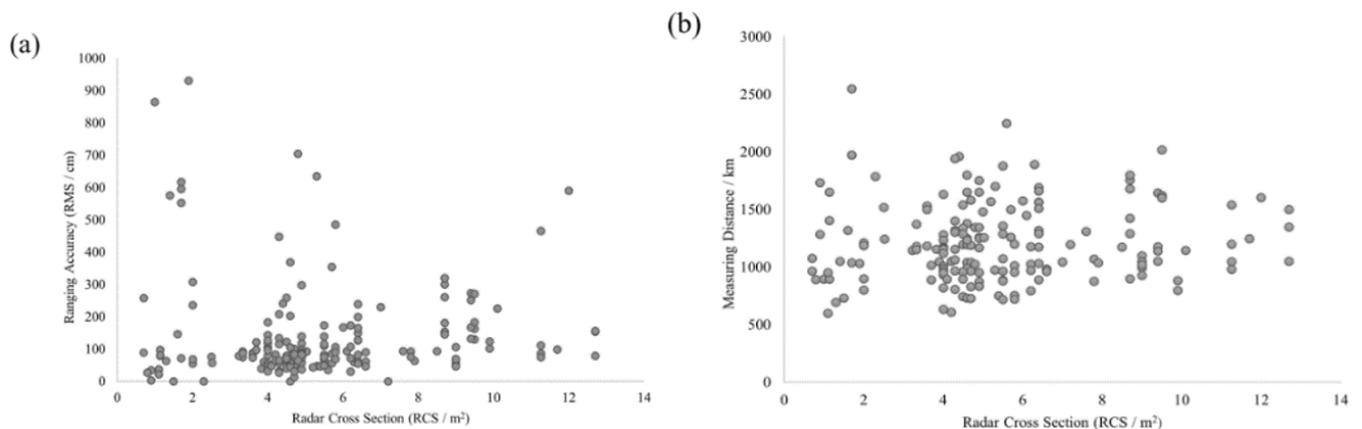
We conducted measurements of debris targets at various altitudes using the ranging system. A total of 240 laps of observation data were obtained, with 60 laps being jointly measured by multiple stations. Table 1 shows some of the measurement data for the debris targets. The second column displays the corresponding NORAD number, while the third column shows the farthest distance of the debris target. The fifth and sixth columns indicate the measurement accuracy and radar scattering cross-section product [radar cross section (RCS)] of the debris, respectively. The last column displays the RCS size when the debris is equivalent to 1,000 km. We have included measurements with equivalent RCS values ranging from 0 to 1 m<sup>2</sup>.

Based on the high-power kHz infrared ranging system, we have successfully collected data on 36 debris observations with an equivalent RCS lower than 0.1 m<sup>2</sup>, with the smallest RCS being 0.04 m<sup>2</sup>. Additionally, we have observed six debris targets with an RCS lower than 1 m<sup>2</sup>. Our results, as shown in Table 1, demonstrate a detection accuracy of approximately 2 cm for the abandoned satellite SICH\_2 (Gz) (No. 37794). Furthermore, we have analyzed the measurement accuracy and detection range of the debris, as depicted in Fig. 6. The figure illustrates the distribution of measurement accuracy and

**Table 1.** Space debris measurement results of 1,064 nm.

Observation target	Serial number	Distance /km	Point	RMS/cm	RCS/m <sup>2</sup>	Equivalent RCS/m <sup>2</sup>
GONETSM_03	38734	2,548.3	172	552.42	1.7	0.0403
SICH_2(Gz)	37794	1,731.9	243	2.24	0.9	0.1000
UME	8709	1,648.9	117	97.13	1.14	0.1542
SL-8R_B	16494	1,960.6	643	240.98	4.4	0.2978
SL-8R_B	16511	1,942.3	147	133.2	4.3	0.3021
SICH_2(Gz)	37794	1,285.5	2,011	33.92	0.9	0.3296
SL-14R_B	19275	1,798.8	689	202.65	4.6	0.4394
AGENA	2144	1,517.2	220	75.48	2.5	0.4718
SL-14R_B	20741	1,890.7	120	58.24	6.3	0.4930
Globstar(Gz)	38041	1,751.1	351	36.78	4.9	0.5211
THOR_R_B	1583	1,074.9	113	256.83	0.7	0.5244
THOR_R_B	2940	1,319.1	84	145.67	1.6	0.5285
Iridium	24948	1,630	1,838	99.6	4	0.5666
NOAA	26536	1,700.2	1,537	47.4	5.31	0.6355
AblestarR_B	1508	1,531.2	141	86.78	3.6	0.6549
SL-8R_B	20805	1,651.3	66	117.23	4.9	0.6590
AblestarR_B	1508	1,499	114	82.93	3.6	0.7130
SL-8R_B	21090	1,579.5	320	100.29	4.7	0.7551
CZ-4C_DEB	39015	1,691.6	154	126.12	6.4	0.7816
SL-8R_B	21797	1,539.9	85	78.63	4.5	0.8003
THOR_R_B	1583	966.1	57	88.13	0.7	0.8035
NOAA_9(Gz)	15427	1,567.5	404	43.44	5.2	0.8613
SL-16R_B	23343	1,753.7	425	152.89	8.7	0.9198
SL-8	6324	1,211.9	158	235.62	2	0.9272
OPS	13736	1,373.8	100	74.58	3.33	0.9349

RCS, radar cross section.

**Fig. 6.** Statistical results of space debris measurements. (a) Distribution chart of measurement accuracy, (b) distribution map of detection range.

detection distance with respect to RCS. Our findings indicate that the majority of debris targets have a size of 4–6 m<sup>2</sup> and a detection range of 500 km to 2,000 km. The root mean square (RMS) measurement accuracy is mostly below 200 cm. Notably, the debris target GONETSM\_03 (No. 38734) has a detection distance exceeding 2,500 km with an accuracy of approximately 2,000 cm. This target's detection range is at the meter level.

From the experimental results, the use of burst pulse train composed of 4 pulses can realize the measurement of more distant targets. At the same time, the combination of the ranging advantage of the infrared band and the nonlinear effect of high-power picosecond laser pulses in atmospheric transmission makes the ranging system based on the burst-mode infrared picosecond laser to achieve a better detecting capability compared with the conventional single-pulse nanosecond laser ranging system.

## 5. CONCLUSION

High-precision space DLR technology is a crucial means of obtaining real-time information on space debris movement, providing a vital basis for spacecraft collision avoidance and debris removal in orbit. In this paper, we addressed the development of a 1,064 nm infrared kHz picosecond laser ranging system, with an output power of 30 W, based on the satellite laser ranging system at Shanghai Observatory. This is the first time such a system has been built. We demonstrated successful measurements of space debris targets at various altitudes, obtaining 240 sets of observation data with a detection range of up to 2,500 km and an equivalent RCS of 0.04 m<sup>2</sup> at 1,000 km. The ranging accuracy is up to the centimeter level, establishing a new method for high-accuracy ultra-high-frequency DLR. The average measurement accuracy is at the decimeter level, laying the foundation for subsequent high-precision laser ranging of ultra-high-frequency debris.

## ACKNOWLEDGMENTS

This project supported by the Pre-research Project on Civil Aerospace Technologies funded by the China National Space Administration (Grant No. D010105).

## References

1. Dan S, Jing L, Analysis of the impact of large LEO constellation deployment on the space debris environment, *Syst. Eng. Electron.* 42, 2042–2051 (2020).
2. Lou X, Xie M, Zhao Y, Review of detection technologies of optical space faint objects, *Comput. Eng. Softw.* 37, 42–45 (2016).

3. Jun Z, Hongjian Z, Dakai S, Li W, Yanpeng W, et al., High sensitive automatic detection technique for space objects, *Infrared Laser Eng.* 49, 20201008 (2020). [https://doi.org/10.3788/irla.11\\_invited-lvxin](https://doi.org/10.3788/irla.11_invited-lvxin)
4. Kocifaj M, Kundracik F, Barentine JC, Bará S, The proliferation of space objects is a rapidly increasing source of artificial night sky brightness, *Mon. Not. R. Astron.* 504, L40-L44 (2021). <https://doi.org/10.1093/mnras/slab030>
5. Tang JS, Cheng HW, The origin, status and future of space debris, *Physics.* 50, 317-323 (2021). <https://doi.org/10.7693/wl20210505>
6. van der Pas N, Lousada J, Terhes C, Bernabeu M, Bauer W, Target selection and comparison of mission design for space debris removal by DLR's advanced study group, *Acta Astronaut.* 102, 241-248 (2014). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.06.020>
7. Phipps CR, L'ADROIT: a spaceborne ultraviolet laser system for space debris clearing, *Acta Astronaut.* 104, 243-255 (2014). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.08.007>
8. Biesbroek R, Aziz S, Wolahan A, Cipolla S, Richard-Noca M, et al., The clearspace-1 mission: ESA and clearspace team up to remove debris, in *Proceedings of the 8th European Conference on Space Debris (virtual)*, Darmstadt, Germany, 20-23 Apr 2021.
9. Faure M, Henry D, Cieslak J, Colmenarejo P, Ankersen F, A  $H^\infty$  control solution for space debris removal missions using robotic arms: the ESA e.Deorbit case, in *2022 UKACC 13th International Conference on Control (CONTROL)*, IEEE, Plymouth, UK, 20-22 Apr 2022.
10. Riepl S, Eckl J, Sproll F, Hampf D, Wagner P, et al., First results from an ESA study on accurate orbit determination with laser tracking of uncooperative targets, in *Proceedings of the 7th European Conference on Space Debris*, Darmstadt, Germany, 18-21 Apr 2017.
11. Steindorfer MA, Kirchner G, Koidl F, Wang P, Jilete B, et al., Daylight space debris laser ranging, *Nat. Commun.* 11, 3735 (2020). <https://doi.org/10.1038/s41467-020-17332-z>
12. Tang RF, Zhai DS, Zhang HT, Pi XY, Li CX, et al., Research progress in space debris laser ranging, *Space Debris Res.* 20, 21-30 (2020).
13. Long ML, Deng HR, Zhang HF, Wu Z, Zhang Z, et al., Development of multiple pulse picosecond laser with 1 kHz repetition rate and its application in space debris laser ranging, *Acta Opt. Sin.* 41, 0614001 (2021). <https://doi.org/10.3788/AOS202141.0614001>
14. Zhang H, Long M, Deng H, Development and application for ground-based space debris laser ranging (Invited), *Acta Photonica Sin.* 49, 1149004 (2020). <https://doi.org/10.3788/gzxb20204911.1149004>
15. Huarong D, Mingliang L, Haifeng Z, Zhibo W, Kai T, et al., Experiment of satellite laser ranging in daytime based on 1,064 nm wavelength, *Infrared Laser Eng.* 49, 20200021-1 (2020).
16. Dongsheng Z, Honglin F, Yaoheng X, Study of atmosphere effects on a 532 nm laser and its application in the laser ranging based on diffuse reflection, *Astron. Res. Technol.* 1, 33-39 (2010).

17. Deng Y, The effects of self-focusing and turbulence on ground based laser space-debris cleaning (Sichuan Normal University, Chengdu, 2021).

## Author Information

※ At the request of the authors, the editorial board has decided not to publish some author information.

**Ming-liang Long** F\_CEO\_beifeng@126.com



Associate Researcher Mingliang Long is a researcher of Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences. He has expertise in laser ranging for satellites and space debris.

**Haifeng Zhang** hfzhang@shao.ac.cn



Senior researcher of Shanghai Astronomical Observatory of Chinese Academy of Sciences. The field of specialty is Satellite Laser Ranging and laser data processing.

**Yu Yang** oy17855685652@126.com



He is a student in the School of Electronic and Information Engineering of Hebei University of Technology and is currently conducting satellite laser ranging (SLR) at the Shanghai Observatory of the Chinese Academy of Sciences. His main

research direction is space target laser ranging.

**Zhong-pingZhang** ZZP@shao.ac.cn



Senior researcher of Shanghai Astronomical Observatory of Chinese Academy of Sciences, Header of Shanghai SLR station. The field of specialty is Satellite Laser Ranging and its applications.

연구논문

# 정찰위성의 관심지역 관측 가능성에 대한 지상 SLR(Satellite Laser Ranging) 대응 분석

송석민<sup>1,2</sup>, 최만수<sup>1†</sup>, 성기평<sup>1</sup>, 유성열<sup>1</sup>, 임형철<sup>1</sup>

<sup>1</sup>한국천문연구원

<sup>2</sup>충남대학교 지구환경·우주융합학과



Received: October 11, 2024

Revised: October 28, 2024

Accepted: November 3, 2024

†Corresponding author :

Mansoo Choi

Tel : +82-42-865-3244

E-mail : cmsoo@kasi.re.kr

## Analysis of Ground-Based Satellite Laser Ranging (SLR) Response to Reconnaissance Satellite Observations of Regions of Interest

Seok-Min Song<sup>1,2</sup>, Mansoo Choi<sup>1†</sup>, Ki-Pyung Sung<sup>1</sup>, Sung-Yeol Yu<sup>1</sup>, Hyung-Chul Lim<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea

<sup>2</sup>Department of Earth, Environmental & Space Sciences, Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea

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

Seok-Min Song

<https://orcid.org/0000-0002-6451-4161>

Mansoo Choi

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

Ki-Pyung Sung

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

Sung-Yeol Yu

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

Hyung-Chul Lim

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

### 요약

본 연구에서는 한반도 상공을 지나가는 정찰위성으로부터 국내 관심지역의 관측 가능성에 대한 상황을 조사하고, 한국천문연구원의 거창 인공위성 레이저 추적 시스템을 활용하여 각 상황별 대응방안을 분석한다. 정찰위성의 고도 및 최대 off-nadir 각도와 같은 관측 특성이 국내 관심지역의 관측 가능성에 미치는 영향과 정찰위성의 관측 특성에 따른 국내 관심지역의 관측 가능성을 네 가지 상황(Case 0-3)으로 분류하고, 각 상황에 따른 위기 경보 단계 및 대응 전략을 제안한다. 특히, 고해상도 정찰위성이 off-nadir 각도로 관측시 발생하는 해상도 저하가 관측정보 유효성에 미치는 영향을 분석하여 국내 관심지역의 관측가능 여부의 실질적인 위협을 재평가한다. 본 연구는 전 세계 정찰위성에 대한 효과적인 대응 체계의 필요성을 강조하며, 향후 보완적인 감시 및 대응 기술 개발에 기여할 수 있는 유용한 통찰을 제공하는 것을 목표로 한다.

### Abstract

This study simulates scenarios involving the potential observation of domestic areas of interest by reconnaissance satellites passing over the Korean Peninsula and analyzes response strategies for each situation using the Geochang Satellite Laser Ranging (SLR) system of the Korea Astronomy and Space Science Institute. We investigate how observation characteristics, such as the satellite's altitude and maximum off-nadir angle, influence the likelihood of observing domestic areas of interest and classify these possibilities into four scenarios (Case 0-3). For each case, we propose appropriate crisis alert levels and response strategies. In particular, we reassess the actual threat to domestic areas of interest by analyzing how resolution degradation, occurring when high-resolution reconnaissance satellites perform off-nadir observations, affects the validity of the observational data. This study emphasizes the need for effective response systems to global reconnaissance satellite threats and aims to provide valuable insights

that could contribute to the development of complementary monitoring and response technologies in the future.

**핵심어** : 지상-우주 레이저, 위성 레이저 거리측정, 정찰 위성, 우주 감시

**Keywords** : ground-space laser, satellite laser ranging, reconnaissance satellite, space surveillance

## 1. 서론

우주감시 활동은 주로 우주공간 상에서 우리에게 영향을 줄 수 있는 요인들을 파악하고 이에 대한 대비를 하거나 예방을 하는 것을 주 목적으로 한다. 현재 우주 공간에서 운용 중인 많은 위성들 중, 특히 고해상도 지상관측 위성들은 군사 시설 및 관측 대상에 대한 정보를 탈취함으로써 국가 안보에 위협이 되고 피해를 입힐 수 있다. 주로 군사 목적의 시설 및 관측 대상을 인지하기 위해 필요한 해상도는 10 m 이내로 알려져 있다. 0.3 m급의 해상도로는 주둔지에 설치된 텐트 및 레이더 시설의 상세사항을 파악할 수 있다[1]. 10 m보다 좋은 분해능을 가진 지구관측 광학위성은 군사적인 목적의 정찰위성으로 사용될 수 있는 가능성이 있으며, 이와 같은 용도로 활용할 가능성이 있는 위성들을 본 논문에서는 정찰위성이라 지칭한다. 기술의 발전으로 지구관측 위성들의 이미지 해상도가 점점 좋아짐에 따라 상업적으로 사용되는 지구관측 위성 또한 정찰위성으로 사용될 잠재력이 존재하며[2], 이에 대한 경계와 대응방안이 모색될 필요가 있다.

정찰위성이 관심지역을 관측할 수 있는 위협에 우리가 대응하기 위해서는 정찰위성의 정확한 위치와 정찰위성의 관측특성(해상도, 최대촬영경사각, 위성의 고도 등) 정보를 바탕으로 상황에 맞는 대응을 할 수 있어야 한다. 이와 같은 정찰위성에 대한 대응의 일환으로 레이저가 활용될 수 있다. 레이저는 복사 유도 방출에 의한 광증폭 기술로 에너지 응집성, 직진성의 특징을 가지고 있어 정찰위성의 관측 기능을 일시적으로 무력화할 수 있다. 한국천문연구원 인공위성 레이저 추적시스템(satellite laser ranging, SLR)은 레이저반사경을 장착한 인공위성의 경우 수 cm 수준, 우주쓰레기의 경우 수 m 수준으로 거리 측정이 가능한 시스템을 보유하고 있다. 이러한 SLR 시스템은 관측 데이터를 바탕으로 인공위성의 위치를 수 cm 단위로 정밀하게 측정하고 위성의 정밀궤도를 산출하는데 사용될 수 있으며[3], 정찰위성의 임무수행을 방해하는 용도로 사용될 수 있다[4]. 특히 SLR 시스템은 우주위협 대응을 위해 필요한 정밀한 위치정보를 산출할 수 있다는 점에서 중요도가 높기 때문에, 본 논문에서는 상황별 정보 단계 및 SLR 시스템을 통한 대응 여부만 고려하고, 이에 앞에서 언급한 '대응'이라는 단어를 이후에는 'SLR 관측 가능 여부'라는 의미로 범위를 좁혀 사용한다.

또한 우리는 정찰위성의 관심지역 관측 가능성 여부를 시뮬레이션 하기 위해서 위성의 정확한 위치를 알고 있다는 가정하에 정찰위성이 관측특성별 관심지역의 관측 가능성 여부를 확인하고, 실제 정찰위성이 관심지역 상공을 지나가는 상황을 시뮬레이션을 통해 모사함으로써 각 상황별 시나리오를 도출한다. 이때, 관심지역은 한국천문연구원의 거창 인공위성 레이저 관측소(위도: 35.59°N, 경도: 127.92°E, 고도: 934.063 m; 이하 거창SLR관측소)를 기준으로 한다. 해당 관심지역을 지나는 정찰위성은 모두 같은 지상 궤적(ground track)을 갖는다고 가정하였으며, 관측특성을 변경해 가며 분석을 진행한다.

## 2. 정찰위성의 관측특성별 SLR(Satellite Laser Ranging) 대응 여부에 따른 분류

정찰위성이 운용되고 있는 고도와 직하방향(nadir)으로부터 지상 목표를 지향하는 각도인 촬영경사각(off-nadir)에 따라 정찰위성이 관측할 수 있는 지상 범위는 한정되어 있다. 정찰위성의 고도가 높고, 최대 촬영경사각(Maximum off-nadir, Max. off-nadir)의 가용범위가 클수록 정찰위성의 지상관측이 가능한 범위가 더 넓어진다. 거창SLR관측소는 안정적인 SLR 관측을 수행하기 위해 관측소 기준 고도 각 30° 이상인 위성에만 관측을 수행하며, 이를 기준으로 정찰위성의 관측특성과 위치에 따라 다음의 4가지 상황을 연출할 수 있다. 각 상황에 대한 모사도를 보여주기 위해 상용서비스를 제공하는 SuperView NEO-1 위성의 관측특성(Max. off-nadir: 45°; altitude: 495 km)과 궤도를 기준으로 각 상황을 분류하였으며[5], 이후 언급되는 Case 3에 대해서는 임의의 관측특성(Max. off-nadir: 60°; altitude: 500 km)을 갖는 정찰위성을 가정하여 논의한다.

### 2.1 Case 0: 정찰위성의 관심지역 관측 불가 / SLR(Satellite Laser Ranging) 관측 불가

Case 0의 경우, 정찰위성의 Max. off-nadir 범위 내에 관심지역이 포함되지 않아 관심지역의 관측 가능성이 없는 상황임과 동시에 거창SLR관측소에서도 정찰위성의 관측이 불가능한 경우이다. 이 경우, 정찰위성과 SLR은 서로에게 아무런 영향을 줄 수 없기 때문에 평시상황으로써 관심단계로 분류할 수 있다.

### 2.2 Case 1: 정찰위성의 관심지역 관측 불가 / SLR(Satellite Laser Ranging) 관측 가능

Case 1의 경우, 정찰위성의 Max. off-nadir 범위 내에 관심지역이 포함되지 않아 관심지역의 관측 가능성이 없는 상황임과 동시에 정찰위성의 위치가 거창SLR관측소에서 관측이 가능한 범위 안에 들어오는 경우를 나타낸다. 이 경우, 정찰위성의 관심지역 관측 위험 없이 SLR을 통한 대응이 가능하며, 안정적으로 정찰위성의 SLR 관측을 수행할 수 있기 때문에 감시 및 주의단계로 설정하여 지속적인 감시를 수행할 필요가 있다.

Fig. 1은 Case 1의 상황을 모사한다. 여기서 파란색 범위는 SLR 관측 가능 범위를 나타내며 노란색 범위는 정찰위성의 고도와 Max. off-nadir에 따른 지상관측 가능 범위를 나타낸다. 검정색 점선은 정찰위성의 ground track이며, 해당 ground track 위 빨간색 점선은 정찰위성이 관심지역을 관측할 수 있는 위치를 나타냄과 동시에 그 위치에 진입하는 시각을 보여준다. 그림의 좌측 하단에는 정찰위성의 관측 특성이 표시된다.

### 2.3 Case 2: 정찰위성의 관심지역 관측 가능 / SLR(Satellite Laser Ranging) 관측 가능

Case 2의 경우, 정찰위성의 Max. off-nadir 범위 내에 관심지역이 포함되어 있어 정찰위성이 관심지역을 관측할 가능성이 있는 상황임과 동시에 정찰위성의 위치가 거창SLR관측소

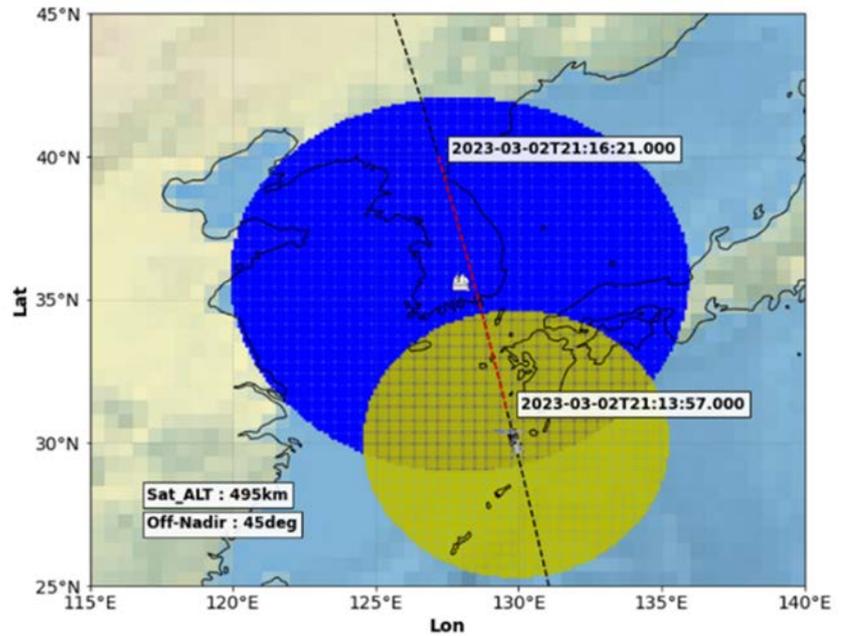


Fig. 1. Case 1 situation simulation.

에서 관측이 가능한 범위 안에 위치하는 경우를 나타낸다. Case 1 또는 Case 3의 상황에서 시간이 지나 정찰위성이 관심지역으로 접근하면 Case 2의 상황이 연출될 수 있다.

이 경우, 정찰위성의 관심지역 관측 가능성이 존재하기 때문에 정찰위성의 지속적인 감시가 필요하며, SLR 관측 범위 안에 정찰위성이 위치하기 때문에 언제든지 대응이 가능한 상황임을 확인할 수 있다. 이와 같은 상황에서는 감시 및 경계단계를 유지하며 지속적인 추적과 대응이 요구된다. Fig. 2는 Case 2의 상황을 모사하며, 정찰위성의 위치가 빨간 점선 내에 위치하는 것을 보여준다.

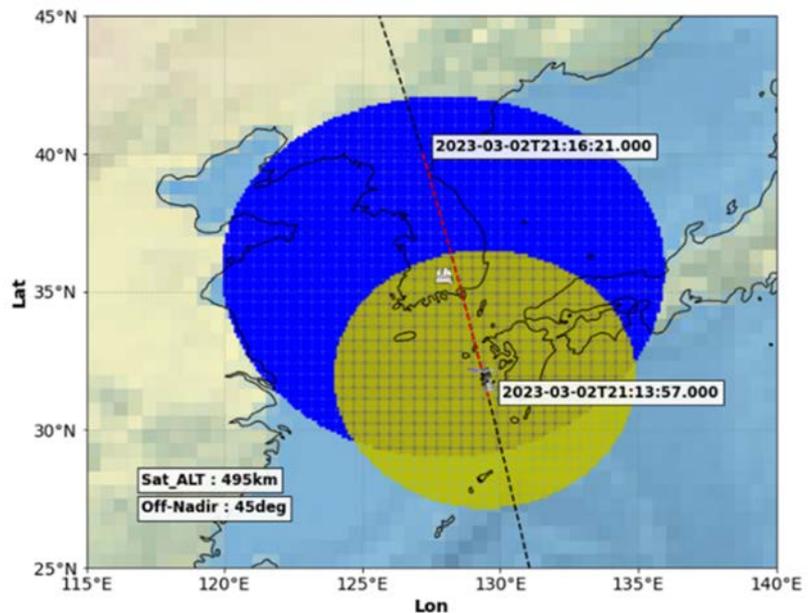


Fig. 2. Case 2 situation simulation.

### 2.4 Case 3: 정찰위성의 관심지역 관측 가능 / SLR(Satellite Laser Ranging) 관측 불가

정찰위성의 고도가 높고 Max. off-nadir가 커짐에 따라 정찰위성이 관측 가능한 지상 영역은 넓어지게 된다. 이때, 정찰위성의 관측가능 영역내에 관심지역이 포함되어 관심지역 관측 가능성이 있는 상황에서 정찰위성의 위치가 SLR 관측 영역(고도각 > 30°) 내에 위치하지 않는 경우를 Case 3로 나타낸다. 이 상황에서는 SLR을 통한 대응방안이 없기 때문에 위험 단계로 구분하였으며 추가적인 대응방안이 요구된다.

Fig. 3에는 Case 3 상황을 묘사하며, 정찰위성이 관심지역을 관측할 수 있는 위치(빨간 점선)이 SLR 관측 가능 영역(파란색 영역) 밖에도 존재하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 4는 Case 3를 연출할 수 있는 정찰위성의 고도별 Max. off-nadir를 보여준다. 빨간색 실선을 경계로 정찰위성이 이보다 높은 Max. off-nadir를 가질 때, Case 3의 상황이 연출될 수 있다. Fig. 4의 빨간 실선은 SLR 관측 가능 조건인 고도각 > 30°를 기준으로 계산되었으며, SLR 관측 가능 고도각이 낮아진다면 Fig. 4의 Max. off-nadir 값은 더 높아질 것이다. 빨간색 실선 위와 아래로 SLR 관측 가능 고도각이 각각 45°와 15°일 때의 Case 3 연출이 가능한 Max. off-nadir 경계가 나타나며, SLR 관측 고도각이 낮아질수록 Max. off-nadir 값이 더 커지는 것을 보여준다. 해당 경계의 조건보다 낮은 Max. off-nadir를 갖는 정찰위성은 대개 시간에 따라 Case 0 → Case 1 (→ Case 2 → Case 1) → Case 0의 서순을 갖지만, 높은 Max. off-nadir를 갖는 정찰위성은 시간에 따라 Case 0 → Case 3 (→ Case 2) → Case 0의 상황으로 진행된다. 이에 큰 Max. off-nadir의 관측특성을 갖는 정찰위성에 한해 Case 0의 상황에서도 관심 단계가 아닌 경계 단계를 적용하여 위기를 인지할 필요가 있다. 이에 우리는 임의로 각 상황별 위기 경보 단계를 구분하였으며, 이는 추후 더 체계적인 조건들을 토대로 개선될 여지가 있다. Table 1에 임의로 부여한 각 상황별 위기 경보 단계를 정리하였다.

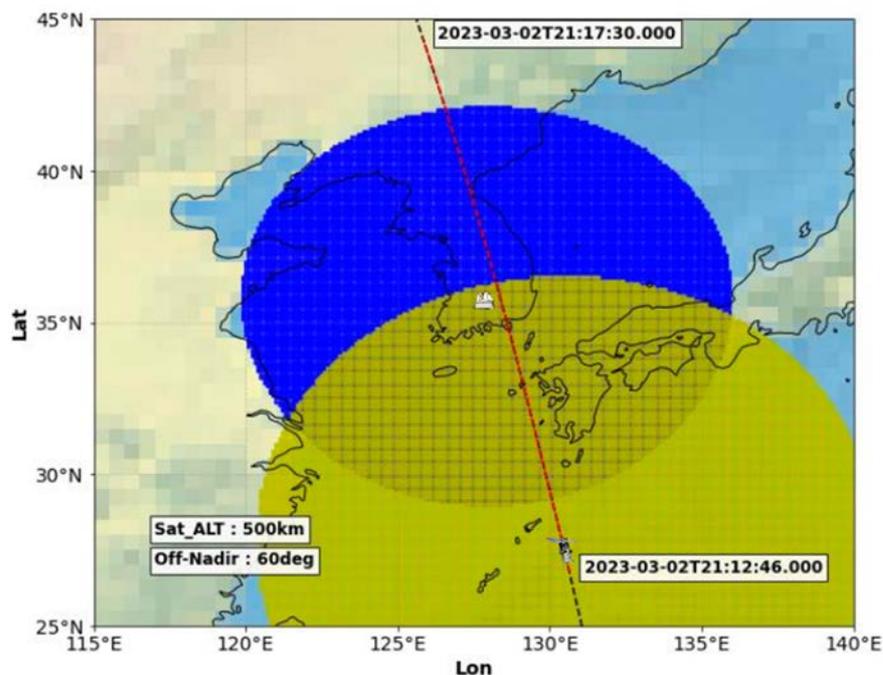


Fig. 3. Case 3 situation simulation.

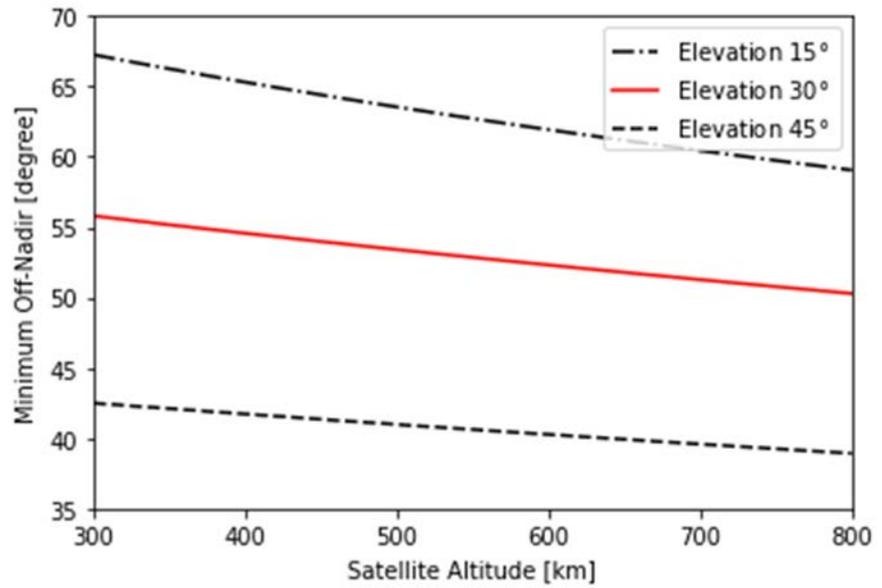


Fig. 4. The Maximum off-nadir boundaries by altitude for satellites that can create Case 3 scenario.

Table 1. Crisis alert levels by each case

	SLR 관측 불가	SLR 관측 가능
정찰위성 관측 불가	[ Case 0 ] 관심 단계 (또는 경계 단계)	[ Case 1 ] 감시 및 주의 단계
정찰위성 관측 가능	[ Case 3 ] 위험 단계	[ Case 2 ] 감시 및 경계 단계

### 3. Maximum off-Nadir 각도가 큰 정찰위성의 대응 시나리오

Case 3의 상황을 만들 수 있는 정찰위성은 높은 off-nadir 각도가 요구된다. 본 절에서는 Case 3 상황 중, 정찰위성의 기준에서 관심지역을 관측하기 위한 off-nadir 각도와 관측소 기준에서 정찰위성의 관측위치(방위각, 고도각)를 각 시점별로 계산하고, 정찰위성의 고도를 변경해가며 비교한다. 정찰위성이 관측할 수 있는 Max. off-nadir 각도는 60°로 가정하였으며, 고도 변화에 따른 영향만을 확인하기 위해 같은 ground track을 갖는 궤도를 가정하였고, 궤도 경사각은 98°로 가정하였다(Fig. 5).

시뮬레이션된 정찰위성은 Case 0 → Case 3 → Case 2 → Case 3 → Case 0의 순서를 연출하며 관심지역을 지나간다. Fig. 6은 정찰위성의 고도별로 시간에 따른 off-nadir(빨간 점선)와 고도각(검정 실선)의 변화를 보여준다. 이때, 관심지역이 정찰위성의 off-nadir 값인 60° 이내로 들어오는 지점과 관측소에서의 정찰위성 관측 고도각이 30° 이상인 지점을 회색 점선으로 표시하였으며, 이 점선을 기준으로 각각 Case 0 → Case 3 → Case 2 → Case 3 → Case 0를 따른다. 특히 Case 3인 지점은 회색 배경으로 보여준다.

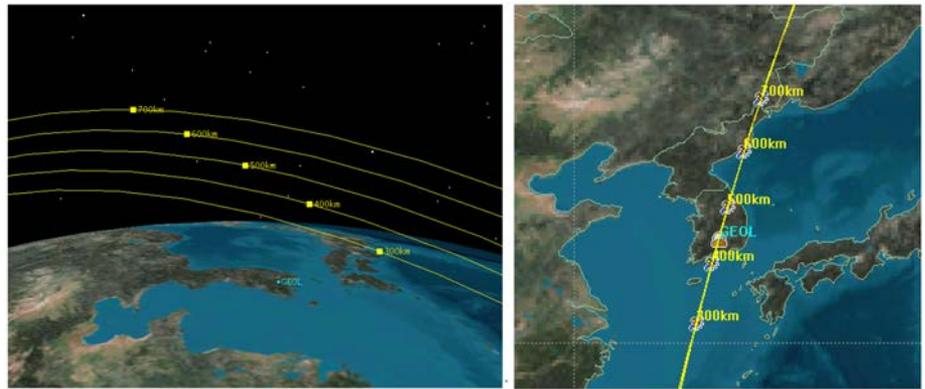


Fig. 5. The orbit and ground track of the reconnaissance satellite used in the simulation.

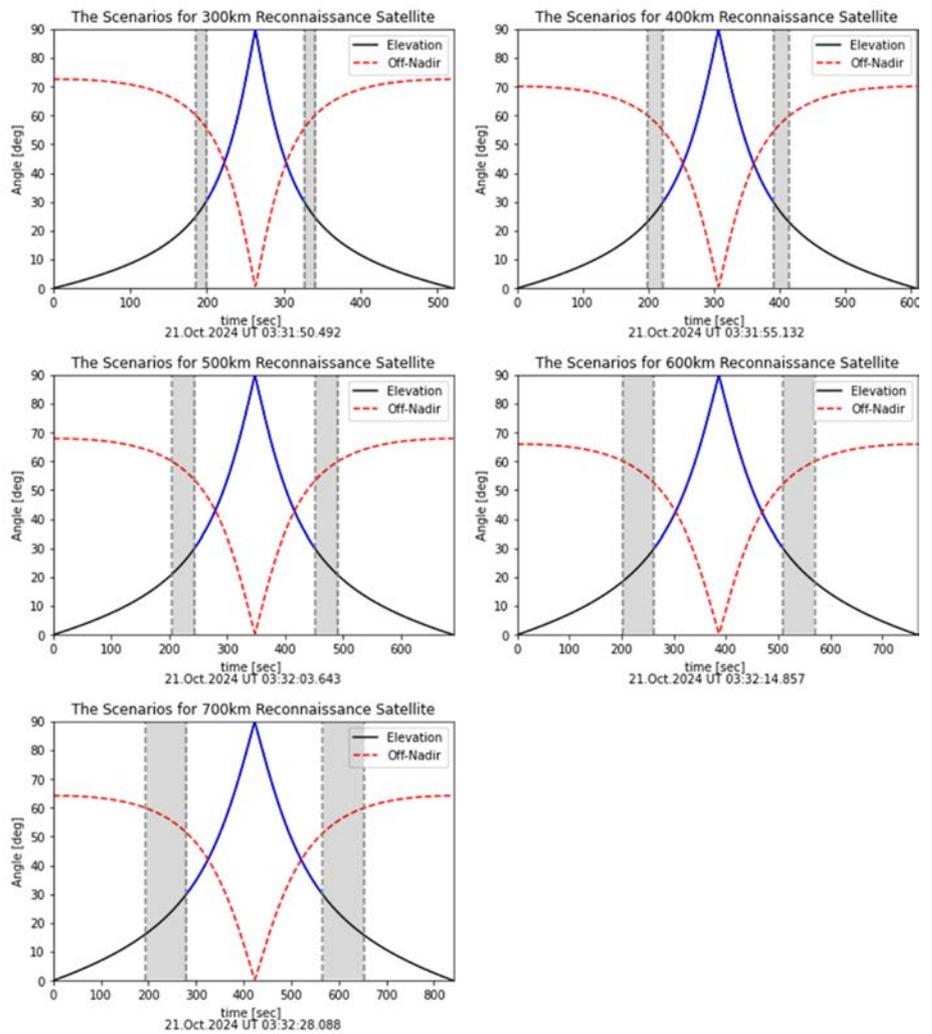


Fig. 6. Scenarios of region of interest passages by altitude for reconnaissance satellites with large Maximum off-nadir angles.

Fig. 6에서는 정찰위성의 고도가 증가함에 따라 통과 시간이 증가하며, Case 3 기간이 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이때, Case 3의 기간은 위성의 고도별로 각각 13.10 s, 24.06 s,

39.19 s, 59.52 s, 86.88 s의 시간 동안 지속된다. 해당 기간 동안에는 SLR을 통한 대응이 불가능하여 다른 대응방안을 모색해야 하지만, 약 20° 이하의 관측 고도각에서도 SLR을 사용할 수 있다면, 700 km 고도 내 Max. off-nadir 60°의 관측특성을 가진 정찰위성들을 대응할 수 있게 된다. 또한 off-nadir 각도가 커질수록 정찰위성은 관측대상을 더 먼 거리에서 관측하게 된다. 이는 곧 관측 이미지의 해상도 저하 문제로 이어지며, Case 3가 SLR 대응이 불가능한 위험한 상황을 만들지만 이 시점의 정찰위성이 관측한 이미지가 유효한지도 함께 검토될 필요가 있다. 정찰위성의 off-nadir에 따른 이미지 해상도 변화는 다음 절에서 논의된다.

### 4. Case 3 정찰위성 관측 데이터의 효용성

정찰위성이 nadir 방향을 관측하지 않고 off-nadir 각도로 자세를 변경하여 지상을 관측하게 되면, 관측지역과 정찰위성까지의 거리가 증가하고 이에 따라 투과하는 대기의 길이 (optical depth)가 증가하여 정찰위성이 관측하는 이미지 해상도에 영향을 미친다. Fig. 7은 지구-관측소-위성 간의 기하관계를 보여주는데, 이 관계를 통해 식 (1)의 off-nadir에 따른 이미지 해상도를 계산할 수 있다[6,7].

$$RES(\zeta) = RES_{nadir} \times \frac{r_{SLR} \sin(\gamma)}{h \sin(\zeta) \cos(\zeta + \gamma)} \tag{1}$$

여기서  $RES_{nadir}$ 은 정찰위성이 nadir 방향을 관측할 때의 분해능 성능이며 대개, m 단위의 값을 갖는다.  $h$ 는 위성의 고도,  $r_{SLR}$ 은 지구 중심으로부터 관심지역까지의 거리, 그리고  $\zeta$ 와  $\theta$ 는 각각 off-nadir 각도와 위성의 고도각을 의미한다. 이때, 관측소-지구-위성 사이의 각도  $\gamma$ 는 고도  $h$ 와 다음과 같은 관계에 있다[7].

$$\gamma = \sin^{-1} \left[ \frac{(h+r_{SLR}) \sin \zeta}{r_{SLR}} \right] - \zeta \tag{2}$$

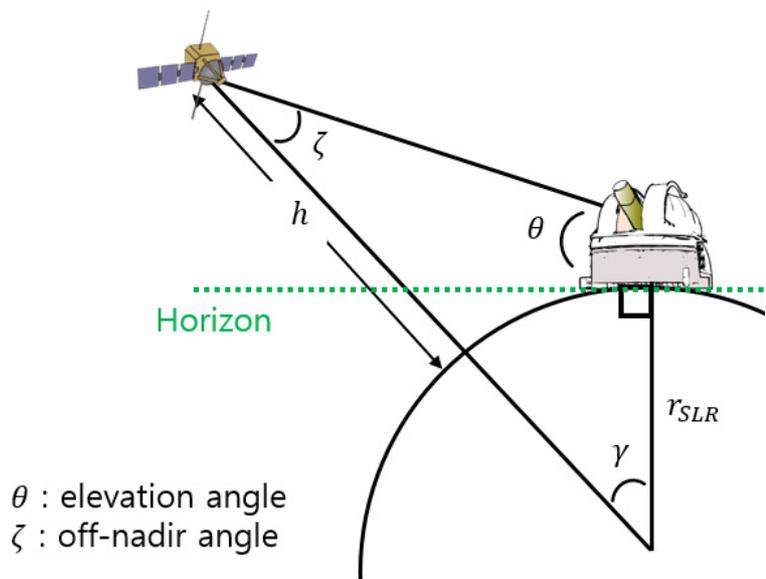


Fig. 7. Geometry between Earth–Station–Satellite.

Fig. 8은 1 m 해상도를 갖는 정찰위성을 가정하였을 때, off-nadir 각도와 정찰위성의 고도 별 해상도 변화를 보여준다. 그림 위 각각의 점선은 정찰위성의 고도와 off-nadir가 결정될 때, SLR 관측소에서 관측되는 고도각을 의미한다. 노란색 점선은 고도각 30°, 빨간색은 고도각 20°, 파란색은 고도각 0°이다. 정찰위성의 고도가 커질수록 상대적으로 낮은 off-nadir 각도에서도 해상도가 크게 증가하는 것을 볼 수 있으며, SLR 관측 가능 영역인 고도각 30° 이하에서 1 m 해상도를 갖는 정찰위성이 약 4 m 이상의 해상도로 정찰위성의 관측 성능이 약화되는 것을 확인할 수 있다. 즉, Case 3 상황에서 정찰위성의 관측해상도는 제기능을 완벽히 수행할 수 없으며, 계산된 해상도와 Table 2에 제시된 인지에 필요한 최소 해상도를 비교하여 정찰위성의 위험도를 판단할 수 있을 것이다.

### 5. 결론 및 논의

본 논문은 정찰위성의 관심지역 관측 가능성을 분석하고, 거창SLR관측소의 추적 능력에 따라 상황별 대응 방안을 모사하였다. 정찰위성의 관측특성(고도, Max. off-nadir)에 따라 관심지역 관측 위험이 달라짐을 확인하였으며, 각 상황을 Case 0에서 Case 3로 분류하여 그에 맞는 위기 경보 단계와 대응 방안을 제시한다.

Case 0은 정찰위성이 관심지역을 관측할 수 없고 SLR 관측도 불가능한 상황으로, 비교적 안전한 상태이다. 반면, Case 3은 정찰위성이 관심지역을 관측할 수 있지만 SLR 관측이 불가능한 위험 상황으로, 즉각적인 대응이 필요함을 보여준다. 특히, Max. off-nadir 각도가 큰 정찰위성의 경우 SLR 관측이 어려워 대체 감시 및 대응체계가 요구된다.

추가적으로, 정찰위성이 off-nadir 각도로 관측할 때 이미지 해상도 저하가 발생하여 해당 정찰위성의 지상관측 유효성을 판단하는 데 중요한 요소가 될 수 있다. 해상도 저하는 정찰위성 고도와 off-nadir 각도에 따라 달라지며, 다른 오차요인들[8]이 존재하기에 위에서 계산된 해상도 또한 기대하기 힘들 것이다. 이에 따라 Case 3의 위험 단계에서도 정찰위성의 관심지역 지상관측 데이터가 실제로 얼마나 유효한지를 검토할 필요가 있다.

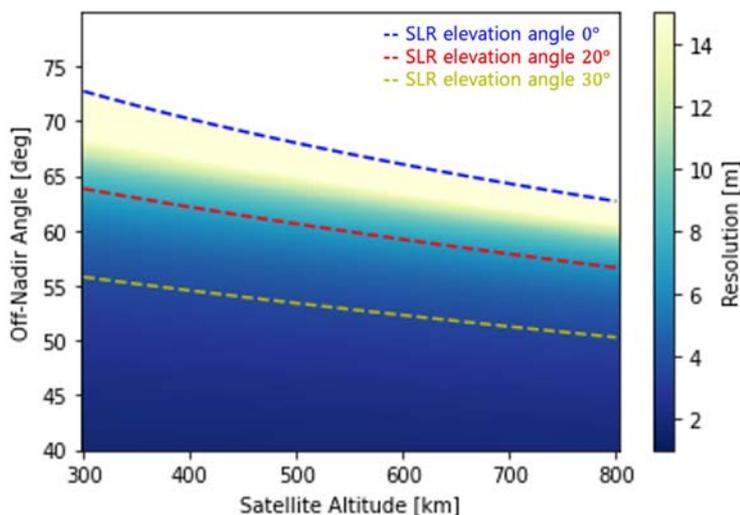


Fig. 8. Changes in resolution by altitude and off-nadir angle of 1 m resolution satellite.

**Table 2.** Spatial resolution required for identification by observation targets [1]

Observation target	Min. resolution for recognition [m]	Min. resolution for details [m]
Military airfield	9	4.5
Loading dock	15	6
Aerodrome facilities	4.5	3
Submarine	6	1.5
Fishing boat	4.5	1.5
Bridge	4.5	0.9
Aircraft	1.5	0.9
Radar facility	0.9	0.9
Air defense camp	1.5	0.3
Truck	1.5	0.6
Tent	1	0.6

본 연구의 결과를 통해 향후 정찰위성으로부터 관심지역의 관측 여부에 대한 대응 전략 수립에 기여하고, SLR 관측 이외의 보완적인 대응 체계 개발에 도움이 될 수 있기를 기대한다.

## 감사의 글

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

## References

1. Kim GS, Development status and development direction of high resolution Earth observation optical satellite, *J. Aerosp. Ind.* 78, 65–85 (2013).
2. Song SM, Choi M, Yi Y, Analysis of the photographic range and SLR observation impact of low-Earth orbit satellite, in 2023 KSAS Spring Conference, JeJu, Korea, 19–21 Apr 2023.
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. Butt Y, Effects of Chinese laser ranging on imaging satellites, *Sci. Glob. Secur.* 17, 20–35 (2009). <https://doi.org/10.1080/08929880902864376>
5. Spacewill, Superview NEO-1 satellites (2022) [Internet], viewed 2024 Sep 20, available from: <https://en.spacewillinfo.com/uploads/soft/221102/1-2211021F245.pdf>

6. Hodgson ME, Kar B, Modeling the potential swath coverage of nadir and off-nadir pointable remote sensing satellite-sensor system, *Cartogr. Geogr. Inf. Sci.* 35, 147-156 (2008). <https://doi.org/10.1559/152304008784864668>
7. Saboori B, Bidgoli AM, Saboori B, Multiobjective optimization in repeating sun-synchronous orbits design for remote-sensing satellites, *J. Aerosp. Eng.* 27, 04014027 (2014). [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000340](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000340)
8. Aguilar MA, del Mar Saldaña M, Aguilar FJ, Assessing geometric accuracy of the orthorectification process from GeoEye-1 and WorldView-2 panchromatic images, *Int. J. Appl. Earth Obs. Geoinf.* 21, 427-435 (2013). <https://doi.org/10.1016/j.jag.2012.06.004>

## Author Information

**송 석 민** smsong@kasi.re.kr



충남대학교 대학원 우주지질학과에서 2024년 석사 학위를 취득한 후, 동 대학원에서 박사학위 과정 중에 있다. 2022년부터 한국천문연구원 우주위험감시센터에서 학생연수원으로 참여하여 인공위성 레이저 추적 시스템과 지상-우주 간 레이저 통신에 대한 연구를 수행하고 있다.

**유 성 열** syyu@kasi.re.kr



충남대학교 천문우주과학과에서 우주과학 석사 학위를 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.

**최 만 수** 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.

**임 형 철** 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 2020년까지 과학기술연합대학원대학교에 교수로 지냈으며, 현재 서태평양 레이저추적 네트워크(WPLTN) 기구의 의장을 맡고 있다. 레이저에 기반한 우주물체 추적, 광통신 및 우주탐사 관련 연구를 수행하고 있다.

**성 기 평** kpsung@kasi.re.kr



충남대학교에서 석사학위 취득 후 2018년부터 한국천문연구원 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.

연구논문

# 지상 관측소 기반 위성 추적 데이터를 활용한 대기 투과도와 관측 밝기 간 상관관계 분석

현 철<sup>†</sup>, 김동건, 김현승, 이호진

엘아이지넥스원 전장분석개발팀

## Correlation Analysis between Atmospheric Transmittance and Observed Brightness Using Ground-Based Satellite Tracking Data

Chul Hyun<sup>†</sup>, Donggeon Kim, Hyunseung Kim, Hojin Lee

Department of Battlefield Analysis and Development, LIG Nex1, Seongnam 13488, Korea



Received: October 8, 2024

Revised: October 26, 2024

Accepted: November 1, 2024

<sup>†</sup>Corresponding author :

Chul Hyun

Tel : +82-31-5178-4293

E-mail : chul.hyun@gmail.com

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

Chul Hyun

<https://orcid.org/0009-0006-7300-0740>

Donggeon Kim

<https://orcid.org/0009-0005-2374-1252>

Hyunseung Kim

<https://orcid.org/0000-0003-3974-0631>

Hojin Lee

<https://orcid.org/0009-0002-4312-6001>

### 요약

본 연구에서는 지상 관측소에서 획득한 위성 추적 데이터를 활용하여 대기 투과도와 관측 밝기 간의 상관관계를 분석하였다. 대기 투과도는 중위도 겨울 조건을 반영하여 MODTRAN(MODerate resolution atmospheric TRANsmission) 소프트웨어를 통해 산출되었으며, 관측 밝기는 위성 추적 데이터를 이용하여 산출하였다. 데이터 분석 과정에서 대기 투과도와 관측 밝기 간의 상관성을 평가하고자 다항 회귀 분석을 적용하여 모델을 구성하였다. 연구 결과를 통해 다양한 고도 각에서 대기 조건이 위성 밝기에 미치는 영향을 정량적으로 평가할 수 있었으며, 이를 기반으로 위성 관측의 기초 자료를 제공할 수 있을 것으로 기대된다.

### Abstract

This study investigates the correlation between atmospheric transmittance and observed brightness using satellite tracking data collected from a ground-based observation station. Atmospheric transmittance was calculated under mid-latitude winter conditions using MODTRAN software, while observed brightness was derived from satellite tracking data independently of transmittance measurement angles. Polynomial regression was applied to model the relationship between transmittance and brightness. The results allowed for a quantitative assessment of the impact of atmospheric conditions on satellite brightness across various elevation angles. This study provides foundational insights for satellite observation by clarifying the relationship between atmospheric transmittance and brightness changes under specific observational conditions. Future work may expand upon these findings by exploring a broader range of seasonal and environmental factors to enhance the generalizability of the model.

**핵심어** : 위성 관측, 대기 투과도, 밝기 분석, MODTRAN, 상관관계분석

**Keywords** : satellite observation, atmospheric transmittance, brightness analysis, MODTRAN, correlation analysis

## 1. 서론

지구 대기는 광학 신호의 전파에 있어 여러 가지 영향을 미친다. 대기를 통과하는 과정에서 신호는 산란과 흡수로 인해 세기가 감쇠되며, 기상 현상으로 인해 이미지의 선명도가 떨어지거나 왜곡될 수 있다. 이러한 대기 효과는 천체 및 인공위성 관측에 필수적으로 고려되어야 하며, 특히 관측 각도와 대기 경로 길이에 따라 감쇄와 왜곡이 달라진다. 본 연구에서는 이러한 대기 효과 중에서도 대기 투과도에 집중하여 분석을 진행하였다.

본 연구의 목적은 인공위성 관측 이미지에서 고각별 대기 투과도와 관측된 밝기 데이터 간의 상관관계를 확인하여, 향후 관측 데이터 해석 및 보정에 있어 기초 자료로 활용할 수 있는 상관관계 모델을 구축하는 데 있다. 이를 위해, 수십 년간 신뢰성을 인정받아온 상용 프로그램인 MODTRAN을 활용해 대기 투과도 데이터를 산출하고, 이를 관측된 밝기 데이터와 비교하였다.

인공위성 관측 데이터는 박명 조건에서 태양광을 반사하는 위성을 추적하여 얻어진 것으로, 관측 고각에 따라 밝기가 변화하며 이는 대기 투과도와 연관되어 있다. Fig. 1은 이러한 관측 상황의 기하학적 관계를 나타낸 개념도이다.

Fig. 1은 박명 조건에서 태양-위성-관측소 간의 기하학적 관계를 나타내며 박명 시간대에 태양광이 위성에 반사되어 관측소에 도달하는 과정을 시각적으로 보여준다. 이 과정에서 고각별 대기 경로 길이는 관측된 밝기 변화의 주요 요인이 된다.

기존 연구들은 정밀한 예측을 위해 크리깅 보간과 고차 적합 모델을 활용하여 태양 위상각과 적위각 등의 변수와 밝기 간의 관계를 분석해 왔다[1,2]. 이러한 고차 모델들은 높은 정확성을 목표로 하며, 우주 물체 식별과 추적에 필요한 기초 자료로서 유용하게 활용되어 왔다 [3]. 그러나 이와 같은 접근법은 복잡한 통계적 기법을 요구하며, 대기 조건과 밝기 변화의 상

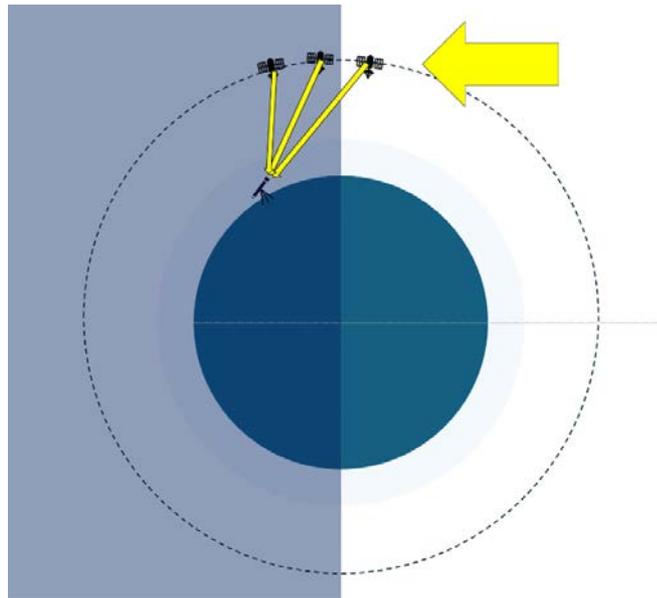


Fig. 1. Geometry of satellite observation during twilight conditions: sunlight reflection and atmospheric path variations.

관성에 대한 직접적인 분석보다는 정밀도에 초점을 맞추어 왔다. 그 밖에 대기 중 에어로졸과 수증기와 같은 요소들이 관측 데이터에 미치는 영향을 줄이는 다양한 기법들도 제안된 바 있다[4-8].

본 연구는 대기 투과도와 밝기 데이터의 상대적 상관성에 초점을 맞추어  $S(\theta)$  함수를 도출하고 이를 해석하였다. 본 연구의 범위는 특정 위성의 반사도나 자세 변화와 같은 복합적 요인의 정밀 분석을 포함하지 않으며, 상대적 상관성을 중심으로 초기적 관계를 정립하는 데 초점을 두었다. 이러한 분석은 향후 정량적 연구의 기초 자료로 활용될 수 있을 것이다.

논문의 구성은 다음과 같다. 제2장에서는 MODTRAN을 활용하여 대기 투과도를 계산하는 방법과 결과를 제시하며, 제3장에서는 관측 이미지를 기반으로 밝기 데이터를 산출하는 과정을 설명한다. 제4장에서는 대기 투과도와 밝기 데이터 간의 상관관계를 모델링한 결과를 다룬다. 결론에서는 연구 결과와 향후 연구 방향을 논의한다.

## 2. 대기 투과도

본 연구에서 사용된 대기투과도는 MODTRAN을 이용해 모델링하여 계산하였다. MODTRAN은 미국 Spectral Science사와 미국 공군연구소에서 개발되어 30년 넘는 기간 동안 다양한 분야에서 사용되고 있는 대표적인 대기 모델링 도구이다. MODTRAN을 통해 가시광부터 원적외선 대역에 대한 대기 투과도 및 복사 에너지를 계산할 수 있다[9].

대기 투과도 계산에 이용된 조건은 MODTRAN 계산에 필요한 입력 조건에 기반하며, 본 연구에서는 중위도 겨울 프로파일을 적용하고, 청명한 기상 상황과 구름이나 강수가 없는 맑은 날씨를 가정하였다. 위치 정보는 관측 사이트의 위, 경도(36.00°N, 129.00°E)와 고도(약 1,000 m)를 적용하였다. Fig. 2와 같이 관측 위치에서 수평 방향을 고각 0도, 연직 방향을 고각 90도로 설정하여 고각 변화에 따른 대기투과도를 계산하였다.

Fig. 3에는 파장별 대기 투과도를 관측 고각에 따라 계산한 결과를 나타내었고, Fig. 4에는 관측 고각에 따라 계산한 평균 대기 투과도 결과를 나타내었다. 파장이 커질수록 대기투과도

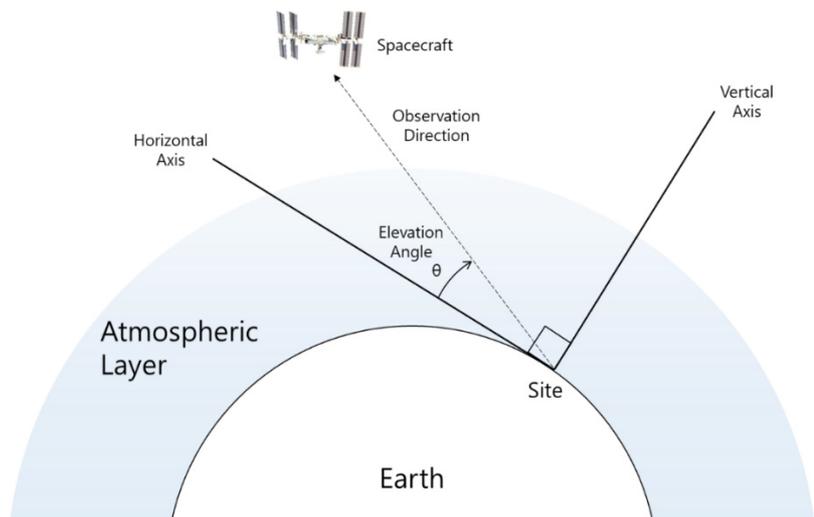


Fig. 2. Conceptual diagram of atmospheric transmittance calculation using MODTRAN.

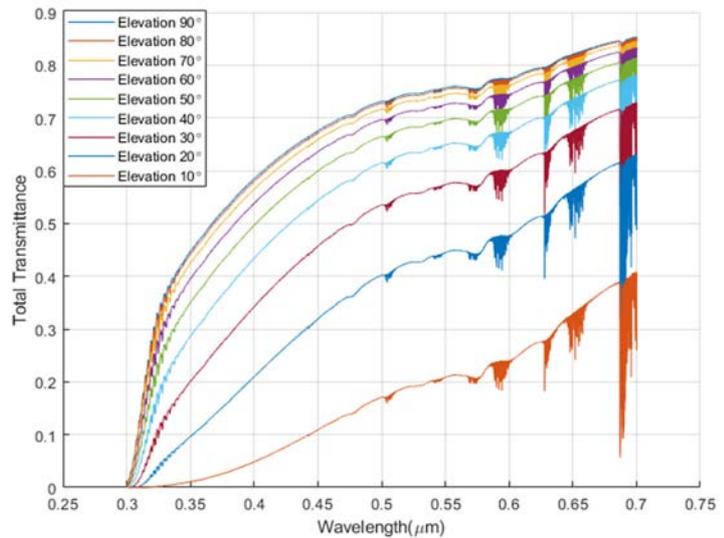


Fig. 3. Atmospheric transmittance by wavelength.

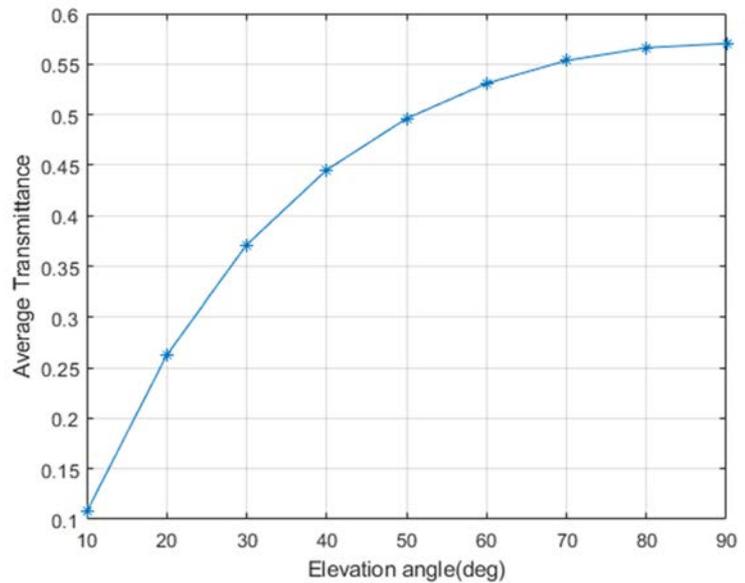


Fig. 4. Average atmospheric transmittance by wavelength.

도 증가하나 일부 파장에서는 대기투과도가 낮아지는 현상이 고각별로 동일하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 대기 성분별 투과 특성이 반영되었기 때문으로 판단할 수 있다. 평균 대기 투과도 계산 결과를 살펴보면, 관측 고각이 증가할수록 대기투과도도 비례하여 증가함을 확인할 수 있다. 이는 Fig. 2에서 볼 수 있듯이 관측 고각이 커질수록 대기를 투과하는 거리가 짧아짐을 알 수 있다. 대기투과도는 대기를 투과하는 거리에 반비례한 특성을 가지므로 관측 고각이 90도일 때 대기를 투과하는 거리가 가장 짧고 이에 따라 대기투과도는 가장 높게 나타나는 것을 알 수 있다.

Fig. 4에 도시된 고각별 평균 대기 투과도에 대하여 다항 회귀 모델링을 수행하였다. 평균 밝기 관측 데이터와의 상관관계 분석을 위하여 실제 관측 범위에 해당하는 고각 범위에 대해서만 식 (1)과 같은 형태의 3차 다항식을 적용하였다.

$$T(\theta) = a_3\theta^3 + a_2\theta^2 + a_1\theta + a_0 \tag{1}$$

여기에서  $T(\theta)$ 는 고각  $\theta$ 에서의 대기 투과도이고,  $a_3, a_2, a_1, a_0$ 는 회귀 분석을 통해 산출되는 계수이다. 실제 관측 범위 내에서 얻어진 계수 값은 Table 1과 같다.

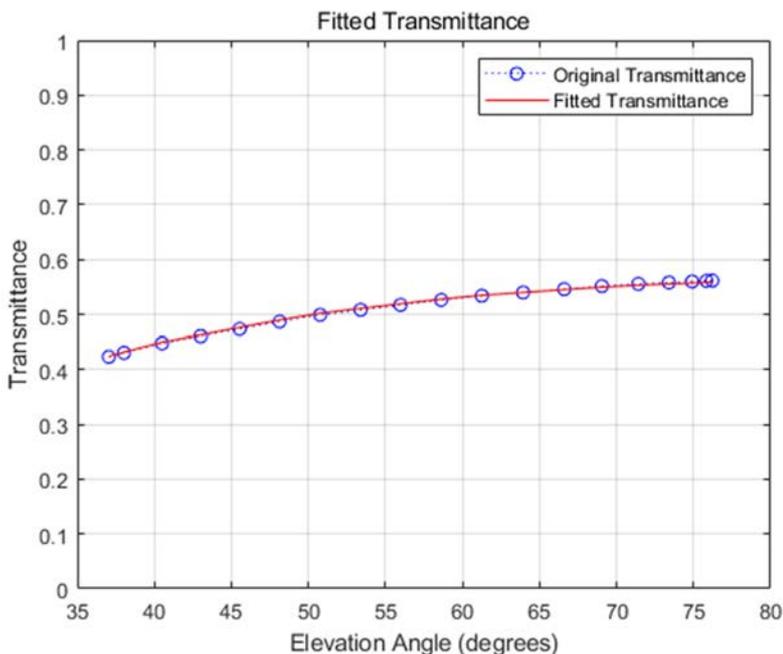
이 값을 바탕으로 MODTRAN으로 산출된 대기 투과도와 모델링 결과를 Fig. 5에 그래프로 도시하였다. 두 값 사이의 유사성을 시각적으로 확인할 수 있다.

### 3. 위성 관측 및 밝기 분석

위도 36.00°, 경도129.00°, 고도(약 1,000 m)의 위치한 관측 사이트에서 위성을 추적하며 촬영한 영상 이미지를 Fig. 6에 도시하였다. Fig. 6은 촬영 이미지에서 표적 위성을 중심으로 400 × 400 픽셀 크기로 크롭한 결과이다. 대상 위성은 Cosmos 367 위성이고 노출 시간은 100 ms이다. 고각이 40도에서 70도로 증가함에 따라 표적의 밝기가 밝아지고, 위성의 겉보기 속도가 빨라져서 표적 크기도 크게 보이는 것을 확인할 수 있다.

**Table 1.** Polynomial regression coefficients for atmospheric transmittance

Coefficient	$a_3$	$a_2$	$a_1$	$a_0$
Value	$1.0204 \times 10^{-6}$	$-2.5192 \times 10^{-4}$	0.0217	-0.0827



**Fig. 5.** Comparison of polynomial regression model with calculated values.



Fig. 6. Centered and enlarged view of satellite trace.

위성의 평균 밝기 계산은 식 (2)와 같이 이미지 내에서 타겟 영역의 각 픽셀의 빛 강도를 더한 후, 해당 영역의 픽셀 영역으로 나누어주는 형태로 계산한다.

$$B_{avg} = \frac{\sum_{i=1}^N I_i \times A_i}{\sum_{i=1}^N A_i} \quad (2)$$

식 (2)에서  $I_i$ 는 타겟 영역 내에서 각 픽셀  $i$ 의 빛의 세기 값이고,  $A_i$ 는 각 픽셀의 면적, 그리고  $N$ 은 타겟을 구성하는 전체 픽셀의 수를 의미한다.

측정된 고각별 평균 밝기를 Fig. 7에 나타냈다. 고각이 높아짐에 따라 밝기도 비례하여 커지는 것을 확인할 수 있다. 측정되는 밝기는 16 bit로 표현되어 최대값 65,536을 갖는다.

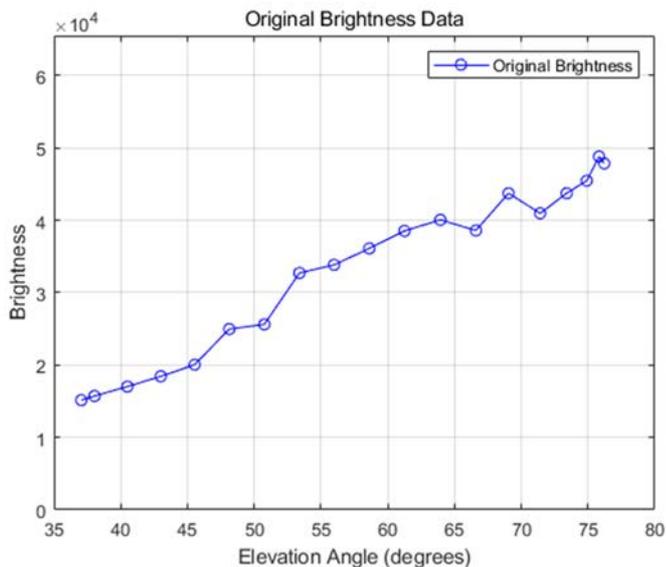


Fig. 7. Brightness intensity by elevation angle.

위성 관측에서 고각에 따라 밝기 데이터가 변동되는 특성을 파악하기 위해, 다항 회귀 기법을 적용하였다. 다항회귀 분석을 위하여 산출된 평균 밝기 값을 정규화하고, 정규화된 밝기 데이터와 고각값을 기반으로 3차 다항식을 사용하여 모델링하였다. 2장에서와 유사한 방법으로 3차의 다항식은 식 (3)와 같은 형태로 표현된다.

$$B(\theta) = b_3\theta^3 + b_2\theta^2 + b_1\theta + b_0 \tag{3}$$

식 (3)에서  $B(\theta)$ 는 고각  $\theta$ 에서의 평균 밝기값이고,  $b_3, b_2, b_1, b_0$ 는 회귀 분석을 통해 산출되는 계수이다. 실제 산출된 계수 값을 Table 2에 정리하였다.

Fig. 8은 다항 회귀 모델을 통해 도출된 밝기 데이터의 모델링 결과를 나타내며, 관측된 밝기 값과 모델링된 밝기 값 간의 유사성을 시각적으로 확인할 수 있다.

#### 4. 상관관계 분석

고각(elevation angle)에 따른 대기 투과도와 밝기 데이터의 상관 관계를 정량적으로 파악하기 위해, 2색선과 3색선에서 도출된 대기 투과도( $T$ )와 정규화된 밝기( $B_{norm}$ ) 모델링 함수를 바탕으로 밝기-투과도 상관함수  $S(\theta)$ 를 식 (4)과 같이 계산하였다.

$$S(\theta) = \frac{B_{norm}(\theta)}{T(\theta)} \tag{4}$$

Table 2. Polynomial regression coefficients for average observed brightness

Coefficient	$b_3$	$b_2$	$b_1$	$b_0$
Value	$-3.3794 \times 10^{-6}$	$4.6395 \times 10^{-4}$	-0.0061	-0.0256

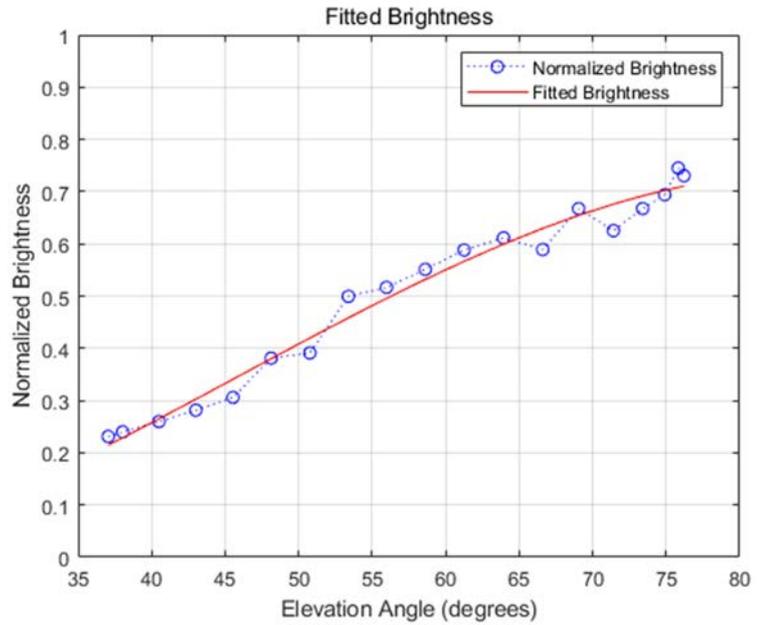


Fig. 8. Normalized brightness and polynomial regression modeling results.

Fig. 9는 고각과  $S(\theta)$  값 간의 관계를 시각화한 그래프로, 고각별로 관측된 밝기와 대기 투과도의 상대적인 비율을 나타낸다. 파란 원은 관측된 밝기와 대기 투과도 모델링 결과를 기반으로 계산된 값이고, 빨간 패선은 이 값을 2차 다항회귀로 모델링한 결과이다. 회귀식은 식 (5)와 같고 이 때  $R^2 = 0.98$ 로 높은 적합성을 보였다.

$$S(\theta) = 0.0004\theta^2 - 0.032\theta + 2.09 \tag{5}$$

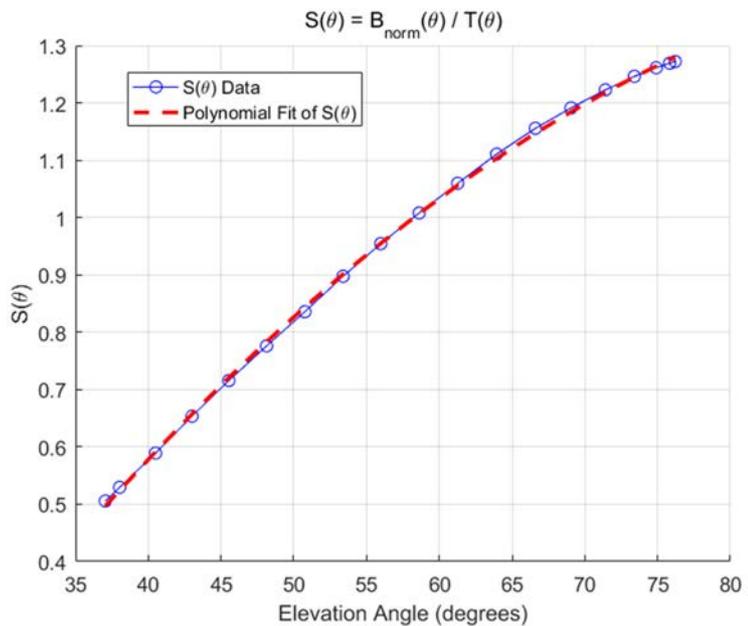


Fig. 9. Brightness–transmittance ratio function  $S(\theta)$ .

$S(\theta) < 1$ 인 저고각 구간은 대기 경로가 길어지면서 대기에 의한 산란과 흡수로 인해 밝기 값이 상대적으로 더 어둡게 관측된다. 이는 대기 투과도에 비해 밝기의 감소 폭이 크다는 것을 의미한다. 고각이 증가함에 따라 약 55도-60도 구간에서  $S(\theta)$  값이 1에 가까워지는 것을 확인할 수 있다. 이 구간에서는 대기 투과도와 밝기 값이 비슷한 비율로 변화하며, 관측된 밝기가 대기 영향에 대해 거의 보정된 상태라고 해석할 수 있다. 고각이 더 높아질수록  $S(\theta)$  값은 1보다 커지고, 이는 대기 투과도에 비해 밝기가 더 빠르게 증가하는 것을 나타낸다. 고고각에서는 관측 밝기가 대기에 의한 감쇠 영향을 덜 받는다는 것을 보여준다.

$S(\theta)$  함수를 통해 관측된 밝기 데이터를 대기 투과도의 영향을 보정하여 분석할 수 있다. 이를 통해 고각별로 대기 투과도가 밝기에 미치는 영향을 정량적으로 평가하고, 관측 데이터의 정확도를 높일 수 있다. 특히,  $S(\theta)$  함수는 저고각에서 고고각으로의 전환 구간을 나타내는 지표로 사용될 수 있으며, 이를 통해 고각별 대기 효과 보정을 위한 기준을 마련할 수 있다.

## 5. 결론

본 연구에서는 위성 관측을 통해 얻은 밝기 데이터와 MODTRAN을 통해 산출한 대기 투과도를 비교하여, 고각에 따른 밝기 변화와 대기 효과의 상관관계를 분석하였다. 이를 위해, 관측된 위성 이미지를 기반으로 평균 밝기를 산출하고, 고각별 데이터를 다항 회귀로 모델링하여 계수를 도출하였다. 또한, 대기 투과도와 밝기 데이터를 바탕으로 밝기-투과도 상관함수  $S(\theta)$ 를 계산하고 이를 해석하여 고각에 따른 대기 효과를 정량적으로 평가했다.

밝기-투과도 상관함수  $S(\theta)$ 의 분석을 통해, 저각에서는 대기 투과도가 밝기 감소에 주요한 영향을 미치며, 고각으로 갈수록 대기에 의한 감쇠 효과가 줄어드는 것을 확인하였다. 특히 고각 55도-60도 구간에서  $S(\theta)$ 가 1에 가까운 값을 보였고, 이는 밝기 데이터가 대기 효과로부터 거의 보정된 상태임을 의미한다. 이러한 결과는 위성 밝기 관측 데이터의 정확성을 높이는 데 있어  $S(\theta)$  함수의 유용성을 입증하며, 향후 대기 보정을 위한 기준을 제공할 수 있다.

본 연구는  $S(\theta)$  함수를 활용하여 대기 효과와 밝기 변화 간의 상관성을 초기적으로 정립하였으나, 위성 표면의 반사도와 자세 변화와 같은 복합적 요인은 포함하지 않았다. 이는 본 연구의 한계로 남아 있으며, 향후 연구에서는 본 연구와 동일한 조건에서 추가적인 관측 데이터를 활용하여  $S(\theta)$  함수의 신뢰성을 검증하고, 필요 시 수정을 통해 더욱 정확한 모델을 구축할 예정이다.

## 감사의 글

이 논문에 대하여 중요한 지적과 코멘트를 하여 주신 익명의 심사위원님들께 감사드립니다.

## References

1. Hejduk MD, Lambert JV, Williams CM, Lambour RL, Improved satellite brightness estimation techniques, in Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Technical Conference, Maui, HI, 8-13 Sep 2003.

2. Okada JM, Hejduk MD, Satellite brightness estimation using kriging optimized interpolaton, in Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Technical Conference, Maui, HI, 5–9 Sep 2005.
3. Fankhauser F, Tyson JA, Askari J, Satellite optical brightness, *Astron. J.* 166, 59 (2023). <https://doi.org/10.3847/1538-3881/ace047>
4. Sun H, Wang D, Han W, Yang Y, Quantifying the impact of aerosols on geostationary satellite infrared radiance simulations: a study with Himawari-8 AHI, *Remote Sens.* 16, 2226 (2024). <https://doi.org/10.3390/rs16122226>
5. Ban S, Kim T, Development of brightness correction method for mosaicking UAV images, *Korean J. Remote Sens.* 37, 1071–1081 (2021). <https://doi.org/10.7780/kjrs.2021.37.5.1.19>
6. Zhang Y, Clothiaux EE, Stensrud DJ, Correlation structures between satellite all-sky infrared brightness temperatures and the atmospheric state at storm scales, *Adv. Atmos. Sci.* 39, 714–732 (2022). <https://doi.org/10.1007/s00376-021-0352-3>
7. Oh SN, A study on atmospheric correction in satellite imagery using an atmospheric radiation model, *Atmosphere.* 14, 11–22 (2004).
8. Lee KS, Atmospheric correction issues of optical imagery in land remote sensing, *Korean J. Remote Sens.* 35, 1299–1312 (2019). <https://doi.org/10.7780/kjrs.2019.35.6.3.12>
9. Berk A, Conforti P, Kennett R, Perkins T, Hawes F, et al., MODTRAN6: a major upgrade of the MODTRAN radiative transfer code, in Proceedings of the SPIE 9088, Algorithms and Technologies for Multispectral, Hyperspectral, and Ultraspectral Imagery XX, 90880H, Baltimore, MD, 13 Jun 2014.

## Author Information

**현철** chul.hyun@gmail.com



2011년 서울대학교에서 전기컴퓨터공학부 공학박사 학위를 취득한 후, 2011년부터 엘아이 지넥스원에서 수석연구원으로 근무하고 있다. 비행 제어 및 유도, 모델링/시뮬레이션을 통한 무기체계 효과도 분석을 수행 중이며, 딥러닝을 활용한 수중운동체 및 항공기 항법을 중점적으로 연구하고 있다.

**김현승** hyunseung.kim2@lignex1.com



2016년 인하대학교에서 항공우주공학과 제어 및 유도 전공으로 석사학위를 취득한 후, 2016년부터 엘아이 지넥스원에서 선임연구원으로 근무하고 있다. 비행 제어 및 유도, 모델링/시뮬레이션을 통한 무기체계 효과도 분석을 수행 중이며, 딥러닝을 활용한 제어기 설계 관련 연구를 하고 있다.

**김동건** donggeon.kim@lignex1.com



2016년 중앙대학교에서 기계공학부 공학박사 학위를 취득한 후, 2016년부터 엘아이 지넥스원에서 수석연구원으로 근무하고 있다. 광학, 적외선, 열전달 관련 모델링/시뮬레이션을 통한 전자광학감시장비 효과도 분석을 수행 중이며, Generative AI를 적용한 감시체계 성능 분석 연구를 중점적으로 수행하고 있다.

**이호진** hojin.lee2@lignex1.com



2011년 서울대학교에서 기계항공공학부 항공우주공학과 공학박사 학위를 취득한 후, 2011년부터 엘아이 지넥스원에서 수석연구원으로 근무하고 있다. 운동체의 동역학, 제어, 모델링/시뮬레이션을 통한 무기체계 효과도 분석을 수행 중이며, 인공위성의 동역학 모델 관련 연구를 중점적으로 수행하고 있다.

연구논문

# 달 표면 탐사를 위한 달 먼지 특성 및 제어 기술 관련 연구동향

엄예슬<sup>1</sup>, 박상희<sup>1</sup>, 정준수<sup>1†</sup>, 김한샘<sup>1</sup>, 유병현<sup>2</sup>

<sup>1</sup>한국건설기술연구원 건축연구본부

<sup>2</sup>한국건설기술연구원 건설산업진흥본부



Received: November 8, 2024

Revised: November 18, 2024

Accepted: November 20, 2024

†Corresponding author :

Joonsoo Chung

Tel : +82-31-910-0699

E-mail : jschung@kict.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

Ye Seul Eom

<https://orcid.org/0000-0001-9618-8877>

Sang Hee Park

<https://orcid.org/0000-0002-1476-2378>

Joonsoo Chung

<https://orcid.org/0009-0008-3385-1625>

Hansaem Kim

<https://orcid.org/0009-0000-4879-6448>

Byunghyun Ryu

<https://orcid.org/0000-0003-4081-2655>

## Research Trends in Lunar Dust Characteristics and Control Technologies for Lunar Surface Exploration

Ye Seul Eom<sup>1</sup>, Sang Hee Park<sup>1</sup>, Joonsoo Chung<sup>1†</sup>, Hansaem Kim<sup>1</sup>,  
Byunghyun Ryu<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Department of Building Research, Korea Institute of Civil Engineering and Building Technology, Goyang 10223, Korea

<sup>2</sup>Construction Industry Promotion Department, Korea Institute of Civil Engineering and Building Technology, Goyang 10223, Korea

## 요약

전 세계적으로 달 유인 착륙과 장기 체류를 목표로 한 연구가 활발히 진행되는 가운데, 달 환경에 대한 이해와 이에 대응하는 기술 개발은 필수적이다. 특히, 달 먼지는 표면 탐사 장비의 효율적 운용, 유인 우주기지의 설계, 그리고 우주비행사의 건강에 영향을 미치는 요인으로, 이를 제어하기 위한 효과적인 기술 개발이 요구된다. 본 논문에서는 달 표면의 레골리스 및 달 먼지의 물리적 및 화학적 특성과 이로 인해 발생하는 문제인 표면 탐사 장비 및 인체에 미치는 영향을 분석하였다. 또한, 달 먼지 제어를 위한 다양한 기술 개발 사례를 검토하고, 특히 저주파음과 진동을 활용한 제어기술의 가능성을 중점적으로 논의하였다. 본 연구는 달 먼지가 탐사 장비와 인체에 미치는 영향을 분석하고, 이를 해결하기 위한 제어 기술 개발의 중요성을 강조하였다. 또한, 인공 월면토 개선 연구를 포함한 향후 연구 방향을 제시함으로써, 달 탐사의 안전성과 성공 가능성을 높이는 데 기여한다.

## Abstract

With global efforts focused on achieving crewed lunar landings and long-term habitation, a comprehensive understanding of the lunar environment and the development of corresponding technologies are essential. In particular, lunar dust is a factor that affects the efficient operation of surface exploration equipment, the design of lunar surface habitats, and the health of astronauts. Therefore, the development of effective dust control technologies is crucial. This paper analyzes the physical and chemical properties of lunar regolith and dust, as well as their effects on surface exploration equipment and human health. Furthermore, the paper reviews various technologies for lunar dust control, with a particular focus on the use of low-frequency sound and vibrations, and discusses the potential of these technologies. This study highlights the importance of developing dust control technologies to mitigate the impacts of lunar dust on exploration

equipment and human health. We also propose future research directions, including the improvement of artificial lunar soil, to enhance the safety and success of lunar exploration missions.

**핵심어** : 달 표면 탐사, 달 먼지, 흡입 독성, 먼지 제어 기술

**Keywords** : lunar surface exploration, lunar dust, inhalation toxicity, dust control technology

## 1. 서론

달 탐사는 인류의 과학적 및 기술적 발전을 상징하는 분야이다. 달은 지구에 가까운 천체로서 우주 탐사의 출발점 역할뿐만 아니라, 지구와 태양계의 형성 과정을 이해하는 데 중요한 정보를 제공한다[1]. 또한, 달은 미래 우주 자원의 잠재적 가치를 지니고 있어, 세계적으로 달 탐사에 관한 관심과 투자가 증가하고 있다[2].

최근 여러 나라에서 달 탐사를 위한 다양한 기술 개발과 정책을 추진하고 있다. 미국은 아르테미스 프로그램(Artemis Program)을 통해 2025-2026년 사이에 달 표면 유인 착륙을 목표로 하고 있으며, 지속 가능한 달 탐사 및 장기적 기지 건설을 위해 새로운 우주선과 착륙 시스템 개발에 집중하고 있다[3]. 중국은 달 탐사 프로그램(Chinese Lunar Exploration Program, CLEP)의 일환으로 진행된 창어 임무(Chang'E mission)를 통해 달의 뒷면에 성공적으로 착륙하였고, 달 뒷면의 토양 및 암석 표본 수집에 성공했다[4,5]. CLEP는 달 궤도 탐사, 착륙 및 표본 수집, 유인 달 탐사와 기지 건설을 목표로 단계적으로 진행되는 중국의 우주 탐사 프로그램으로, 창어 시리즈 탐사선은 이러한 목표를 달성하기 위한 핵심적인 역할을 하고 있다. 또한, 인도와 일본에서도 각각의 달 탐사 프로그램을 통해 기술력을 지속해서 발전시키고 있다[6,7]. 인도의 달 탐사 임무인 찬드라얀 프로그램(Chandrayaan Program)은 달 궤도 탐사와 착륙 임무를 목표로 하며, 2023년 찬드라얀-3 탐사를 통해 달 남극에 성공적으로 착륙하여 기술적 성과를 입증하였다. 일본은 Smart Lander for Investigating Moon(SLIM) 임무를 통해 소형 탐사 랜더를 이용한 고정밀 착륙 기술을 개발 중이며, 소형 및 경량 설계, 고성능 카메라 장착 및 자율비행 등 향후 심우주 탐사의 기반 기술과 자원 활용에 중요한 기술적 발판이 될 것으로 평가받고 있다.

이러한 달 탐사 프로그램들은 단순한 착륙을 넘어 장기 체류와 자원 활용을 목표로 하고 있다[8]. 이를 위해 각국은 고효율 추진 시스템, 3D 프린팅을 활용한 유인기지 건설 기술, 현지 자원 활용(In-situ resource utilization, ISRU) 기술, 장기 체류를 위한 생명 유지 시스템, 고성능 통신 시스템 개발에 집중하고 있다[9-14]. 또한, 각국의 정부는 민간 기업의 참여를 촉진하는 정책을 추진하고 있어, 우주 산업의 새로운 생태계가 형성되고 있다[15].

달 표면 탐사의 성공을 위해서는 달 환경에 대한 깊이 있는 이해가 필수적이며, 특히 달 토양과 먼지에 대한 연구의 중요성이 점차 주목받고 있다. 달 토양의 특성과 구성은 달의 형성과 진화 과정을 이해하는 데 핵심적인 정보를 제공하며, 이러한 정보는 착륙선, 로버, 및 주거 모듈 등의 설계와 운영에 큰 영향을 미친다. 또한, 달 토양의 물리적 특성과 화학적 조성은 현지 자원 활용(ISRU)의 가능성을 평가하는 데 기초 자료로 사용된다[16-18].

우주비행사의 건강 측면에서도 달 먼지에 관한 연구는 필수적이다. 달 먼지의 미세한 입자와 날카로운 형상은 호흡기 및 피부 질환을 유발할 수 있으며, 장기 체류 시 건강에 미치는 위험 요소로 작용할 수 있다. 따라서 이러한 위험을 최소화하는 방안이 필요하며, 보호 장비와 제어 기술 개발이 요구된다[19,20]. 더 나아가, 달 먼지는 장비와 기기의 성능에도 부정적인 영향을 미칠 수 있어, 장비 내구성과 유지 보수 계획에도 중요한 고려 요소로 작용한다. 이러한 점을 고려하면, 달 표면 탐사의 안정성과 효율성을 높이기 위한 달 먼지 제어에 관한 기술적 대응이 필요한 것으로 판단된다.

따라서 본 연구에서는 달 먼지에 대한 전반적인 개요를 제공하여 심층적인 이해를 돕고, 이를 바탕으로 달 먼지 관련 연구가 달 표면 탐사 계획 수립에 있어 중요한 분야 중 하나임을 강조하고자 한다. 또한, 달 먼지 제어 기술의 연구 동향을 분석하여 향후 연구 방향을 제시하고자 한다.

## 2. 달 먼지

### 2.1 물리적 특성

달 레골리스(lunar regolith)는 달 표면을 덮고 있는 파편화된 입자 층으로, 주로 운석 충돌에 의해 생성된 다양한 크기의 입자로 구성된다[21]. 달은 지형적으로 고도가 높은 지역을 의미하는 고지대(highland)와 상대적으로 낮고 평탄한 지역을 의미하는 바다(mare)로 구분하며 [22], 이러한 지역에 따라 레골리스의 물리적 특성이 다르게 관측된다[23]. 이는 국지적 지형 조건, 미세 운석 충돌 빈도, 태양풍 노출 정도 등 다양한 풍화 작용의 영향으로 분석된다 [21,24,25].

또한, 달 레골리스는 입자 크기에 따라 달 토양(lunar soil)과 달 먼지(lunar dust)로 구분된다. 달 토양은 레골리스 중 입자 크기가 1 cm 이하인 부분을 의미하며, 그 중에서도 입경이 20  $\mu\text{m}$  이하이고 응집(agglutination) 과정의 일부로 형성된 미세한 입자들은 달 먼지로 정의된다[26,27]. 달 먼지는 달 토양 샘플 무게의 20%를 차지하는 데, 이는 지구환경과 비교하면 매우 많은 양이다[27].

입자 크기와 표면 형태는 우주 탐사 장비의 운용 및 흡입 독성과 같은 건강영향평가에 중요한 요소로 작용함에 따라[27,28], 다수의 선행 연구에서 아폴로 달 먼지 표본(Apollo lunar dust samples)의 연구를 통해 입자 크기 분포(particle size distribution)와 형태(shape)에 관한 연구가 수행되었다[28-33].

예를 들어, Liu et al. [29]는 주사전자현미경(scanning electron microscope, SEM)을 활용하여 달 먼지 표본의 질감과 형태를 상세히 분석하였다. 달 먼지 입자는 톱니 모양의 가장자리와 복잡한 형태를 가지고 있어 폐에 입자가 침착되는 데 영향을 미칠 수 있으며, 반응 표면적이 증가함을 밝혀냈다. 이는 입자의 밀도와 표면적에 영향을 미쳐 달 먼지의 반응성을 높여 장비 및 인체에 미치는 영향을 더욱 복잡하게 만들 수 있다. Park et al. [27]는 아폴로 임무에서 채취한 달 먼지를 분석하여, 달 먼지 입자가 인체에 미치는 독성 영향의 가능성을 제시하였다. 연구 결과, 달 먼지의 95% 이상이 호흡기 질환을 유발할 수 있는 미세 입자( $< 2 \mu\text{m}$ )로 구성되어 있어, 폐포까지 침투할 가능성이 높음을 밝혔다. 또한, 아폴로 11호 표본에는 나노 입자( $< 100 \text{ nm}$ )가 지구 먼지보다 훨씬 높은 비율인 40% 이상 포함되어 있어, 저중력 상태에

서의 나노 입자의 침착이 지구 중력과 비슷하거나 더 위험할 수 있다는 점을 강조하였다[30]. 최근 연구 [31]에서는 X-ray 컴퓨터 단층촬영(X-ray Computed Tomography)과 SEM을 통해 달 먼지 표본을 3차원으로 분석하여 입자의 모양, 크기, 표면 특성을 조사하였다. 이러한 방법을 통해 1 mm의 체를 통과하는 입자의 중량을 통한 입자 크기 분포(Table 1)[34]를 보완하여 입자 중량의 약 30%를 차지하는 20  $\mu\text{m}$ 보다 작은 입자의 분포를 분석하였다. 연구 결과, 전체 단면적의 약 80%가 입경이 20  $\mu\text{m}$  미만인 입자에 의해 결정되는 것으로 나타났다.

결과적으로, 달 먼지의 물리적 특성에 대한 이해는 표면 탐사 또는 달 먼지 제어 기술 개발을 위한 필수 조건이며, 표면 탐사를 위한 효율적이고 안전한 환경 조성을 위해 달 먼지의 특성과 그 영향에 관한 지속적인 연구가 필요하다. 이러한 연구는 표면 탐사를 위한 장비 설계 및 우주인의 건강에 기초 자료로 활용될 것으로 기대된다.

## 2.2 화학적 구성

달 레골리스의 화학적 특성(암석, 광물, 원소 구성)의 이해는 표면 탐사에 필요한 자원을 추출하는 기술 또는 먼지 제어 기술 등을 개발하는 데 중요하다. 달 먼지의 주요 원소는 규소(Si), 알루미늄(Al), 칼슘(Ca), 철(Fe), 마그네슘(Mg), 티타늄( $\text{TiO}_2$ ) 등이 있으며, 이러한 원소들은 주로 실리케이트(silicates) 및 산화물(oxides)의 형태로 존재한다[35,36]. 또한, 태양풍 및 미세 운석 충돌로 인한 달 표면의 레골리스 형성 및 화학진화(chemical evolution) 특성이 달 표면 물질의 분산에 영향을 미쳐[37], 암석, 광물 및 원소의 분포는 달의 지질학적 영역에

**Table 1.** Particle size distribution (wt%) for literature sieve analysis in Apollo lunar dust samples [34]

Particle size ( $\mu\text{m}$ )	Lunar dust sample		
	10084, 79	14163, 120	73221, 11
< 10	14.2	25.1	21.4
10–20	11.9	9.25	6.68
20–45	19.9	15.0	14.5
45–90	19.8	11.4	11.0
90–150	12.1	9.41	9.29
150–250	8.12	11.2	13.0
250–500	7.68	6.20	9.15
500–1,000	6.3	11.4	13.9

Samples 10084 is the bulk soil sample, and is collected in front of lunar module (Apollo 11, Sea of Tranquility). Samples 14163 were collected from the bottom of a 1 m crater with glass in the bottom and at 15 m NW of lunar module (Apollo 14, Fra Mauro highlands). Samples 73221 is a skin sample from the top 1 cm of rim of a 10 m crater in light mantle region (Apollo 17, Taurus–Littrow Valley).

따라 다르다. 예를 들어, 고지대(highland)는 사장석(plagioclase) 광물 계열의 회장석(anorthite)으로 구성되어 칼슘 및 알루미늄이 풍부하지만, 바다 지대(mare)의 토양은 사장석, 휘석(pyroxene), 감람석(olivine) 및 일메나이트(ilmenite)로 구성되어 철, 마그네슘 및 티타늄이 상대적으로 더 많이 포함되어 있다[38]. 결과적으로, 산화철(FeO)의 구성비율에 따라 8.6 wt% 미만인 경우 고지대 물질, 8.6-15.9 wt%인 경우 중간조성(intermediate composition) 물질, 15.9 wt% 초과인 경우 바다(mare) 지역 물질로 구분할 수 있다[39]. 또한, 특정 광물은 칼륨(K), 희토류 원소(rare earth elements), 인(P)과 같은 중요한 원소를 함유하고 있으며, 이러한 암석과 광물은 Fig. 1과 같이 표면 탐사에 필요한 자원으로 다양하게 활용될 수 있다[40].

나노상 금속철(nanophase metallic iron, np-Fe)은 달의 중요한 화학적 특성 중 하나로, 달과 지상의 암석을 구분하는 데 유용한 지표가 된다[41]. 이 입자들은 태양풍(특히 수소 이온)과 미세 유성체 충돌에 의한 충격으로 산화된 철이 환원되어 나노상 금속철이 생성되며, 달 먼지 입자 표면에 존재한다. 나노상 금속철 입자는 자기적 특성과 높은 화학적 반응성을 지니고 있어, 장비와 인체에 미치는 영향을 복잡하게 만든다[42]. 또한, 이 입자들은 표면에서 매우 높은 화학적 활성도를 보이며, 먼지 제어와 관련된 기술 개발에 중요한 요소로 작용한다. 예를 들어, 달 먼지의 전자기적 성질에 의해 달 탐사 장비나 우주선에서 먼지로 인한 문제를 해결하기 위해서는 나노상 금속철의 특성을 고려해야 한다.

### 2.3 자원 활용 가능성

달 레골리스는 다양한 자원으로 활용될 수 있는 잠재성을 갖는다. 먼저, 전기화학적 공정을 활용하여 산소를 추출하고 금속 합금을 생산하는 기술이 개발된 바 있다. Lomax et al.[43]은 전기적 환원(electro-deoxidation) 공정을 통해 인공월면토(JSC-2A)에서 총 산소의 96%를 추출하고, 금속 분말과 혼합 금속 합금을 생산하였다. 하지만 이 과정에서 추출된 산소의 약 1/3은 전기적 환원 공정 중 방출되는 가스(off-gas)에서 검출되었으며, 나머지는 부식으로 인해 손실되었다. Metalysis-FFC 공정은 금속 산화물을 전기화학적으로 환원하여 산소를 분리하고, 순수한 금속이나 합금 파우더를 생성하는 전기분해 기술로, 산소를 회수함과 동시에 금속 부산물을 유용하게 활용할 수 있다는 점에서 중요한 기술이다. 본 연구의 결과는 Metalysis-

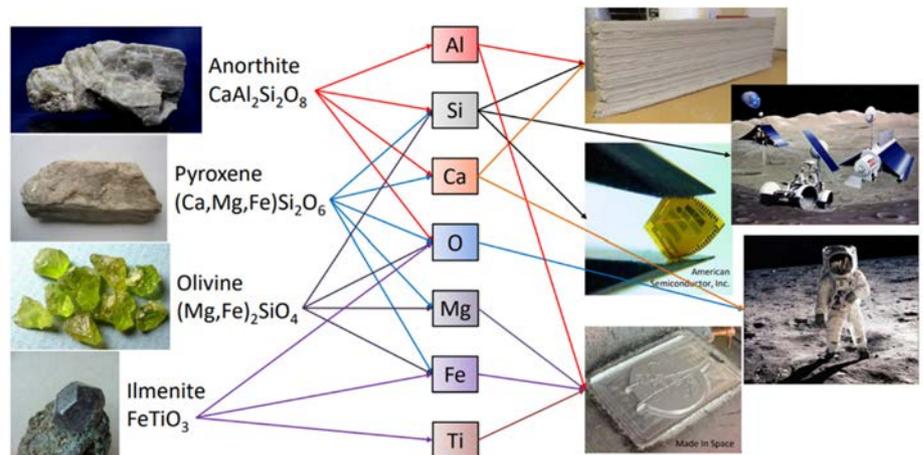


Fig. 1. Resource utilization of Lunar regolith [40].

FFC 공정을 통해 달 레골리스에서 100%에 가까운 산소를 회수할 수 있음을 보여주고, 레골리스 1 kg당 잠재적 산소 수율이 40-45 wt%임을 밝혔다.

또한, 중요한 건설 자원으로서 효과적인 소결 방법을 기반으로 유인기지과 인프라 구축 기술의 발전을 가속할 수 있다. 특히, 건설 자원으로 활용하는 방법의 하나인 마이크로파 소결 기술이 주목받고 있다. Farries et al.[44]은 태양열 소결과 마이크로파 소결 방법의 에너지 소비를 비교하여, 마이크로파 소결의 에너지 효율성과 균일한 가열의 장점을 강조하였다. Jin et al.[45]은 한국형 인공월면토(KLS-1)를 사용하여 최적화된 소결 공정을 통해 균열이 없는 균질한 블록 생성에 성공하였다.

향후 장기 달 표면탐사를 위해 레골리스는 식물 재배에도 활용될 수 있다. Wamelink et al.[46]은 화성과 달의 토양 모사체에서 식물 재배 가능성을 확인하는 실험을 진행하여, 20℃로 유지되는 온실 환경에서 추가 영양분 공급 없이도 식물이 성장할 수 있음을 보여주었다. 또한, Paul et al.[47]은 인공월면토(JSC-1A)를 이용한 실험에서 높은 식물 성장률을 보였으나 (Fig. 2), 아폴로 표본에 따른 식물 재배의 편차가 크다는 점을 보고하였다. 이러한 결과는 레골리스를 식물 재배 자원으로 활용하기 위해서는 지역별 식물 재배지의 최적화가 필요함을 시사한다.

그러나 자원 활용 가능성에 관한 실험연구는 주로 인공월면토를 사용하였다는 점에서 실제 달 환경을 완벽히 재현할 수 없다는 한계를 가지고 있다. 따라서, 실제 달 환경에서의 적용 가능성을 검증하기 위해서는 추가적인 연구가 필요하다. 또한, 실제 달 먼지의 복잡한 화학적 및 물리적 특성을 반영한 실험적 접근이 요구되며, 이를 통해 달 자원 활용의 실효성을 높일 수 있을 것이다.

### 3. 인체 및 탐사 장비에 미치는 영향

#### 3.1 흡입 독성 및 인체 위해성

지구와 달 환경에서의 호흡성 입자의 특성은 현저히 다르다. 지구환경에서는 일반적으로 입경 10  $\mu\text{m}$  이하의 입자(PM10)를 호흡성 입자로 간주하지만, 달에서는 중력이 지구의 약 1/6에 불과해 이보다 큰 입자도 호흡성 입자로 분류될 수 있다. 저중력 조건에서는 달 먼지

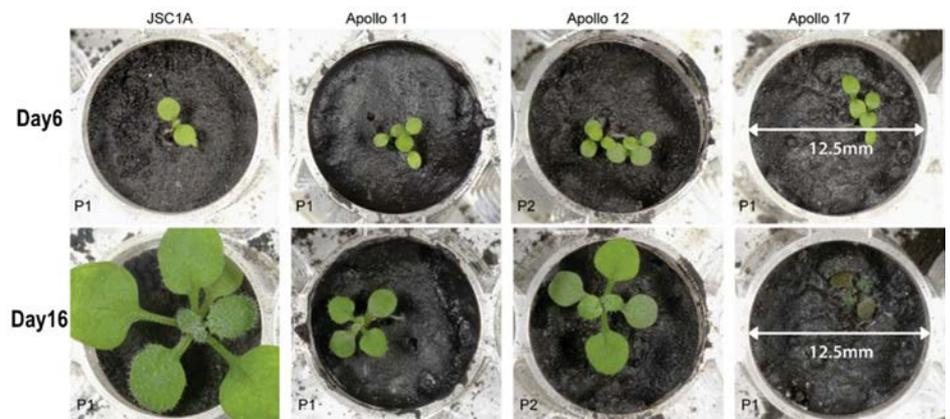


Fig. 2. Plant germination and development in the lunar regolith [47].

가 기관지 내에 침전되는 위치 및 제거하는 데 걸리는 시간 등의 메커니즘이 달라지며, 저중력 조건에서 입경  $1 \mu\text{m}$  이하의 입자들이 기도(airway)에서 입자가 제거되지 않아 오히려 폐포에 지구환경에 비해 더 많이 증착되는 것이 관찰된 바 있다[48]. 또한, 지구에서는 수분과 결합해 더 큰 입자로 응집되지만, 달은 대기가 없고 건조하여 이러한 응집 현상이 발생하지 않으며, 달 먼지의 표면적은 크기가 동일한 구보다 약 8배 넓어 표면 반응성이 높고, 미세 유성체 충격에 의해 형성된 증기에 의해 표면이 코팅되어 있다[49]. 이러한 특성에 따라 달 먼지의 독성학적 연구가 요구되며, 이러한 반응성 구성 요소가 흡입되기 전과 수분이 풍부한 폐 환경에서 어떻게 생화학적으로 작용하는지 이해할 필요가 있다. 달 먼지의 독성학적 조사를 통해 얻은 데이터는 달 먼지 노출에 대한 인간 위험 기준을 설정하고, 달 먼지에 대한 안전 기준을 도출하는 데 중요하다.

아폴로 프로그램의 결과, 달 표면에서 탐사 작업을 수행한 우주비행사들은 달 먼지가 착륙선과 그 시스템에 미치는 영향뿐만 아니라, 건강에 미치는 위험성도 가장 예상치 못한 요소로 언급했다[50]. 달 먼지의 미세한 입자 크기와 날카로운 입자 구조는 인체에 다양한 건강 문제를 일으킬 수 있다. 특히, 호흡기를 통해 체내로 유입된 달 먼지는 폐포까지 침투하여 염증과 호흡기 질환을 유발할 가능성이 있다. Cain[19]은 달 먼지의 독성이 이산화티타늄보다는 크고, 실리카 먼지보다는 낮은 독성을 보인다고 보고했다. 그러나 나노상 금속철 입자가 포함된 경우, 달 먼지의 독성은 더욱 증가할 수 있다. 아폴로 임무의 우주비행사들은 선외 활동 후 호흡기 자극 및 눈 자극을 경험하였고, 선외 활동 후 우주복에 붙어 있던 달 먼지가 달 모듈 내부 및 인체 표면에 침착되어 영향을 미친다. 이는 인체에 대한 심층적인 연구 필요성을 시사한다.

여러 연구들은 달 먼지가 인체에 미치는 영향을 분석했다. 예를 들어, Lam et al.[51]은 쥐를 대상으로 한 흡입 독성 평가 연구에서, 4주간 달 먼지에 노출된 쥐에서 폐 염증과 섬유증이 유발되었음을 보고했다. 그러나 달 먼지 농도가  $6.8 \text{ mg/m}^3$  이하에서는 유의미한 유해 작용이 없음을 확인하여, NOAEL(no observed adverse effect level)을 제시하였다. 이 연구는 달 먼지 농도와 흡입 노출에 따른 건강 영향을 평가하는 데 중요한 자료를 제공한다.

달 먼지에 포함된 중금속과 희토류 원소도 건강영향 평가에 중요한 요소이다. 희토류 원소는 체내에 축적되면서 다양한 생리적 영향을 미칠 수 있으며, 중금속은 신경독성 및 기타 생리적 이상을 유발할 수 있다. 따라서 달 먼지의 화학적 구성과 그에 따른 독성 평가가 필수적이다. 현재까지 달 먼지에 대한 허용 노출 한계(permissible exposure limits)는 명확히 확립되지 않았으며, 이는 추가적인 연구와 데이터 축적이 필요함을 의미한다. 특히, 만성 노출에 대한 장기적인 영향 평가가 요구되며, 이를 통해 달 탐사 중 우주비행사의 건강과 안전을 보장할 수 있는 기준을 마련할 필요가 있다.

## 3.2 탐사 장비와 기계설비의 성능 저하

### 3.2.1 마모 현상

달 먼지는 미세하고 날카로운 입자로 구성되어 있어, 우주복 및 탐사 장비의 기계적 부품에 지속적인 마찰을 일으키며 마모를 가속한다. 이로 인해 기계적 성능이 저하되고, 탐사 장비의

수명이 단축될 수 있다. 특히, 이동 장비의 바퀴나 기어는 먼지와와의 접촉으로 인해 조기 고장이 발생할 위험이 높다(Fig. 3).

예를 들어, Christoffersen et al.[52]은 아폴로 12호와 17호의 우주복 외피 직물을 분석한 결과, 달 먼지 입자로 인해 마모가 가속되었음을 확인하였다. 특히, 달 먼지 입자가 우주복 직물의 섬유를 분리하고 표면 재료를 오염시키는 현상이 관찰되었다. 이는 우주복의 내구성과 장비의 수명에 직접적인 영향을 미칠 수 있으며, 추가적인 보호 조치가 필요함을 시사한다. 또한, 우주복의 압력 장갑 마모가 우주비행사의 움직임과 작업 효율에 직접적인 영향을 미친다는 점을 강조했다[53]. 크롬(20%)과 니켈(80%)로 구성된 와이어로 만들어진 직물(Chromel-R)로 구성된 압력 장갑의 표면은 달 먼지 입자에 의해 심각하게 마모되었지만, 손목 회전 베어링은 먼지 입자가 마감부위를 통과하지 않았거나, 통과하더라도 마모는 미미하게 관찰되었다. 이는 먼지 저항성을 가진 회전 마감 개발이 유용함을 시사하며, 향후 우주복 설계 시 먼지 저항성을 강화할 수 있는 소재와 구조의 개선이 필요함을 보여준다.

Gaier et al.[53]는 모든 아폴로 미션 중 달 먼지에 의한 탐사 장비의 운영 중 막힘 및 마모 현상이 보고되었음을 밝혔다(Fig. 4). 연구에 따르면, 달 표면에 머무는 시간과 관계없이 모든 우주인이 달 표면 탐사차량(Lunar Roving Vehicle, LRV), 우주복의 지퍼, 및 생명유지장치 호스의 잠금장치 등의 마모현상을 경험했다. 또한, 아폴로 16호 임무 중 LRV의 계기판이 마모에 의해 식별이 불가능했으며, Harrison Schmitt의 헬멧 차양장치가 마모에 의해 특정 방향을 볼 수 없는 문제점이 아폴로 임무 후 논의된 바 있다[52]. 이러한 연구결과는 특히 우주인의 임무기간이 연장되거나 장기 표면탐사를 수행하기 위해 달 먼지 제어가 중요한 고려 사항으로 간주되어야 함을 강조한다.

### 3.2.2 먼지 축적 및 시각적 방해

달 먼지는 로버의 카메라, 센서 등 광학 장비와 우주복에 축적되어 성능 저하를 유발할 수 있으며, 태양 전지판에 먼지가 쌓이면 발전량이 감소하여 달 표면 탐사 중 에너지 공급에 영향을 미친다.



Fig. 3. Lunar dust emission of the Apollo rover [63].



Fig. 4. Lunar dust contamination on the Apollo rover [64].

Christoffersen et al. [52]은 우주복의 부츠, 장갑, 헬멧을 포함한 모든 표면에 달 먼지가 빠르게 축적되는 것을 밝혔다(Fig. 5). 그 결과 우주복에 축적된 먼지가 실내로 쉽게 유입되었고, 우주복을 벗는 과정에서 우주인의 피부 및 호흡기에도 직접적으로 영향을 미쳤다(Fig. 6). 아폴로 11호 우주인이 달 먼지로 덮인 케이블이 식별되지 않아 반복적으로 걸려 넘어졌고, 아폴로 12호의 탐사 차트는 달 먼지 속에 떨어진 후 사용할 수 없었다. 또한 우주인들은 장비에 축적된 달 먼지를 털고 닦는 일에 많은 시간을 소요했지만, 효과가 없었다고 보고했다. 달



Fig. 5. Apollo astronaut's spacesuit covered with lunar dust [49].



Fig. 6. Crews body surface and spacesuit covered with lunar dust following an extravehicular activity (EVA). Lunar dust can be seen inside the lunar module.

먼지는 탐사 중 시각적 방해에도 영향을 미친다. 센서 및 카메라 렌즈에 먼지가 쌓이면 관측 데이터의 정확성을 떨어뜨리고, 이미지의 품질이 저하되어 과학적 분석 및 탐사의 효율성을 크게 방해할 수 있다. 따라서, 라디에이터 표면뿐만 아니라 모든 주요 장비의 먼지 축적을 방지하기 위한 청소 및 유지 보수 기술이 필요하다. 하지만, 달 먼지의 높은 부착 특성에 의해 제거가 어려운 문제점을 가짐에 따라 유지보수 작업이 복잡해질 수 있다. 특히, 로봇 팔, 로버 및 감지 장비의 기능에 영향을 미칠 수 있다.

달 먼지가 열 관리에 미치는 영향과 관련하여, Moore et al.[54]는 달 먼지가 라디에이터 표면에 침착됨에 따라 표면 방사율이 저하되고, 이는 열 관리 시스템의 효율을 감소시킨다고 보고하였다. 아폴로 12호 임무 중 다섯 위치에서 측정된 온도는 열 제어 표면의 달 먼지로 인해 예상보다 약 68°F 높았으며, 아폴로 16호와 17호에서 LRV 배터리는 축적된 먼지를 제거하지 못해 작동 온도 한계를 초과했다[52]. 이러한 현상은 달 기지의 안정적인 열 관리에 심각한 문제를 야기한다. 라디에이터 외에도 기타 장비 표면에 먼지가 축적되면 열 방출이 저해되어 장비의 과열이나 냉각 실패에 영향을 미칠 수 있다.

#### 4. 달 먼지 제어 기술 현황분석

달 먼지 제어 기술에는 HEPA(high-efficiency particulate air) 필터, 정전기력, 저주파음과 진동을 활용한 기술 외에도 나노소재를 활용하여 먼지의 부착을 방지하는 기술과 자기장을 활용하는 기술 등이 있다. 하지만 나노소재를 활용한 기술은 달 환경에서의 적용성과 장기적인 내구성에 대한 연구가 아직 진행 중이며, 고비용, 기술적 복잡성, 그리고 환경적 적합성 문제 등으로 인해 상용화를 위한 연구가 더 필요하다. 또한, 자기장 기술은 달 먼지 성분이 다양함에 따라, 자기장을 적용할 수 있는 범위가 효율성이 제한적일 수 있다. 따라서, 본 논문에서는 기존 연구로부터 실험적으로 입증되고 더 광범위하게 적용 가능한 3종의 제어 기술(HEPA 필터, 정전기력, 저주파음과 진동 활용 기술)을 중점적으로 분석하였다.

#### 4.1 HEPA(High-Efficiency Particulate Air) 필터

HEPA 필터는 매우 미세한 입자를 효과적으로 제거할 수 있는 필터 기술로, 먼지 제거에 널리 사용되고 있다. HEPA 필터는  $0.3 \mu\text{m}$  크기 이상의 입자를 99.97% 이상 제거할 수 있는 능력을 지니고 있어서, 달 먼지를 효과적으로 포집할 수 있다. NASA의 아폴로 프로그램과 현재의 우주 탐사 미션에서도 HEPA 필터는 우주선 내부의 공기 정화 시스템에서 중요한 역할을 담당하고 있다.

Toon et al.[55]은 달의 레골리스를 우주복이나 장비표면에서 효율적으로 분리하고 포집할 수 있는 HEPA 필터가 설치된 진공 청소기를 달 먼지 제어 방법으로 제안하였다. 이 진공 청소기는 지구환경에서 사용되는 기성품을 개조하였고 달 환경에서의 먼지제거 효율을 최적화하기 위해 먼지의 표면분리, 진공 요구사항 및 최적 세척기술을 제안하였다. 해당 기술을 제안하기 앞서 달 먼지의 물리적 및 화학적 특성을 분석하였고, 이를 고려한 다양한 유량조건에서의 성능 요구조건을 도출하였다.

달 환경에서는 낮은 중력과 진공 상태로 인해 HEPA 필터의 성능이 지구와 다르게 나타날 수 있으므로, 필터의 설계와 유지 관리에 대한 추가적인 연구가 필요하다. 특히, HEPA 필터의 재사용 가능성을 높이기 위한 기술 개발도 활발히 진행 중이다. 예를 들어, 자가 세척 기능을 갖춘 HEPA 필터는 장기 임무 동안 필터의 효율성을 유지하면서 유지 보수 비용을 절감할 수 있을 것이다.

#### 4.2 정전기력 활용 기술

정전기력을 활용한 달 먼지 제어 기술은 먼지 입자와 표면 간의 정전기적 상호작용을 이용하여 먼지를 효과적으로 제거하는 방법이다(Fig. 7). Berkebile & Gaier[56]의 연구에 따르면,

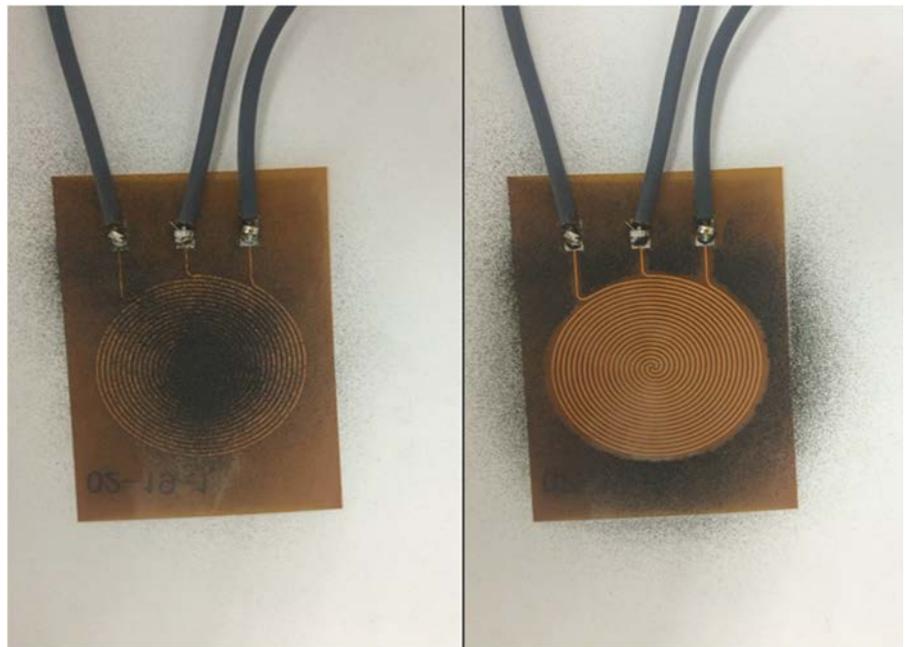


Fig. 7. Lunar dust removal of electrodynamic dust shield (EDS) using electrodes patterns [65].

달 먼지와 우주선 재료 간의 정전기력은 다른 물리적 접촉 메커니즘보다 훨씬 강력하며, 이는 먼지 제거에 있어 중요한 역할을 한다.

Cannon et al.[57]은 달 표면 물질과 관련된 먼지 제거 및 확산을 분석하며, 정전기력이 먼지 제거에 있어 결정적인 역할을 제시하였다. Batten & Iles[58]는 우주복에서의 정전기 먼지 제거 실험을 통해 정전기력을 활용한 기술이 유망하다는 것을 보여준다. Patal et al.[59]은 전기역학적 차폐(electro-dynamic shield, EDS) 기술이 태양에너지 하베스팅 장치에 축적된 먼지 제거에 효과적임을 제시했다. 이 태양에너지 하베스팅 장치에서 생성된 전력의 일부로 작동되며, 전기장은 태양열 수확 장치 표면에 증착된 전극에 전압을 인가하여 생성된다. 하지만, 이 기술을 달 표면 탐사에 적용하기 전에 전극 형상이 먼지 제거에 미치는 영향과 EDS에 적용되는 주파수 및 파형의 역할에 대한 연구가 추가로 수행될 필요가 있다고 언급했다.

이와 같이 앞서 언급된 연구들은 정전기력을 이용하여 우주복 표면 및 태양에너지 하베스팅 장치에 부착된 먼지를 효과적으로 제거할 수 있음을 시사한다. 정전기력 활용 기술의 장점은 에너지 효율성이 높고, 먼지 제거 과정에서 물리적 접촉이 필요 없다는 점이다. 이는 장기 임무 동안 우주복과 장비의 내구성을 유지하는 데 중요한 요소로 작용할 수 있다. 그러나, 정전기력의 효과는 먼지의 전하 상태와 표면 재료의 특성에 따라 달라질 수 있어, 이를 최적화하기 위한 추가적인 연구가 필요하다.

### 4.3 저주파음 및 진동 활용 기술

달 먼지 제어 기술 개발에서 음향적 접근 방식은 새로운 가능성을 제공할 수 있다. 예를 들어, Seiffert & Gibbs[60,61]는 고강도 저주파음과 진동을 이용하여 금속 표면에 부착된 먼지 층을 제거하는 연구를 수행하였고, 이를 통해 음압, 진동 레벨 및 주파수 특성을 정량화하였다. 연구 결과는 고강도 저주파음이 전기집진기 필터의 세척에 응용될 수 있음을 보여준다. 이 연구에서 활용된 저주파는 긴 파장을 가져 넓은 영역에 균일한 음압을 형성할 수 있으며, 적은 에너지로도 강한 진동을 일으킬 수 있어 우주 환경의 제한된 자원에 적합한 방법으로 고려될 수 있다. 하지만 이를 달 환경에 적용하기 위해서는 음파가 전달될 수 있는 적합한 매질이 필요하다.

이에 따라, 본 연구에서는 달 환경에 적용 가능한 저주파음 및 진동을 활용한 먼지 제어 기술을 제시하였다. Fig. 8과 같이, 내부 압력을 1기압으로 유지하는 달 먼지 제어 모듈은 유인 기지 출입구에 설치되어 선외 활동(extravehicular activity, EVA) 중 우주복에 침착된 달 먼지를 저주파음을 활용하여 탈착시켜 달 먼지가 기지 내부로 유인되는 것을 차단한다[62]. 그러나, 우주인이 선외활동 후 우주복을 탈의할 때, 달 먼지가 우주인의 피부 표면에 침착되거나 호흡기로 유입될 수 있는 한계점이 존재하며, 먼지 제거시스템에 적용될 설비(스피커 출력, 먼지 포집 장치, 압력 유지 장치 등)에 대한 구체적인 설계와 검증이 부족하다. 또한, 달 먼지 제거시스템이 작동할 때, 스피커 출력으로 인한 진동이 거주 모듈에 전달되지 않도록 진동 방지 댐퍼를 설계하고, 달 환경을 고려한 진공 상태 설정 등이 고려되어야 한다. 이러한 한계점은 유인 기지의 에어락과 슈트포트 기능을 연계한 기술을 통해 개선할 수 있다. 제시된 음향적 먼지 제어 기술을 보안을 위해 우주 환경에 효과적으로 적용하기 위한 구조적 강도와 내구성 확보, 모듈 내부 음파의 반사를 최적화하여 먼지 제거 성능을 극대화하는 설계가 필요하다. 향후 인공 월면토를 활용한 저주파음의 우주복 표면의 먼지를 제거 효과를 실험적으로

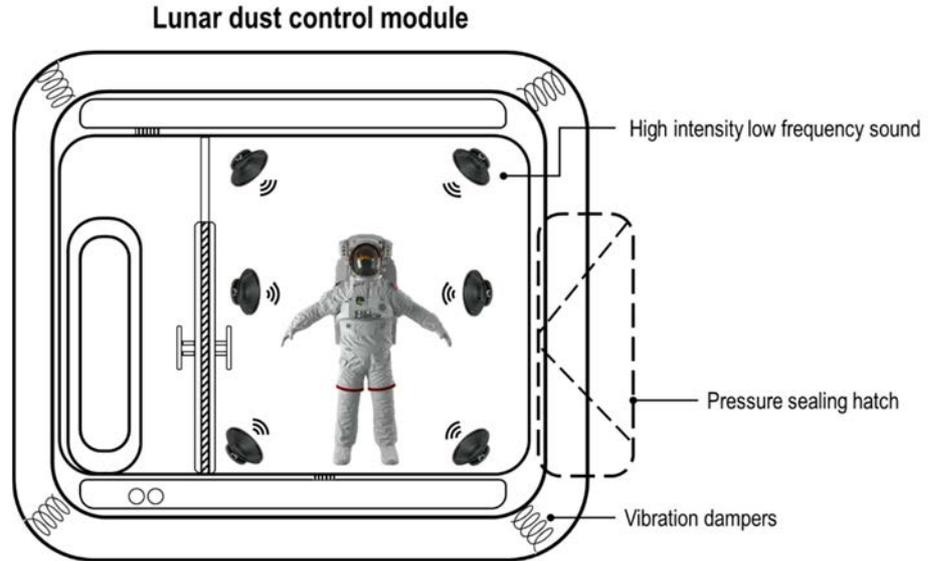


Fig. 8. Schematic diagram of lunar dust control module using by sound and vibration.

검증할 예정이다. 또한, 이 기술이 우주복이나 장비의 구조적 안정성을 유지하면서도 달 먼지를 효과적으로 제거할 수 있도록 최적의 주파수와 강도를 설정하는 것도 중요한 과제로 남아있다.

저주파음과 진동을 활용한 달 먼지 제어 기술은 NASA에서 검토 및 개발 중인 다른 먼지 제어 기술들과 상호 보완적으로 사용될 수 있다. 예를 들어, 정전기를 활용한 방법은 주로 소규모 평판에서의 먼지를 제거하는 데 유용하며, 태양광 패널이나 로버와 같은 장비에 활용되지만, 굴곡이 많은 우주복에는 추가적인 기술개발이 필요하다. 따라서, 달 환경의 제한된 자원을 고려할 때, 저주파음을 포함한 다양한 기술을 복합적으로 적용하는 접근법이 달 탐사의 안전성과 효율성 향상에 기여할 것이다.

## 5. 토의

### 5.1 달 먼지의 특성과 인공 달먼지 개발의 필요성

달 먼지는 그 특성상 탐사와 장기 체류에 있어 다양한 도전 과제를 제시한다. 달 표면의 먼지는 날카로운 모서리와 복잡한 형태를 갖는 미세 입자로 구성되어 있어, 우주인의 호흡기에 침투하거나 장비에 부착될 가능성이 크다. 특히, 달 먼지 입자 중 95% 이상이 호흡기 질환을 일으킬 수 있는 미세 입자( $2\ \mu\text{m}$ )로 이루어져 있어 폐에 침착될 가능성이 크다. 또한, 달 먼지에 포함된 나노상 금속철 입자는 자기적 특성과 높은 화학적 반응성을 지니고 있어 장비와 인체에 미치는 영향이 더욱 복잡하다.

이러한 달 먼지의 물리적 및 화학적 특성은 우주 탐사 장비와 우주인의 건강에 심각한 영향을 미칠 수 있다. 이에 따라 달 먼지 제어 기술에 관한 연구가 활발히 수행되고 있으며, 개발된 달 먼지 제어 기술의 적용성과 효율성 평가를 위해 실험적 접근이 요구된다. 하지만, 아

폴로 임무로부터 채취된 달 토양의 표본이 한정적임에 따라, 인공 월면토 개발 및 이를 개선하기 위한 연구가 지속적으로 이루어지고 있다.

현재 개발되는 인공 월면토는 주로 20  $\mu\text{m}$  이하의 작은 입자를 충분히 포함되지 않는 경우가 많아, 이는 위해성 평가나 장기적인 탐사 환경에 대한 연구에서 제약이 될 수 있다. 실제 달 먼지의 물리적, 화학적 특성을 제대로 반영하려면 인공 월면토의 입자 크기뿐만 아니라 나노 입자와 같은 더 작은 입자들의 특성을 반영하는 것이 중요하다. 또한, 입자 크기와 분포, 독성 및 접착력에서 차이를 보이는 경우가 많아, 개발된 인공 월면토를 활용한 위해성 평가나 장기 탐사 환경을 모사하는 데 한계가 있다. 따라서 인공 월면토가 실제 달 먼지와 유사한 특성(입자 크기와 독성 특성 등)을 갖도록 개선하는 연구가 지속적으로 필요하다.

달 먼지의 특성에 대한 깊이 있는 이해를 바탕으로, 실제 달 먼지와 유사한 특성을 가진 인공 월면토의 개선이 이루어져야 달 탐사 장비의 안전성과 우주인의 건강을 위한 연구에 효과적으로 활용될 수 있으며, 이를 통해 달 환경에서의 먼지 문제를 해결하고, 우주 탐사의 안전성을 높이는 기술 개발에 기여할 수 있을 것이다.

## 5.2 향후 연구 방향

향후 달 표면 탐사에서 필수적인 연구로는 달 먼지의 입자 크기 분포 특성을 반영한 인공 월면토의 개발과 저주파음과 진동을 활용한 달 먼지 제어 기술의 개발이 수행되어야 할 것이다. 이 두 가지 연구는 달 표면 탐사와 장기 체류의 안전성을 높이는 데 중요한 기여를 할 것으로 기대된다.

달 먼지의 입자 크기 분포 특성을 반영한 인공 월면토의 개발은 달 환경과 유사한 실험 환경을 모사하고, 보다 정확한 실험 데이터를 얻기 위한 핵심적인 기초 연구이다. 실제 달 먼지의 특성을 반영한 인공 월면토 개발은 달 탐사와 관련된 다양한 기술, 특히 먼지 제어 기술의 효율성 평가에 중요한 역할을 한다. 인공 월면토의 입자 크기와 독성 특성을 실제 달 먼지와 유사하게 개선하면, 우주인의 건강과 탐사 장비의 안전성을 높일 수 있다. 달 먼지의 특성을 재현하는 인공 월면토를 개발함으로써, 탐사 장비와 우주인의 건강에 미치는 영향을 미리 예측하고 대응할 수 있으며, 달 먼지로 인해 발생할 수 있는 문제를 해결할 수 있는 기초 자료를 제공할 수 있다. 그러나, 실제 달 먼지와 유사한 크기와 독성을 가진 인공 월면토를 개선하는 과정에는 입자 크기, 화학적 특성, 접착력 등 여러 복잡한 요소를 고려해야 한다는 한계가 있다.

저주파음과 진동을 활용한 달 먼지 제어 기술은 우주인이 선외 활동 후 기지로 복귀하는 과정에서 달 먼지를 효과적으로 제거할 수 있는 실용적인 기술 개발에 중점을 두고 있다. 저주파음과 진동을 활용한 먼지 제어 기술은 우주복이나 장비에서 달 먼지를 제거하는 데 유용하며, 달 탐사 중 우주인의 안전을 확보하는 데 중요한 역할을 할 수 있다. 이러한 기술은 실험적 검증을 통해 상호 보완적으로 사용될 수 있는 잠재력이 크므로, 기술의 실용성과 효율성을 높이는 데 중요한 연구 방향으로 판단된다. 또한, 저주파음을 활용한 기술은 효율적인 먼지 제거가 가능하며, 다른 먼지 제어 기술과의 융합을 통해 효율성을 극대화할 수 있다. 그러나, 효과적인 먼지 제거를 위해서는 최적의 주파수와 강도를 설정하는 것이 중요한 해결 과제이다. 잘못 설정된 주파수나 강도가 우주복이나 장비의 구조적 안정성에 영향을 미칠 수 있으

므로 이를 최적화하는 과정이 필수적이다. 또한, 음파가 반사되거나 전달되는 환경의 제약으로 인해, 우주 환경에서 실용적으로 적용하려면 추가적인 실험과 검증이 요구된다.

입자 크기 분포 특성을 반영한 인공 월면토 개발은 달 탐사 장비와 우주인의 건강에 미치는 영향을 실험적으로 예측하고 대응할 수 있는 기초 데이터를 제공하는 데 큰 기여를 할 것이다. 반면, 저주파음과 진동을 활용한 달 먼지 제어 기술은 실용적인 먼지 제어 기술로서 탐사 및 장기 체류 환경에서 먼지를 제거하는 데 중요한 역할을 할 수 있다. 두 연구는 상호 보완적으로 진행되어야 하며, 인공 월면토 개선과 저주파음 활용 기술이 결합되면 더욱 안전하고 효율적인 달 탐사가 가능할 것으로 판단된다.

## 6. 결론

달 탐사는 지속 가능한 심우주 탐사의 기반을 마련하는 데 필수적인 과제이다. 이 중에서도 달 먼지는 탐사 및 장기 체류의 안정성과 효율성에 중대한 영향을 미치는 주요 요인으로, 이를 효과적으로 제어하는 기술적 해법이 요구된다. 본 연구는 달 먼지의 특성과 이로 인해 발생하는 문제를 분석하고, 이를 해결하기 위한 제어 기술의 현황과 발전 방향을 제시하였다.

달 먼지는 날카로운 입자와 복잡한 나노구조를 가진 미세 입자로 구성되어 있으며, 높은 화학적 반응성과 자기적 특성을 지니고 있다. 이는 우주비행사의 건강과 탐사 장비의 성능에 심각한 문제를 일으킬 가능성이 높다. 특히, 달 먼지 입자의 95% 이상이  $2\ \mu\text{m}$  이하의 미세 입자로 이루어져 있어 폐에 침착될 위험성이 크며, 나노상 금속철 입자가 포함되어 있어 장비의 마모와 오작동을 유발할 수 있다. 따라서 달 먼지를 효과적으로 제어하고 탐사 환경을 안전하게 유지할 수 있는 달 먼지 제어 기술의 개발이 필수적이다.

현재 논의되고 있는 주요 제어 기술에는 HEPA 필터, 정전기를 이용한 먼지 제거 장치, 저주파음 및 진동을 활용한 먼지 제어 기술이 포함된다. 특히, 저주파음과 진동을 활용한 기술은 비접촉식 방식으로 달 먼지를 제거하여 장비와 우주복의 손상을 줄이고, 우주비행사의 안전성을 높일 수 있다. 그러나 극한의 달 환경에서 높은 신뢰성과 내구성을 확보하기 위해 먼지의 입자 크기와 독성 특성이 고려된 인공 월면토 개선 연구가 상호보완적으로 수행될 필요가 있다. 인공 월면토 개선 연구는 달 먼지 제어 기술의 효율성을 검증하고, 탐사 장비 및 우주비행사의 건강을 보호하기 위한 실험 환경을 조성하는 데 필수적이다. 특히, 실제 달 먼지와 유사한 입자 크기와 독성 특성을 반영한 인공 월면토는 실질적인 탐사 환경을 모사하여 기술 신뢰성을 높이고, 달 환경에서 발생할 수 있는 문제를 사전에 예측하고 대응할 수 있게 한다.

본 연구는 달 먼지 제어 기술의 중요성을 강조하고 향후 연구 방향을 제시하였다. 이러한 연구는 우리나라의 장기 유인 탐사와 우주기지 설계에서 기초 자료로 활용될 수 있다. 향후, 달 탐사의 안전성을 확보하기 위해 다양한 학문 분야의 협력과 기술 혁신이 필요하다. 또한, 국제 협력을 통해 첨단 기술을 개발하고 이를 실증하는 과정을 지속한다면, 미래의 달 탐사 임무는 더욱 안전하고 성공적으로 수행될 수 있을 것이다.

## 감사의 글

본 연구는 과학기술정보통신부 한국건설기술연구원 연구운영비지원([20240182-001] 유인 우주기지 건설 핵심기술 협력 개발(2차년도))로 수행되었습니다.

## References

1. Crawford IA, Anand M, Cockell CS, Falcke H, Green DA, et al., Back to the Moon: the scientific rationale for resuming lunar surface exploration, *Planet. Space Sci.* 74, 3-14 (2012). <https://doi.org/10.1016/j.pss.2012.06.002>
2. Besha P, Economic Growth and National Competitiveness Impacts of the Artemis Program (NASA, Washington, DC, 2022).
3. Smith M, Craig D, Herrmann N, Mahoney E, Krezel J, et al., The Artemis program: an overview of NASA's activities to return humans to the moon, in 2020 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 7-14 Mar 2020.
4. Xiao L, Qian Y, Wang Q, Wang Q, The chang'e-5 mission, in *Sample Return Missions: The Last Frontier of Solar System Exploration*, ed. Longobardo A (Elsevier, Amsterdam, Netherland, 2021), 195-206.
5. Li C, Hu H, Yang MF, Liu J, Zhou Q, et al., Nature of the lunar far-side samples returned by the Chang'E-6 mission, *Natl. Sci. Rev.* 11, nwae328 (2024). <https://doi.org/10.1093/nsr/nwae328>
6. Hoshino T, Wakabayashi S, Ohtake M, Karouji Y, Hayashi T, et al., Lunar polar exploration mission for water prospection - JAXA's current status of joint study with ISRO, *Acta Astronaut.* 176, 52-58 (2020). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.05.054>
7. Goswami JN, Annadurai M, Chandrayaan-1: India's first planetary science mission to the Moon, *Curr Sci.* 486-491 (2009).
8. NASA, NASA's Lunar Exploration Program Overview, NP-2020-05-2853-HQ (NASA, Washington, DC, 2020).
9. Meurisse A, Makaya A, Willsch C, Sperl M, Solar 3D printing of lunar regolith, *Acta Astronaut.* 152, 800-810 (2018). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.06.063>
10. Cesaretti G, Dini E, De Kestelier X, 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>
11. Liu H, Yao Z, Fu Y, Feng J, Review of research into bioregenerative life support system(s) which can support humans living in space, *Life Sci. Space Res.* 31, 113-120 (2021). <https://doi.org/10.1016/j.lssr.2021.09.003>
12. Grenier A, Giordano P, Bucci L, Cropp A, Zoccarato P, et al., Positioning and velocity performance levels for a lunar lander using a dedicated lunar communication and navigation system, *Navig. J. Inst. Navig.* 69, 1-24 (2022). <https://doi.org/10.33012/navi.513>
13. Sanders GB, Larson WE, Progress made in lunar in situ resource utilization under NASA's exploration technology and development program, *J. Aerosp. Eng.* 26, 5-17 (2013). [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000208](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000208)
14. Ryu G, Ryu B, In-situ resources utilization technologies for human activities on the Moon, *J. Korean Geo-Environ. Soc.* 23, 41-53 (2022).

15. Kim MJ, Toward coherence: a space sector public-private partnership typology, *Space Policy*. 64, 101549 (2023). <https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2023.101549>
16. Wang X, Pedrycz W, Petrologic characteristics of the lunar surface, *Sci. Rep.* 5, 17075 (2015). <https://doi.org/10.1038/srep17075>
17. Zong K, Wang Z, Li J, He Q, Li Y, et al., Bulk compositions of the Chang'E-5 lunar soil: insights into chemical homogeneity, exotic addition, and origin of landing site basalts, *Geochim. Cosmochim. Acta.* 335, 284–296 (2022). <https://doi.org/10.1016/j.gca.2022.06.037>
18. Isachenkov M, Chugunov S, Landsman Z, Akhatov I, Metke A, et al., Characterization of novel lunar highland and mare simulants for ISRU research applications, *Icarus*. 376, 114873 (2022). <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2021.114873>
19. Cain JR, Lunar dust: the hazard and astronaut exposure risks. *Earth Moon Planets*. 107, 107–125 (2010). <https://doi.org/10.1007/s11038-010-9365-0>
20. Scully RR, Meyers VE, Risk of Adverse Health and Performance Effects of Celestial Dust Exposure, No. JSC-CN-33795 (NASA, Washington, DC, 2015).
21. McKay DS, Heiken G, Basu A, Blanford G, Simon S, et al., The lunar regolith, in *Lunar Sourcebook*, eds. Heiken GH, Vaniman DT, French BM (Cambridge University Press, Cambridge, UK, 1991).
22. Stuart-Alexander DE, Howard KA, Lunar maria and circular basins: a review, *Icarus*. 12, 440–456 (1970). [https://doi.org/10.1016/0019-1035\(70\)90013-8](https://doi.org/10.1016/0019-1035(70)90013-8)
23. Gross J, Treiman AH, Mercer CN, Lunar feldspathic meteorites: constraints on the geology of the lunar highlands, and the origin of the lunar crust, *Earth Planet. Sci. Lett.* 388, 318–328 (2014). <https://doi.org/10.1016/j.epsl.2013.12.006>
24. Wurz P, Rohner U, Whitby JA, Kolb C, Lammer H, et al., The lunar exosphere: the sputtering contribution, *Icarus*. 191, 486–496 (2007). <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2007.04.034>
25. Housley RM, Cirlin EH, Paton NE, Goldberg IB, Solar wind and micrometeorite alteration of the lunar regolith, in *Proceedings of the 5th Lunar Science Conference*, vol. 3, Houston, TX, 18–22 Mar 1974.
26. Colwell JE, Batiste S, Horányi M, Robertson S, Sture S, Lunar surface: dust dynamics and regolith mechanics, *Rev. Geophys.* 45, 1–26 (2007). <https://doi.org/10.1029/2005RG000184>
27. Park J, Liu Y, Kihm KD, Taylor LA, Characterization of lunar dust for toxicological studies. I: particle size distribution, *J. Aerosp. Eng.* 21, 266–271 (2008). [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)0893-1321\(2008\)21:4\(266\)](https://doi.org/10.1061/(ASCE)0893-1321(2008)21:4(266))
28. Pohlen M, Carroll D, Prisk GK, Sawyer AJ, Overview of lunar dust toxicity risk, *npj Microgravity*. 8, 55 (2022). <https://doi.org/10.1038/s41526-022-00244-1>

29. Liu Y, Park J, Schnare D, Hill E, Taylor LA, Characterization of lunar dust for toxicological studies. II: texture and shape characteristics, *J. Aerosp. Eng.* 21, 272-279 (2008). [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)0893-1321\(2008\)21:4\(272\)](https://doi.org/10.1061/(ASCE)0893-1321(2008)21:4(272))
30. Darquenne C, West JB, Prisk GK, Dispersion of 0.5- to 2- $\mu\text{m}$  aerosol in  $\mu\text{G}$  and hypergravity as a probe of convective inhomogeneity in the lung, *J. Appl. Physiol.* 86, 1402-1409 (1999). <https://doi.org/10.1152/jappl.1999.86.4.1402>
31. Goguen J, Sharits A, Chiaramonti A, Lafarge T, Garboczi E, Three-dimensional characterization of particle size, shape, and internal porosity for Apollo 11 and Apollo 14 lunar regolith and JSC-1A lunar regolith soil simulant, *Icarus.* 420, 116166 (2024). <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2024.116166>
32. Taylor LA, Pieters CM, Britt D, Evaluations of lunar regolith simulants, *Plane. Space Sci.* 126, 1-7 (2016). <https://doi.org/10.1016/j.pss.2016.04.005>
33. Zhang H, Zhang X, Zhang G, Dong K, Deng X, et al., Size, morphology, and composition of lunar samples returned by Chang'E-5 mission, *Sci. China Phys. Mech. Astron.* 65, 1-8 (2022). <https://doi.org/10.1007/s11433-021-1818-1>
34. Graf JC, Lunar Soils Grain Size Catalog, No. NASA-RP-1265 (NASA, Washington, DC, 1993).
35. Loftus DJ, Tranfield EM, Rask JC, McCrossin C, The Chemical Reactivity of Lunar Dust Relevant to Human Exploration of the Moon (NASA Ames Research Center, Silicon Valley, CA, 2008).
36. Zanon P, Dunn M, Brooks G, Current lunar dust mitigation techniques and future directions, *Acta Astronaut.* 213, 627-644 (2023). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.09.031>
37. Pieters CM, Noble SK, Space weathering on airless bodies, *J. Geophys. Res. Planets.* 121, 1865-1884 (2016). <https://doi.org/10.1002/2016JE005128>
38. Ryu GU, Kim YJ, Shin HS, Review of the sintering technologies using in-situ resources for lunar construction and future works, *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 50, 839-856 (2022). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.12.839>
39. Korotev RL, Irving AJ, Lunar meteorites from northern Africa, *Meteorit. Planet. Sci.* 56, 206-240 (2021). <https://doi.org/10.1111/maps.13617>
40. Kleinhenz J, Sanders G, Lunar in-situ resource utilization concept to reality, in ASCE Earth and Space Conference, online conference, 19-23 Apr 2021.
41. Keller LP, McKay DS, Discovery of vapor deposits in the lunar regolith, *Science.* 261, 1305-1307 (1993). <https://doi.org/10.1126/science.261.5126.1305>
42. Liu Y, Taylor LA, Thompson JR, Schnare DW, Park JS, Unique properties of lunar impact glass: nanophase metallic Fe synthesis, *Am. Mineral.* 92, 1420-1427 (2007). <https://doi.org/10.2138/am.2007.2333>
43. Lomax BA, Conti M, Khan N, Bennett NS, Ganin AY, et al., Proving the viability of an electrochemical process for the simultaneous extraction of oxygen and production of

- metal alloys from lunar regolith, *Planet. Space Sci.* 180, 104748 (2020). <https://doi.org/10.1016/j.pss.2019.104748>
44. Farries KW, Visintin P, Smith ST, van Eyk P, Sintered or melted regolith for lunar construction: state-of-the-art review and future research directions, *Constr. Build. Mater.* 296, 123627 (2021). <https://doi.org/10.1016/j.conbuildmat.2021.123627>
  45. Jin H, Lee J, Zhuang L, Yeom S, Shin HS, et al., Optimized manufacturing process of homogeneous microwave-sintered blocks of KLS-1 lunar regolith simulant, *J. Build. Eng.* 88, 109193 (2024). <https://doi.org/10.1016/j.job.2024.109193>
  46. Wamelink GWW, Frissel JY, Krijnen WHJ, Verwoert MR, Goedhart PW, Can plants grow on Mars and the moon: a growth experiment on Mars and moon soil simulants, *PLOS ONE*. 9, e103138 (2014). <https://doi.org/10.1371/journal.pone.0103138>
  47. Paul AL, Elardo SM, Ferl R, Plants grown in Apollo lunar regolith present stress-associated transcriptomes that inform prospects for lunar exploration, *Commun. Biol.* 5, 382 (2022). <https://doi.org/10.1038/s42003-022-03334-8>
  48. Linnarsson D, Carpenter J, Fubini B, Gerde P, Karlsson LL, et al., Toxicity of lunar dust, *Planet. Space Sci.* 74, 57-71 (2012). <https://doi.org/10.1016/j.pss.2012.05.023>
  49. Khan-Mayberry N, The lunar environment: determining the health effects of exposure to Moon dusts, *Acta Astronaut.* 63, 1006-1014 (2008). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2008.03.015>
  50. Zakharov AV, Zelenyi LM, Popel' SI, Lunar dust: properties and potential hazards, *Sol. Syst. Res.* 54, 455-476 (2020). <https://doi.org/10.1134/S0038094620060076>
  51. Lam C, Scully RR, Zhang Y, Renne RA, Hunter RL, et al., Toxicity of lunar dust assessed in inhalation-exposed rats, *Inhal. Toxicol.* 25, 661-678 (2013). <https://doi.org/10.3109/08958378.2013.833660>
  52. Christoffersen R, Lindsay JF, Lunar Dust Effects on Spacesuit Systems: Insights from the Apollo Spacesuits (Johnson Space Center, Houston, TX, 2009).
  53. Gaier JR, The Effects of Lunar Dust on EVA Systems during the Apollo Missions, No. NASA/TM-2005-213610/REV1 (NASA, Washington, DC, 2007).
  54. Moore JS Jr, Mengers DR, Swanson TD, Radermacher R, Costello FA, Low-temperature thermal control for a lunar base, *SAE Trans.* 598-612 (1990).
  55. Toon K, Lee S, Edgerly R, Development of a modified vacuum cleaner for lunar surface systems, in 40th International Conference on Environmental Systems, 6051, Barcelona, Spain, 11-15 Jul 2010.
  56. Berkebile S, Gaier J, Adhesion in a vacuum environment and its implications for dust mitigation techniques on airless bodies, in 42nd International Conference on Environmental Systems, 3465, San Diego, CA, 15-19 Jul 2012.
  57. Cannon KM, Dreyer CB, Sowers GF, Schmit J, Nguyen T, et al., Working with lunar surface materials: review and analysis of dust mitigation and regolith conveyance technologies, *Acta Astronaut.* 196, 259-274 (2022). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.04.037>

58. Batten SS, Iles GN, Topical: Electrostatic Dust Removal from Spacesuits (NASA, Washington, DC, 2021).
59. Patel S, Veerasamy VS, St. John JP, Orlov A, A comprehensive review on dust removal using electrodynamic shield: mechanism, influencing factors, performance, and progress, *Renew. Sustain. Energy Rev.* 183, 113471 (2023). <https://doi.org/10.1016/j.rser.2023.113471>
60. Seiffert G, Gibbs B, Removal of electrostatically deposited powders using high intensity low frequency sound part 1: experimental deposition and removal, *J. Low Freq. Noise Vib. Act. Control.* 29, 171-187 (2010). <https://doi.org/10.1260/0263-0923.29.3.171>
61. Seiffert G, Gibbs B, Removal of electrostatically deposited powders using high intensity low frequency sound, part 2: quantification of adhesive and cohesive forces using vibration, *J. Low Freq. Noise Vib Act. Control.* 29, 267-279 (2010). <https://doi.org/10.1260/0263-0923.29.4.267>
62. Park SH, et al. Republic of Korea Patent application, No. 10-2024-0080217, Device, system and method for removing foreign substances of space suit (2024).
63. Zhang K, Wu J, Zhang Y, Shi J, Dust emission evaluation of the flexible metal wheel over lunar terrain and fender effect, *Mech. Based Des. Struct. Mach.* 52, 7522-7547 (2024). <https://doi.org/10.1080/15397734.2024.2303657>
64. National Aeronautics and Space Administration, 50 years ago: Apollo 17 lands at Taurus-Littrow (2022) [Internet], viewed 2024 Oct 20, available from: <https://www.nasa.gov/history/50-years-ago-apollo-17-lands-at-taurus-littrow/>
65. Zeitlin N, Calle C, Hogue M, Johansen M, Mackey electrodynamic dust shield for lunar/ISS experiment project, NASA Kennedy Space Center Technical Report, KSC-E-DAA-TN25543 (2015).

## Author Information

**엄 예 슬** yseom@kict.re.kr



서울시립대학교 건축공학과에서 2022년 박사 학위를 취득한 후, 현재 한국건설기술연구원 에서 유인우주기지의 내부환경제어를 위한 생명유지시스템(life support system), 설비설계, 및 달 먼지 제어 기술과 관련된 업무를 수행 하고 있다.

**김 한 샘** tree@kict.re.kr



한양대학교 도시공학과에서 2010년 석사학위 를 취득했고, 2014년부터 한국건설기술연구원 에서 공간정보를 활용한 도시 인프라 환경 분 석 및 리질리언스 향상 기술 개발 업무를 수행 하였으며, 현재는 디지털 기반 유인 우주기지 건설 시뮬레이션 관련 업무를 수행하고 있다.

**박 상 희** sangheepark@kict.re.kr



영국 리버풀대학교에서 2019년 건축음향 박 사학위를 취득한 후, 현재 한국건설기술연구 원 수석연구원으로 근무하고 있다. 음환경을 비롯해 다양한 건축환경(built environment) 에서 재실자의 삶의 질 및 건강 관련 연구를 수행하고 있다.

**유 병 현** tnt306@kict.re.kr



한국건설기술연구원에서 극한지(남극, 사막, 우주) 관련 연구를 수행 중이며, 현재 달 현지 자원을 활용한 연구 중에서 월면토 개발을 진 행하고 있다.

**정 준 수** jschung@kict.re.kr



한양대학교 건축공학과에서 2006년 박사학위 를 취득한 후, 2006년부터 한국건설기술연구 원에서 박사후연구원과 수석연구원으로 재직 하면서, 장수명/모듈러 주택 및 유인우주기지 관련 연구를 수행하고 있다.

기술논문

# 차세대중형위성 3호 과학탑재체 IAMMAP(Ionospheric Anomaly Monitoring by Magnetometer and Plasma-probe) 랭뮤어 탐침의 비행 모델 개발

박수환<sup>1</sup>, 이승욱<sup>1</sup>, 홍지민<sup>1</sup>, 박성욱<sup>1</sup>, 김진규<sup>1</sup>, 구분주<sup>1</sup>, 차원호<sup>1</sup>, 장일영<sup>1</sup>, 최두영<sup>2</sup>, 박재흥<sup>3</sup>, 유광선<sup>1†</sup>

<sup>1</sup>한국과학기술원 인공위성연구소

<sup>2</sup>충북대학교 천문우주학과

<sup>3</sup>한국천문연구원



Received: October 2, 2024  
Revised: October 22, 2024  
Accepted: October 29, 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

Su-Hwan Park  
<https://orcid.org/0009-0006-4963-1024>  
Seunguk Lee  
<https://orcid.org/0000-0001-8045-6398>  
Jimin Hong  
<https://orcid.org/0009-0005-1763-6253>  
Seongog Park  
<https://orcid.org/0000-0002-0363-6579>  
Jin-Kyu Kim  
<https://orcid.org/0000-0001-5650-2163>  
BonJu Gu  
<https://orcid.org/0000-0002-7635-664X>  
Wonho Cha  
<https://orcid.org/0000-0003-2388-0904>  
Ilyoung Jang  
<https://orcid.org/0009-0001-5387-652X>  
Dooyoung Choi  
<https://orcid.org/0000-0002-3393-9060>

## Development of Flight Model of the Langmuir Probe of Ionospheric Anomaly Monitoring by Magnetometer and Plasma-probe (IAMMAP) for the Compact Advanced Satellite 500-3 (CAS500-3)

Su-Hwan Park<sup>1</sup>, Seunguk Lee<sup>1</sup>, Jimin Hong<sup>1</sup>, Seongog Park<sup>1</sup>, Jin-Kyu Kim<sup>1</sup>, BonJu Gu<sup>1</sup>, Wonho Cha<sup>1</sup>, Ilyoung Jang<sup>1</sup>, Dooyoung Choi<sup>2</sup>, Jaeheung Park<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>Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University, Cheongju 28644, Korea

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

### 요약

본 논문은 차세대중형위성 3호(Compact Advanced Satellite 500-3, CAS500-3)에 탑재되는 전리권 교란현상 이해를 위한 과학탑재체 IAMMAP(ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe) 랭뮤어 탐침(Langmuir probe, LP) 비행 모델(flight model, FM)의 개발, 검증 및 시험에 대해 다루고자 한다. IAMMAP은 고도 약 600 km에서 전리권의 플라즈마와 자기장 변화를 측정하도록 설계되었으며, 적도 전류 제트(equatorial electro-jet, EEJ)와 적도 이온화 이상(equatorial ionization anomaly, EIA)의 상관관계를 연구하는 과학임무를 위해 개발되었다. 랭뮤어 탐침(LP)의 비행 모델(FM)은 공학 인증 모델(engineering qualification model, EQM)의 성공적인 검증을 바탕으로 개발되었으며, 열과 방사선에 강한 우주급 MCU(micro-controller unit)로의 교체와 LP 운용 시나리오 구현 등 몇 가지 개선이 적용되었다. LP 비행 모델은 기능 시험을 마친 이후, 위성 운용을 위한 FM 요구 조건을 충족하는 지 확인하기 위해 환경 시험을 수행할 예정이다. LP를 포함한 IAMMAP은 전리권 이상을 이해하는데 기여하고, 근지구 우주 환경에서의 위성 운영을 위한 중요한 정보를 제공할 것으로 기대한다.

### Abstract

This paper investigates the development, validation, and testing of the flight model (FM) of the Langmuir probe (LP) for ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe (IAMMAP), a scientific

Jaeheung Park  
<https://orcid.org/0000-0002-1272-508X>  
 Kwangsun Ryu  
<https://orcid.org/0000-0001-8550-4213>

instrument aboard the Compact Advanced Satellite 500-3 (CAS500-3). IAMMAP is designed to measure ionospheric plasma and magnetic field variations at an altitude of approximately 600 km, focusing on the correlation between the equatorial electro-jet (EEJ) and equatorial ionization anomaly (EIA). The FM of the Langmuir probe has been developed following the successful qualification of the engineering qualification model (EQM), with improvements made in several areas, including the replacement of the micro-controller unit (MCU) with space-grade components resistant to radiation and temperature extremes, and the application of the LP operation scenarios. After the functional tests, environmental tests will be performed to verify compliance with FM requirements for satellite operation. The IAMMAP-included LP will contribute to understanding ionospheric anomalies and provide valuable insights for satellite operations in the near-Earth space environment.

**핵심어** : 전리권, 랭뮤어 탐침, 비행모델, 플라즈마 측정, 검증

**Keywords** : ionosphere, Langmuir probe, flight model, plasma measurement, verification

## 1. 서론

전리권은 고도 약 50 km 이상의 중간권 일부 및 열권을 포함한 자유 전자와 양이온이 밀집된 영역으로 지구의 자기권과 상호작용하며 다양한 전자기적 현상을 발생시키는 중요한 대기권 영역 중 하나이다. 특히 통신과 GPS 신호에 영향을 미치기 때문에 전리권에서 일어나는 현상들을 이해하는 것이 중요하다. 전리권의 대표적 물리현상으로는 자기 적도를 따라 흐르는 전류인 적도 전기 제트(equatorial electro-jet, EEJ)와 낮 시간대 자기적도지역의 플라즈마 밀도가 감소하는 현상인 적도 이온화 이상(equatorial ionization anomaly, EIA)이 있다. EEJ와 EIA는 주로 태양 활동에 의해 영향을 받으며, 이로 인해 발생하는 플라즈마의 밀도와 온도 변화는 위성 시스템의 오류를 초래할 수 있다.

이와 관련하여 랭뮤어 탐침(Langmuir probe, LP)은 전리권 내의 전자 밀도와 온도와 같은 플라즈마를 측정하는 데 있어 매우 중요한 도구로 사용되어 왔다. 랭뮤어 탐침은 다양한 고도에서 전리권 플라즈마의 변화를 실시간으로 측정할 수 있어, 전리권 연구와 우주 기상 예측에 기여하고 있다. 일례로 2004년 6월 29일에 발사된 DEMETER 위성(Instrument Sonde de Langmuir)을 포함한 과학 장비가 탑재되어 있으며, 전리권 플라즈마의 전자 밀도와 온도를 측정하였다[1].

이에 따라, 본 연구는 지구 전리권 교란 현상을 이해하기 위해 우주 플라즈마와 자기장을 측정하는 과학탐재체 IAMMAP(ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe)을 개발하고, 그 중 플라즈마 측정기인 LP를 검증하고자 한다. 과학탐재체 IAMMAP은 한국과학기술원(KAIST) 인공위성연구소에서 개발하고 있으며, 차세대중형위성 3호(Compact Advanced Satellite 500-3, CAS500-3)에 탑재되어 2025년에 발사될 예정이다. 차세대중형위성 3호(이하 차중 3호)는 우주과학 및 기술 검증 위성으로, 세 종류의 과학탐재체가 탑재된다. 그 중 하나인 IAMMAP은 고도 약 600 km에서 적도 지역과 극지역의 플라즈마 및 자기장 변화를 관측할 예정이며, 주요 관측 목표는 EEJ와 EIA의 복잡한 상관관계를 정량적으로 분석하여 이해하는 것이다. 차중 3호에 플라즈마 측정기와 정밀 자력계를 탑재하여 플라즈마 밀도와 자기장을 측정함으로써 전리권 플라즈마와 자기장의 상호작용을 좀 더 상세히 들여다 볼 수 있는 기회를 제공할 것이다[2-4].

본 논문에서는 차중 3호 과학탐재체 IAMMAP LP의 개발 과정과 주요 시험 결과를 다루며, 앞으로 진행될 마무리 단계에 대한 수행 내용과 계획에 대해 정리하고자 한다. 본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 IAMMAP의 과학적 관측 목표와 LP 설계 및 자료 획득에 관한 내용을 다루며, 3장에서는 LP의 공학 인증 모델(engineering qualification model, EQM)의 개발 및 시험에 대해 기술한다. 4장에서는 비행 모델(flight model, FM) 개발 과정과 향후 계획을 설명하고, 마지막으로 5장에서는 결론 및 토의에 대해 기술한다.

## 2. IAMMAP(Ionospheric Anomaly Monitoring by Magnetometer and Plasma-Probe)과 랭뮤어 탐침(Langmuir Probe, LP)

### 2.1 IAMMAP(Ionospheric Anomaly Monitoring by Magnetometer and Plasma-Probe)의 과학적 관측 목표 및 사양

EEJ와 EIA는 지구 적도 지역 전리권에서 일어나는 중요한 현상 중 하나로, 전리권 플라즈마의 동역학에 큰 영향을 미친다. EEJ는 지구 적도 지역에서 발생하는 강한 동서 방향의 전류로서, 중성 대기와 전리권 플라즈마의 상호작용으로 발생한 여명-황혼(dawn-dusk) 사이의 전위차에 의해 형성된다(Fig. 1). 이는 주로 낮 시간 동안 발생하며, 지구 자기장 변화와 연관되어 있다. EEJ의 강도와 변화는 태양 활동, 지구 자기장, 대기 상태 등에 따라 달라지며, 특히 GPS와 같은 위성 기반으로 하는 통신 시스템에 영향을 미칠 수 있다.

EIA는 적도 전리권에서 전자 밀도가 크게 감소하는 현상으로, 적도 전리층의 수직 운동에 의해 형성된다(Fig. 2). EEJ와 마찬가지로 낮 시간 동안 발생하며, 이로 인해 전자 밀도 최대점은 주로 위도가 약  $\pm 15^\circ$  범위에 위치한다. 적도 지역의 플라즈마가 상하 이동하면서 형성되는데, 전리권 플라즈마가 지구 자기장의 영향을 받아 고위도 지역으로 이동하면서 발생하게 되고, 이는 전리권의 전자 밀도 분포에 중요한 영향을 초래한다. EIA도 마찬가지로 위성 기반 시스템의 성능에 중요한 영향을 미치기 때문에 정확한 관측과 이해가 필요하다.

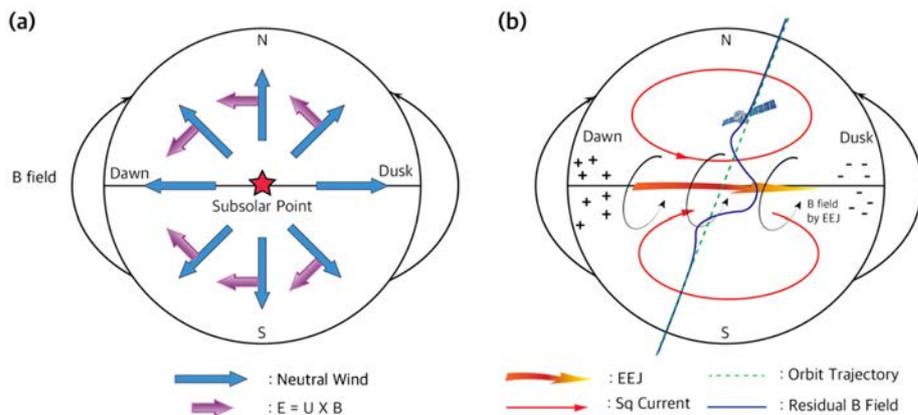
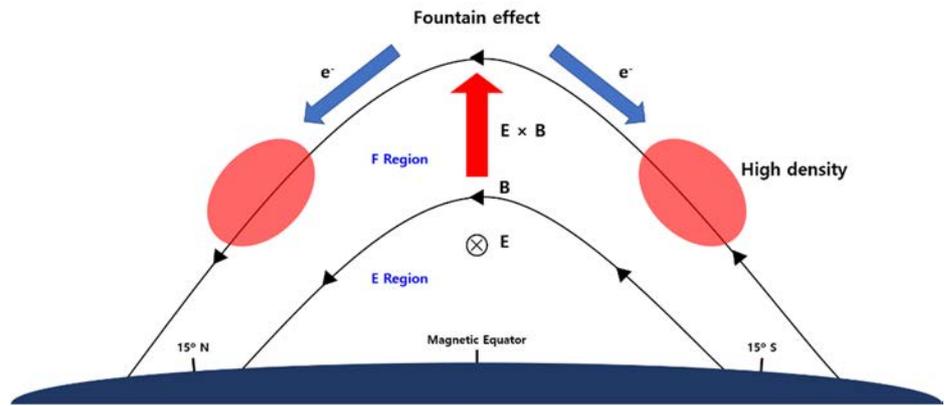


Fig. 1. Mechanism of equatorial electro-jet (EEJ) [2]. (a) Neutral wind - plasma interaction. (b) The representative current system including EEJ and solar quiet current in the dayside ionosphere.



**Fig. 2.** Mechanism of equatorial ionization anomaly (EIA). The  $E \times B$  drift in the ionosphere causes a “fountain effect”, leading to the accumulation of electrons at latitudes approximately  $\pm 15^\circ$  from the magnetic equator.

EEJ와 EIA는 상호 관련성이 있을 것으로 추정되며, 전리권의 전자 밀도와 전류 분포를 결정하는 주요 요소들이다. 이들의 정확한 관측과 분석을 위하여 전자 밀도와 자기장을 측정할 수 있는 과학탐재체 IAMMAP을 개발하였다.

IAMMAP은 크게 AIPIM(advanced impedance probe for ionospheric monitoring)과 AIMAG(adaptive in-phase magnetometer)로 이루어져 있으며 세 종류의 센서를 가지고 있다. 센서는 AIPIM의 랭뮤어 탐침(Langmuir probe, LP)과 임피던스 탐침(impedance probe, IP) 그리고 AIMAG의 플럭스게이트 자력계(fluxgate magnetometer, FGM)가 있다. AIPIM은 LP와 IP를 이용하여 우주 플라즈마 관측을 수행하여 EIA의 세기를 측정하게 되며, AIMAG는 FGM을 이용하여 자기장을 고정밀도로 관측을 수행하여 EEJ의 세기를 측정하게 된다. IAMMAP의 사양과 구성은 각각 Table 1과 Fig. 3과 같다[2].

**Table 1.** Specification of the IAMMAP instrument for CAS500-3 [2]

Instrument	Parameter	Value
Langmuir probe	Number density	$10^4\text{--}10^6 \text{ cm}^{-3}$
	Temperature	600–3,000 K
	Resolution	20 ms
Impedance probe	Number density	$10^4\text{--}10^6 \text{ cm}^{-3}$
	Frequency	0.1–10 MHz
	Resolution	1 ms
Fluxgate magnetometer	B-field range	$\pm 60,000 \text{ nT}$
	Resolution	1 nT @ 10 Hz
	Noise	$300 \text{ pT}/\sqrt{\text{Hz}} @ 1 \text{ Hz}$
	Temperature coefficient	0.1 %/°C

IAMMAP, ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe; CAS500-3, Compact Advanced Satellite 500-3.

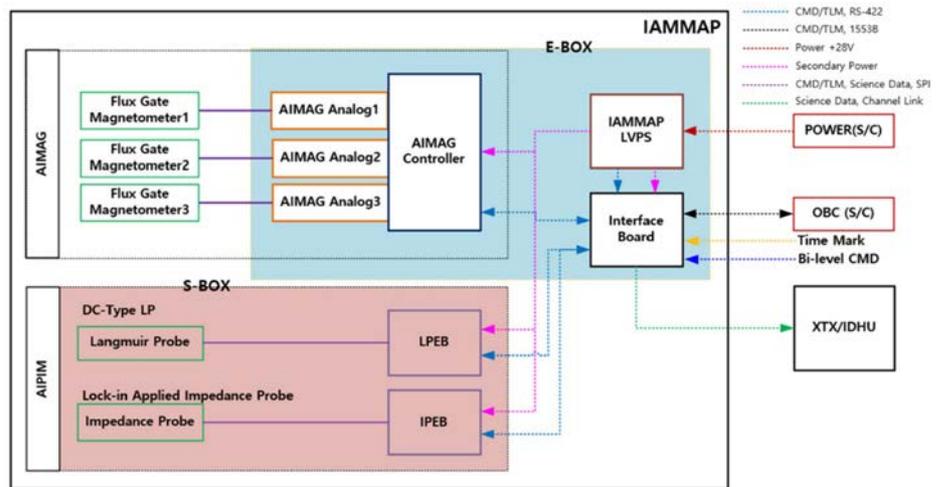


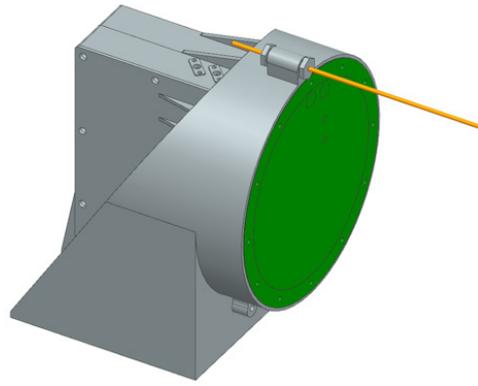
Fig. 3. Electronics configuration of IAMMAP for CAS500-3 [2]. IAMMAP, ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe; AIMAG, adaptive in-phase magnetometer; AIPIM, advanced impedance probe for ionospheric monitoring; LVPS, low voltage power supply; OBC, on-board computer; XTX, X-band transmitter; IDHU, image data handling unit; CMD, command; TLM, telemetry; LPEB, LP electronics board; IPEB, IP electronics board; LP, Langmuir probe; CAS500-3, Compact Advanced Satellite 500-3.

## 2.2 LP(Langmuir Probe)의 형상 및 측정 원리

LP는 플라즈마 환경에 노출된 금속 탐침에 삼각파형의 DC 전압을 가해 주었을 때 변화하는 플라즈마의 전류를 측정하여 주변 플라즈마의 온도와 밀도, 그리고 위성전위 등을 유도할 수 있다. IAMMAP LP는 KAIST 인공위성연구소에서 개발한 차세대소형위성 1호(NEXT generation small Satellite-1, NEXTSat-1)의 주요 탑재체인 ISSS(instrument for the study of space storm)에서 사용된 LP의 헤리티지(heritage)를 이용하였고[5], 안테나 형태의 IP를 추가하여 더 정밀한 플라즈마 측정을 할 수 있도록 설계되었다[6].

AIPIM은 L자형 브라켓을 이용해 주변 구조물에 의한 전자기적 간섭을 최소화하도록 설계되어 있다. 브라켓(bracket) 전면부에는 LP가 결합되어 있으며, LP 가장자리에 IP가 부착되어 있다. LP는 직류형(DC type) 디스크형 탐침(disk-type probe)으로 전류가 흐르지 않는 가드링(guard ring)이 탐침을 둘러싸고 있는 형태다. LP와 IP의 전자부인 LPEB(LP electronics board)와 IPEB(IP electronics board)는 각각 LP box와 IP box에 체결되어 브라켓 후면부에 부착되며, 센서와 전자부가 하나의 구조물로 이루어져 있다(Fig. 4).

LP는 플라즈마 전류가 유입되면서 플라즈마의 전자 온도( $T_e$ )와 전자 밀도( $N_e$ )를 측정하게 된다. 플라즈마 환경 내에서 탐침 표면에 전압을 가하게 되면 주위의 플라즈마 전압(plasma potential)과의 전위차로 인해 플라즈마 전류가 흐르게 된다. 만약 탐침 표면에 인가한 양의 전압이 되면 전자들이 유입하게 되는데, 플라즈마 전압보다 상대적으로 크면 전자 포화(electron saturation)가 발생하게 된다. 반대로 탐침 전압을 플라즈마 전압보다 상대적으로 작게 하면 기하급수적으로 전류가 감소하게 되는데, 이 구간을 전자 지연 구간(electron retarding region)이라고 한다. 탐침 전압이 음의 전압이 되면 전자는 더 이상 유입되지 않고



**Fig. 4.** Configuration of advanced impedance probe for ionospheric monitoring (AIPIM). AIPIM is integrated into a single structure which contains the sensor components in the front part, and the electronics in the rear part of the bracket.

이온만이 유입되어 이온 포화(ion saturation)가 발생하게 된다. 이에 따라 양의 전압에서부터 음의 전압까지 탐침 전압을 스위핑(sweeping) 함으로써 I-V 곡선(I-V curve)을 얻을 수 있다.

### 2.3 LP(Langmuir Probe) 전자회로 설계

LP 전자회로는 탐침으로부터 유입되는 신호를 증폭하고 필터링하여 분석가능한 데이터로 변환하는 역할을 한다. LP 전자회로에는 아날로그 신호를 증폭시키는 연산 증폭기(operational amplifier, Op Amp), 증폭된 신호를 디지털 신호로 변환시키는 ADC(analog-to-digital converter), 변환된 디지털 신호를 처리하는 MCU(micro-controller unit) 등이 포함되어 있다.

LP에 사용되는 Op Amp는 센서를 통해 들어온 아날로그 신호를 처리하는데, 트랜스 임피던스 증폭기(trans-impedance amplifier)와 차동 증폭기(differential amplifier)로 구성되어 있다. 트랜스 임피던스 증폭기는 탐침을 통해 매우 작은 전류 신호를 전압 신호로 변환하는데 사용되며, 탐침이 전리권에서 얻는 신호는 매우 미세한 전류 형태로 존재하는데 직접 처리하기에는 어려움이 있기 때문이다. 트랜스 임피던스 증폭기는 전리권 플라즈마의 미세한 전류를 ADC에 적용 가능한 전압으로 변환하여, 이후 단계에서 신호를 처리할 수 있도록 한다. 이 과정에서 높은 임피던스를 유지하면서도 낮은 출력 임피던스를 제공하여 신호 왜곡을 줄이는데 중요한 역할을 한다. 차동 증폭기는 두 입력 신호 간의 차이를 증폭하여 노이즈를 제거하는데 사용된다. 두 입력 신호의 공통된 노이즈 성분을 제거하고 순수한 신호만을 증폭한다. 이를 통해 신호대잡음비(signal-to-noise ratio, SNR)를 개선하고, 보다 정확한 자료를 제공할 수 있다.

LP에 인가되는 전압 스위프는 두 가지 채널 중 하나를 선택하여 사용한다. 하나는 파형 생성기(waveform generator, WG)에서 생성된 신호로, 오실레이터(oscillator)의 클럭(clock)을 이용하여 삼각파를 생성하게 된다. WG에 레지스터 값을 설정하면 정확히 삼각파가 출력된다는 장점이 있지만 삼각파의 진폭을 조절할 수 없는 단점 또한 있기 때문에, 더 정밀한 플라즈마 관측에 약간의 어려움이 있을 수 있다. 다른 하나는 MCU의 DMAC(direct memory access

controller)에서 생성된 신호로, 메모리에 직접 접근하는 방식이기 때문에 MCU의 연산량에 영향을 받지 않으며, 삼각파의 진폭을 플라즈마 환경에 맞게 조절할 수 있는 장점이 있다. 채널의 선택은 MUX(multiplexer)를 이용하여 구현하였다.

탐침에 가한 전압 스위프 신호와 탐침으로 들어온 플라즈마 전류 신호는 ADC를 거쳐 디지털 신호로 변환된다. LP는 ADC가 데이지 체인(daisy chain) 형태로 총 4개로 구성되어 있다. ADC 중 두 개는 전압 스위프 신호를 읽고, 나머지 두 개는 플라즈마 전류가 변환된 전압 신호를 읽는 역할을 수행한다. 데이지 체인 형태로 구성된 ADC는 하나의 ADC가 고장 나더라도 다른 하나의 ADC가 계속 작동할 수 있기 때문에, 기본(primary) 및 예비(redundant) 소자 개념으로 사용할 수 있다.

## 2.4 LP(Langmuir Probe) 자료 생성 및 전송

IAMMAP의 센서를 통해서 얻은 아날로그 값은 ADC에서 디지털 값으로 변환된 원자료(raw data)가 MCU로 전달되어 모두 패킷 형태로 변환된다. 이때 생성된 자료를 수집하여 본체에 모두 전달할 수 있는 인터페이스가 필요한데, 이 역할을 인터페이스 보드(interface board, IB)가 수행하게 된다.

LP 자료 전송 시에는 명령(command) 및 원격수집정보(telemetry) 전송 인터페이스와 고속 자료 전송 채널을 사용한다. 명령 및 원격수집정보 전송 채널은 본체의 OBC(on-board computer)와 1553B 통신을 통해 명령(command)과 원격수집 정보(telemetry)를 전송할 수 있도록 한다. LP를 이용한 플라즈마 관측을 진행하기 위해 필요한 명령어를 전달할 수 있고, 또한 그에 해당하는 명령어가 입력이 되었는지 확인할 수 있는 응답신호(reply)와 LP의 전류, 내부 온도 등 상태 정보(state of health, SOH)를 수신할 수 있다. 상태 정보 텔레메트리(SOH telemetry)는 LP뿐만 아니라 모든 유닛에서 16초 주기로 생성되어 IB를 거쳐 OBC로 전달된다.

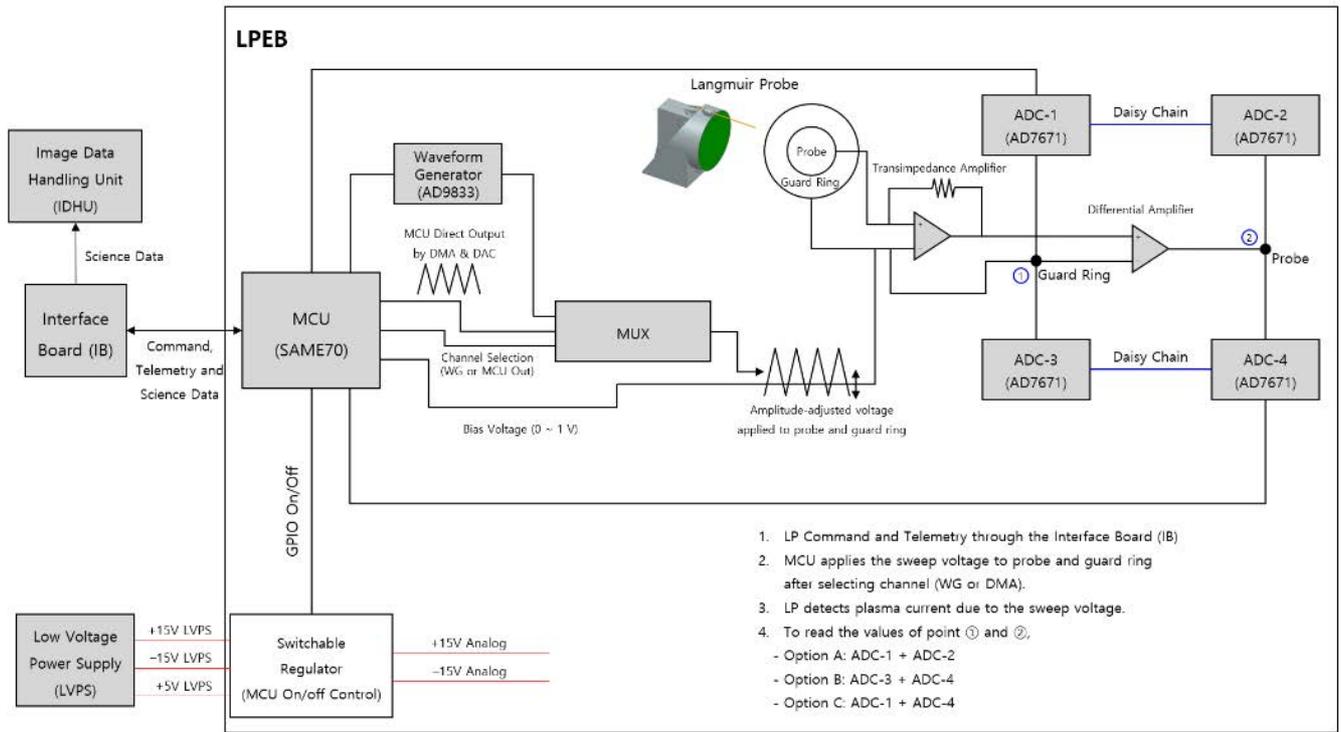
IB로 전송된 관측자료는 채널 링크(channel link)를 통해 IDHU(image data handling unit)로 전송된다. 이 과학 관측 자료를 SD(science data)라고 하며, 최종적으로 Fig. 5와 같이 IDHU로 전달되고, 다른 탐재체의 자료를 포함한 상황에서 X-대역 통신을 수행하는 XTU(X-band transmitter unit)를 통해 지상국에 전달된다.

고속 자료 전송 채널과는 별도로 S-band를 통해 과학 관측 자료 또한 전송하게 되는데, 이를 ST(science telemetry)라고 한다. ST는 어떠한 문제로 XTU가 더 이상 X-band 다운링크(downlink)를 통해 전송하지 못하는 경우를 위한 백업 용 텔레메트리이다. IAMMAP의 ST는 센서에 따라 생성주기가 달라지는데, LP의 경우 ST#0에서 ST#4까지 총 5개의 패킷이 2초 주기로 생성된다. 하지만 S-band의 경우, 속도가 느리고, 자료 용량이 매우 한정적이기 때문에 효율적인 구성이 필요하다.

## 3. 공학 인증 모델(Engineering Qualification Model, EQM) 개발 및 성능 평가

### 3.1 기능 시험

IAMMAP의 공학 인증 모델(EQM)은 프로토타입(prototype) 개발을 마친 이후 2022년 4월

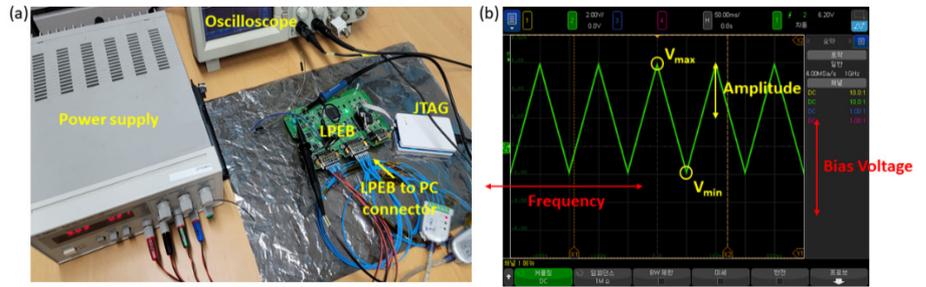


**Fig. 5.** Block diagram of the LP electronic circuit. The MCU determines the channel of the voltage sweep, which is applied to the probe to obtain plasma current. All signals are converted into digital signals via the ADC and sent to the MCU, where data packets are generated. Finally, the packets are transmitted through the IB to the IDHU. MCU, micro-controller unit; ADC, analog-to-digital converter; LPEB, Langmuir probe electronics board; MUX, multiplexer; LP, Langmuir probe.

부터 개발되었다. LP는 프로토타입과 비교했을 때 탐침의 형상과 전자 회로 설계 등 큰 변화는 있지 않다. 다만 아날로그 신호를 수신하는 회로와 DC 전압 인가 방식을 결정하는 회로를 일부 수정하였다. 회로를 일부 수정하거나 비행 소프트웨어(flight software, FSW)를 수정할 경우, 반드시 기능 시험을 수행해야 한다(Fig. 6).

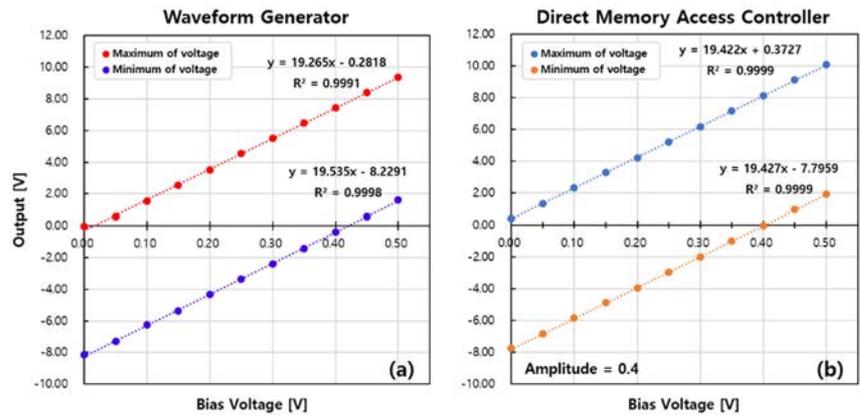
기능 시험에서 중점적으로 확인한 내용은 입력 신호와 출력 신호이다. 여기서 입력 신호는 전압 스위프(voltage sweep)를 의미하고, 출력 신호는 Op Amp를 통해 증폭된 신호를 의미한다. 출력 신호는 오실로스코프(oscilloscope)를 이용해 신호를 직접 확인하는 것뿐만 아니라 생성된 데이터 패킷이 PC로 정상적으로 출력되는지 확인해야 한다. 이는 전압 인가 채널을 선택하는 MUX, 신호를 증폭시키는 Op Amp, 출력 신호를 디지털 값으로 변환시키는 ADC, 그리고 인터페이스를 통해 패킷 형태의 자료를 생성하여 PC로 전송하는 MCU를 전반적으로 확인하는 것이다.

2.3절을 통해 알 수 있듯이 입력 신호는 MUX를 통해 선택한 채널에서 나오는 전압 스위프 신호로 삼각파의 형태로 설계되었다. 따라서 각 채널에서 나오는 신호가 최종적으로 정상 출력되는 지 확인하는 작업이 필요하다. WG는 삼각파의 진폭을 조절할 수 없기 때문에 바이어스 전압(bias voltage)만 조절하여 자료를 얻었다. 반면에 DMAC는 삼각파의 진폭을 조절할 수 있기 때문에 진폭에 변화를 주어 자료를 획득하였다.

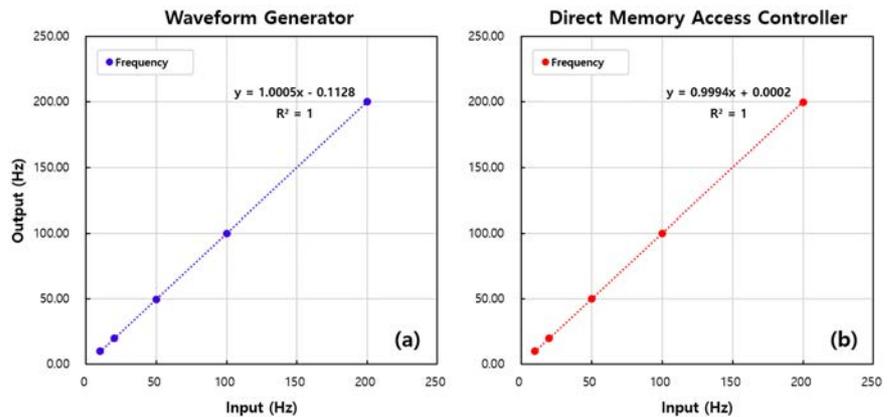


**Fig. 6.** Functional test of LP: (a) test setup, and (b) voltage sweep signal observed on the oscilloscope. LP directly receives the power by replacing LVPS with a power supply. LP, Langmuir probe; LVPS, low voltage power supply; LPEB, LP electronics board; JTAG, Joint Test Action Group.

모든 자료를 획득한 이후에는 선형성을 파악해야 한다. Fig. 7은 바이어스 전압의 변화에 따른 출력 신호의 진폭 변화를 나타낸 그림이다. (a)는 WG 자료 분석 결과이고, (b)는 DMAC 자료 분석 결과이다. 분석 결과 모두  $R^2 \sim 1$ 인 것으로 보아 WG와 DMAC 모두 선형성이 좋음을 알 수 있다. Fig. 8는 주파수의 변화에 따른 출력 신호의 주파수 변화를 나타내는 그림으로, 분석한 결과  $R^2 = 1$ 로 주파수 또한 선형성이 좋음을 확인할 수 있다.



**Fig. 7.** The results of linearity of output voltage: (a) waveform generator, and (b) direct memory access controller.



**Fig. 8.** The results of linearity of output frequency: (a) waveform generator, and (b) direct memory access controller.

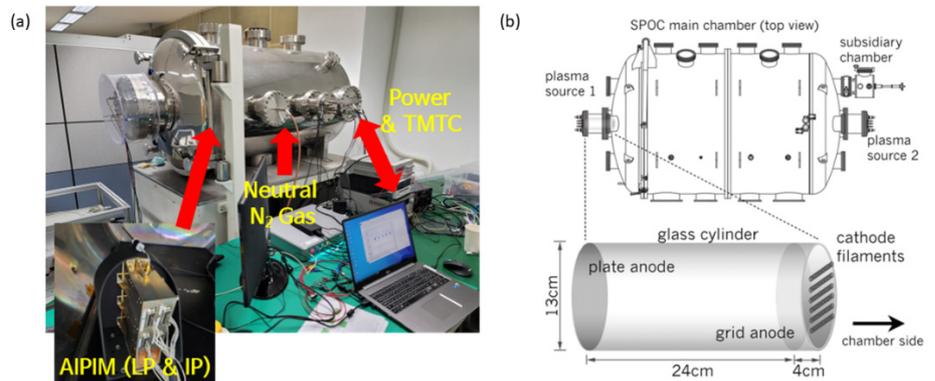
### 3.2 지상 플라즈마 챔버를 이용한 성능 시험

기능 시험이 성공적으로 이루어졌다고 하더라도 우주 환경에서도 정상적으로 작동한다는 보장은 없다. 따라서 우주 플라즈마 챔버를 사용하여 플라즈마를 정상적으로 측정하는 지 확인해야 한다. 플라즈마 챔버를 이용하여 전리권 환경을 모사한 플라즈마 환경에서 LP가 온도와 밀도를 정상적으로 측정하는 지 검증하기 위해 시험을 진행하였다.

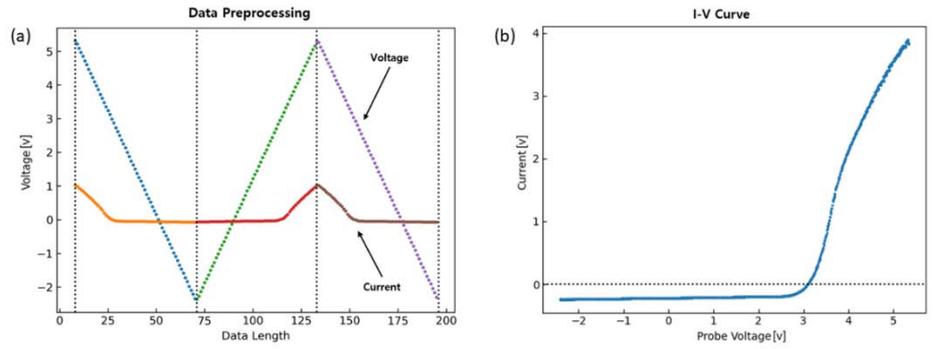
플라즈마 챔버는 안에 들어간 탑재체와 외부와의 통신이 가능하도록 설계되어 있다. 플라즈마 진공 시험을 진행하기 앞서, LP 전자부가 챔버 내 플라즈마로부터 직접적인 영향을 받지 않도록 LP와 IP를 각각의 전장박스 안에 넣어 결합해야 한다. AIPIM과 PC와의 통신이 원활하게 이루어질 수 있도록 설치한 후에 진공 펌프를 이용하여 챔버 내부를 진공 상태로 만든다.

챔버 내부가 진공 상태로 되면 중성 질소 가스를 넣어 플라즈마 소스에 고전압을 인가한다. 플라즈마 소스는 플레이트 양극(plate anode), 그리드 양극(grid anode), 그리고 음극 필라멘트(cathode filaments)로 구성되어 있다. 플라즈마 소스의 작동 원리는 음극 필라멘트에서 방출된 전자들이 그리드 양극을 통과하여 중성 질소 가스를 이온화하여 플라즈마를 형성하는 것이다. 플라즈마가 형성된 상태에서 양극에 전압을 걸어주는 세기에 변화를 주면 플라즈마의 전자 밀도와 온도가 달라진다. Fig. 9의 (a)는 플라즈마 진공 시험을 수행하는 모습이고, (b)는 플라즈마 챔버와 플라즈마 소스이다[7].

플라즈마 진공 시험 자료는 플라즈마 소스의 전압에 변화를 주며 획득하게 된다. 변화되는 플라즈마를 LP로 측정하여 패킷 형태의 자료를 형성하고 PC로 전달한다. 패킷은 크게 헤더(header)와 원자료(raw data)로 구성되어 있으며, 본 시험의 자료 분석은 고속 자료 전송 인터페이스를 통해 얻는 자료를 이용하게 된다. 이때 전송된 자료는 스윕하는 전압과 플라즈마 전류를 측정할 값으로 이루어져 있는데, 측정값을 추출하여 전처리를 진행하면 I-V 곡선을 얻을 수 있다. Fig. 10의 (a)는 자료에서 전압과 전류를 나타낸 그림이고, (b)는 전압과 전류를 일대일 대응을 하여 얻을 수 있는 I-V 곡선이다.



**Fig. 9.** Plasma vacuum test of LP: (a) test setup, and (b) configuration of the plasma chamber [7]. The AIPIM is placed inside the plasma chamber, connected to a PC, and the chamber is evacuated to create a plasma vacuum environment using neutral nitrogen gas. The plasma source consists of a plate anode, grid anode, and cathode filaments. AIPIM, advanced impedance probe for ionospheric monitoring; SPOC, space plasma operation chamber; LP, Langmuir probe; TMTC, telemetry and telecommand.



**Fig. 10.** Data preprocessing of LP: (a) extracting voltage and current values from the LP data received via the high-speed data transmission interface, and (b) plotting the I-V curve. The extracted voltage and current values are mapped one-to-one to generate the plot. LP, Langmuir probe.

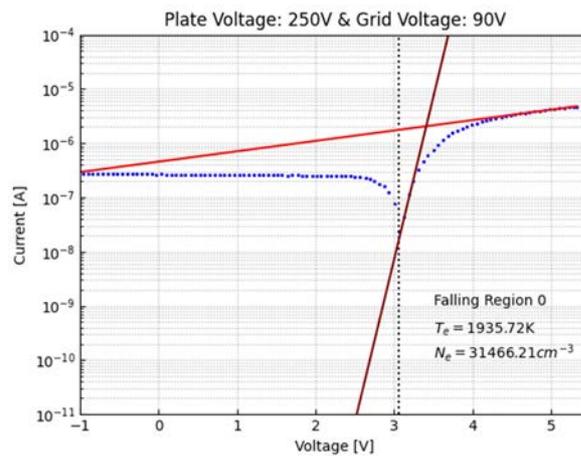
자료 분석하는 방법은 다음과 같다. I-V 곡선을 로그 스케일(logarithmic scale)로 변환한 다음 전자 포화 구간(electron saturation region)과 전자 지연 구간(electron retardation region)에서 각각 선형 피팅(fitting)을 하게 된다(Fig. 11). 피팅하면 두 선형회귀선이 교차하는 지점이 생기는데, 이를 통해 얻어낸 성분들을 Lebreton et al.에서 제시한 알고리즘을 적용하여 플라즈마의 온도( $T_e$ )와 전자 밀도( $N_e$ )를 유도할 수 있으며, 이때 적용한 수식은 다음과 같다.

$$T_e = \frac{e}{k_B A_{ret}} \tag{1}$$

여기에서  $k_B$ 는 볼츠만 상수,  $e$ 는 전자 전하량, 그리고  $A_{ret}$ 는 전자 지연 구간에서의 선형회귀선 기울기이다.

$$N_e = \frac{I_e}{e A_e} \sqrt{\frac{M_e}{k_B T_e}} \tag{2}$$

여기에서  $I_e$ 는 전류,  $A_e$ 는 탐침의 단면적, 그리고  $M_e$ 는 전자 질량이다.



**Fig. 11.** I-V curve converted to a logarithm scale. Linear fitting in the electron saturation and electron retardation region allows estimation of the plasma temperature and electron density.

플라즈마 소스의 플레이트 전압(plate voltage)과 그리드 전압(grid voltage)에 변화를 주면서 플라즈마의 온도와 전자 밀도를 측정하였다. 측정된 결과들은 Table 1의 요구 조건을 모두 만족하는 것을 알 수 있다. Fig. 12는 그리드 전압 변화에 따른 플레이트 전류(plate current) 변화를 나타낸 그림으로, 플라즈마 챔버가 정상적으로 작동하여 플라즈마가 문제없이 생성됨을 확인할 수 있다.

Fig. 13은 그리드 전압이 변하면서 플라즈마 온도와 전자 밀도가 어떻게 변하는지 나타낸 그림이다. 그리드 전압이 증가함에 따라 약간의 오차를 고려하여 온도는 큰 변화를 보이지 않고, 전자 밀도는 증가함을 알 수 있다. 플라즈마 진공 시험을 통해, 플라즈마 환경에서 LP가 정상적으로 동작한다는 것과 플라즈마 또한 정상적으로 측정할 수 있음을 확인할 수 있다.

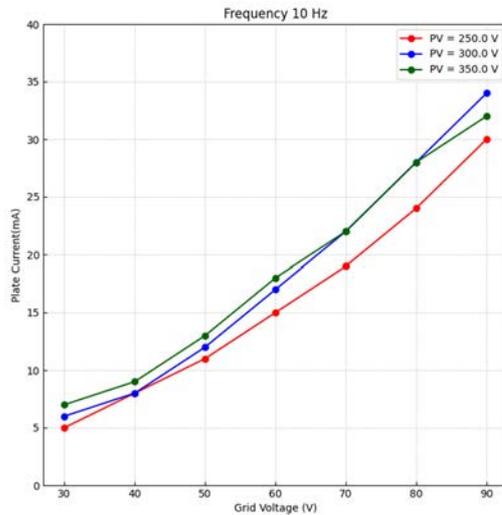


Fig. 12. Variation of plate current with grid voltage. As the grid voltage increases, the plate current also increases accordingly. PV, plate voltage.

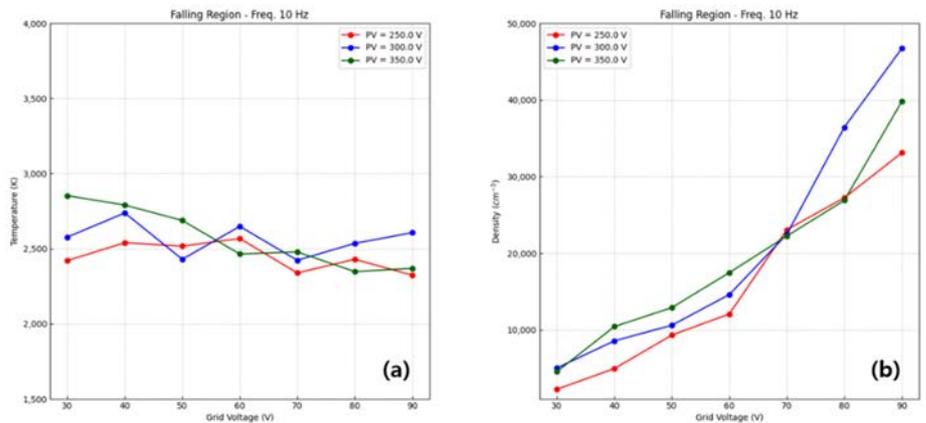


Fig. 13. Variation of plasma temperature and density according to the grid voltage change. Variation of the (a) temperature and (b) electron density of plasma with grid voltage. Red line is 250 V, blue line is 300 V, and green line is 350 V of the plate voltage. PV, plate voltage.

### 3.3 자료 전송량에 따른 플라즈마 측정 가능성

IAMMAP의 자료는 2.4절에서 알 수 있듯이 위성 안테나를 이용하여 X-band 혹은 S-band 를 통해 지상으로 전달된다. 분석할 원자료는 S-band 패킷인 ST와 X-band 패킷인 SD에 모두 포함되어 있으므로, 두 대역의 자료를 각각 수신하여 전처리한 후 분석을 진행하면 큰 차이가 없을 것으로 보인다.

그러나 두 대역 간의 원자료량은 현저히 차이가 난다. SD는 고속으로 많은 양의 자료를 전송할 수 있어 자료 분석에 충분하지만, ST는 매우 한정적인 자료 전송량을 가진다. 현재 SD는 초당 10개의 패킷이 들어오며 패킷 하나의 원자료가 1,000 byte이다. 즉, 패킷 하나의 원자료는 500 pt(point)이며, 전압 스위칭 및 플라즈마 전류 값으로 이루어져 있다. 반면, ST는 #0에서 #4까지 총 5개의 패킷으로 이루어져 있으며, 2초마다 한 번씩 들어오게 된다. 원자료는 ST#0에서 24 pt이고, ST#1, #2, #3, #4에서 각각 28 pt로 총 136 pt의 원자료를 포함하고 있다. 결국 초당 포인트 개수를 비교하면 SD는 5,000 pt/sec이고, ST는 68 pt/sec로 상당히 큰 차이가 난다.

이러한 차이로 인해 한정적인 데이터양을 가진 ST를 효율적으로 구성하기 위해 정확히 샘플링해야 한다. 즉, 플라즈마의 온도와 전자 밀도를 측정하기 위해 필요한 최소한의 데이터양을 파악하는 것이 필요하다. 따라서, ST의 원자료를 어떻게 구성할 지 확인하기 위해 데이터양을 줄여가면서 측정된 결과를 확인하였다. Fig. 14는 3.2절에서 얻은 SD에서 데이터 포인트를 임의로 다르게 했을 때의 I-V 곡선을 선형 피팅한 결과이다. Fig. 14의 (a)는 ST의 데이터양만큼 임의로 골라 선형 피팅한 I-V 곡선이고, (b)는 (a)의 데이터양의 절반을 임의로 골라 선형 피팅한 I-V 곡선이다. (a)는 LP 특성에 맞게 범위 안으로 측정을 한 반면, (b)는 선형 피팅이 수직으로 피팅되면서 올바르게 측정하지 못했음을 보여준다. (b)와 같이 기존 자료의 절반의 포인트로 했을 때 정확히 측정하지 못하는 현상을 확인하였다. 따라서, 데이터 포인트 개수가 최소 ST의 데이터양만큼은 있어야 플라즈마의 온도와 전자 밀도를 측정이 가능함을 알 수 있다.

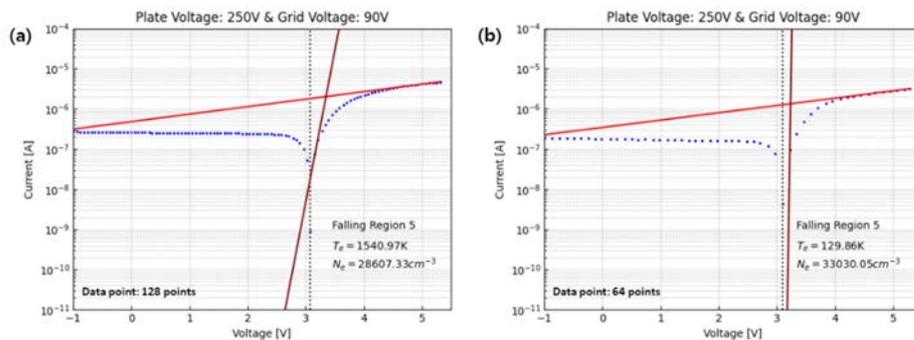


Fig. 14. Results of linear fitting of the I-V curve using data points randomly selected from SD: (a) fitting result with the same number of data points as ST, and (b) fitting result with half the data points of (a). The fitting in (b) is less accurate due to the reduced number of data points. SD, science data; ST, science telemetry.

## 4. 비행 모델 개발 및 설계

### 4.1 FM(Flight Model) 주요 변경 사항

EQM 검증을 마친 후, 2023년 11월부터 FM 개발을 착수하였다. FM은 EQM과 대부분 동일한 설계를 유지하지만, 우주 환경에서의 장기간 임무를 수행하기 때문에 신뢰성과 내구성을 향상시키는 방향으로 개선하였다.

하드웨어 주요 변경 사항 중 하나는 열과 방사선에 강한 MCU로 교체한 것이다. 현재 EQM은 MCU를 COTS(commercial on-the-shelf) 부품으로 설계되어 있는데, FM은 실제 우주 환경에서 운영되기 때문에 교체가 불가피하다. 그러나 기능적으로는 큰 차이가 없기 때문에 회로 상에는 문제없이 사용할 수 있다. 구조 변경은 거의 없으나, LP 박스 표면뿐만 아니라 IAMMAP의 S-box(AIPIM)과 E-box까지 전체적으로 블랙 아노다이징(black anodizing)을 적용하여 표면처리를 수행하였다. 이는 부식, 마모로부터 탑재체를 보호할 수 있으며, 외부 방사선을 차단하고, 열 방출에 유리하여, 탑재체 온도를 안정적으로 유지하는데 도움을 준다.

하드웨어 및 구조 변경은 거의 없는 반면, 비행 소프트웨어(FSW)에는 큰 변화가 있다. 가장 큰 변화는 LP 운용 시나리오를 적용한 것이다. LP 운용 시나리오에 대해서는 4.2절에서 다루고자 한다. 실제 위성 탑재체 운용함에 있어 명령 체계를 단순화하는 과정이 필요하며, 이로 인해 LP운용 시나리오를 포함한 여러 명령들을 단순화하는 과정을 거치게 되었다.

### 4.2 LP(Langmuir Probe) 운용 시나리오

LP 운용 시나리오는 전리권 플라즈마 환경에서 탐침에 인가하는 전압 스위칭을 어떠한 방식으로 할 것인지 미리 계획하여 작성한 것이다. 3.1절과 같이 기능 시험을 진행하여 소프트웨어에서는 레코드(record)로 표현하고 있으며, LP의 운용 시나리오는 Table 2와 같다.

레코드#0에서 #8까지는 채널을 DMAC로 생성된 삼각파로, #9에서 #11까지는 WG로 생성된 삼각파로 시나리오가 작성되어 있다. 레코드#12는 플라즈마 관측을 하지 않을 때 하드웨어적으로 무리하지 않고 안정화될 수 있도록 하는 시나리오이다. 레코드#13은 사용자가 편집할 수 있는 시나리오로, 채널을 DMAC로 쓰기 때문에, 사용자가 원하는 진폭과 주파수의 삼각파를 생성할 수 있다. 위성 운용 시에는 명령을 통해 레코드#0에서 #12중 하나를 선택하여 시나리오를 설정할 수 있다. 만약 레코드#13로 설정하여 플라즈마를 측정하려면, 명령을 통해 Table 2와 같이 각 파라미터를 입력한 후, 레코드#13을 선택하면 된다.

## 5. 요약 및 결론

본 논문에서는 차세대중형위성 3호 과학탑재체 IAMMAP LP EQM를 검증하기 위한 기능 시험과 플라즈마 진공 시험에 대한 결과와 FM 개발 과정을 다루었다. LP EQM은 기능 시험, 플라즈마 진공 시험, 환경 시험 등 요구 조건을 모두 만족할 수 있도록 개발과 검증을 기간에 맞춰 진행해왔다.

**Table 2.** Operational scenarios (records) of LP EQM

Record no.	Channel	DMAC frequency (Hz)	DMAC amplitude (V)	WG frequency (Hz)	Bias voltage (V)	Output voltage (V)
0	DMAC	10	0.425	10	0.310	-2 ~ 13
1	DMAC	5	0.425	5	0.310	-2 ~ 13
2	DMAC	2	0.425	2	0.310	-2 ~ 13
3	DMAC	10	0.585	10	0.415	-3 ~ 13
4	DMAC	5	0.585	5	0.415	-3 ~ 8
5	DMAC	2	0.585	2	0.415	-3 ~ 8
6	DMAC	10	0.745	10	0.520	-4 ~ 10
7	DMAC	5	0.745	5	0.520	-4 ~ 10
8	DMAC	2	0.745	2	0.520	-4 ~ 10
9	WG	10	0.425	10	0.310	-2 ~ 6
10	WG	5	0.425	5	0.310	-2 ~ 6
11	WG	2	0.425	2	0.310	-2 ~ 6
12	DMAC	10	0.425	0	0.310	-2 ~ 13
13	DMAC	Editable	Editable	Editable	Editable	variable

LP, Langmuir probe; EQM, engineering qualification model; DMAC, direct memory access controller; WG, waveform generator.

기능 시험에서는 전압 스위프 채널에 문제가 없는지, 노이즈가 많이 있는지, 전압 스위프의 주기와 진폭은 알맞게 조절되는지 모두 확인하였다. 기능 시험을 통해 모든 출력 신호가 왜곡 없이 정상적으로 잘 나온다는 것을 확인하였다.

우주 플라즈마 챔버를 이용한 플라즈마 진공 시험은 챔버 내부에서 LP와 IP를 결합하여 진공 상태에서 수행되었다. 챔버 내에 플라즈마 환경을 만들어 탐침을 통해 플라즈마를 직접 측정하여 성능을 확인하였다. 일차적으로 플라즈마 전류가 노이즈 없이 잘 측정되었고, 자료 획득 또한 문제없이 잘 이루어졌다. 획득한 자료는 전처리 과정을 거쳐 I-V 곡선을 얻었고, 이를 통해 플라즈마의 전자 밀도와 온도를 측정하였다. 분석한 결과, 전자 밀도는  $10^4$ - $10^6$   $\text{cm}^{-3}$ 의 범위 안에, 온도는 600-3,000 K의 범위 안에 측정되었으며, EQM 요구 조건을 만족하였다.

자료 전송량에 따른 플라즈마 측정 가능성도 검토하였다. IAMMAP의 자료는 S-band와 X-band를 통해 지상으로 전달되며, 특히 ST는 자료 용량이 제한적이기 때문에 이를 효율적으로 활용하여 플라즈마의 온도와 전자 밀도를 분석할 수 있는 방법이 필요하다. 이를 위해 한

정된 ST 용량을 효율적으로 활용하여 플라즈마 측정을 최적화할 수 있도록 구상하여 FM에 적용할 수 있도록 개발을 진행하고 있다.

LP FM은 EQM과 거의 차이가 없지만 MCU를 열과 방사선에 강한 우주급 부품으로 교체하여 그에 맞게 하드웨어와 소프트웨어를 최적화하였다. FSW에서는 LP 운용 시나리오를 작성하여 명령 구조를 간소화하고, 플라즈마 관측의 효율성을 높였다. 또한, LP 박스 표면뿐만 아니라 전체 표면을 블랙 아노다이징(black anodizing) 처리하여 전리권 플라즈마 환경에서 안정적으로 임무를 수행할 수 있도록 하였다. 결론적으로 LP는 개발 요구 조건을 모두 만족함을 확인하였으며, 앞으로 FM 환경시험과 본체와의 종합 조립 시험을 진행할 예정이다. 2025년 말 발사 예정인 차세대중형위성3호에 탑재될 IAMMAP은 플라즈마 및 자기장 측정을 통해 전리권 관측과 더불어 우주 환경 연구에도 큰 기여를 할 것으로 기대한다.

## 감사의 글

본 연구는 과학기술정보통신부가 지원하는 한국연구재단의 차세대중형위성 3호 개발 사업(NRF-2021-M1A3A4A06086639)과 뉴스페이스 리더 양성 사업(NRF-2021-M1A3C2078744)의 지원을 받아 수행된 연구 결과이며 이에 감사드립니다.

## References

1. Lebreton JP, Stverak S, Travnicek P, Maksimovic M, Klinge D, et al., The ISL Langmuir probe experiment processing onboard DEMETER: scientific objectives, description and first results, *Planet. Space Sci.* 54, 472-486 (2016). <https://doi.org/10.1016/j.pss.2005.10.017>
2. 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 plasma probe (IAMMAP) for the CAS500-3 Satellite, *J. Astron. Space Sci.* 39, 117-126 (2022). <https://doi.org/10.5140/JASS.2022.39.3.117>
3. 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>
4. Hong J, Shin Y, Chun S, Youk S, Kim J, et al., Scientific objectives and mission design of ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe (IAMMAP) for a sounding rocket in low-altitude ionosphere, *J. Space Technol. Appl.* 4(2), 153-168 (2024) <https://doi.org/10.52912/jsta.2024.4.2.153>
5. Lee JC, Min KW, Ryu K, Kang KI, Shin GH, et al., Space plasma detectors on NEXTSat-1 for ionospheric measurements, *J. Korea Phys. Soc.* 1393-1401 (2018). <https://doi.org/10.3938/jkps.72.1393>

6. Ryu K, Lee S, Woo CH, Design and validation of impedance probe for platform-independent ionospheric plasma diagnostics, *Curr. Appl. Phys.* 51, 71-79 (2023). <https://doi.org/10.1016/j.cap.2023.05.003>

7. 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(4), 343-351 (2017). <https://doi.org/10.5140/JASS.2017.34.4.413>

### Author Information

**박수환** shpark1013@kaist.ac.kr



경북대학교 천문대기과학과에서 2022년에 석사 학위를 취득하였으며, 2023년부터 KAIST 인공위성연구소에서 위성탐재체 개발 연구 업무를 수행하고 있다. 현재 차세대중형위성3호 우주과학 탐재체 개발 사업에 참여하여 플라즈마 검출기 개발 및 검증 업무를 수행하고 있다.

**홍지민** hjm0137@kaist.ac.kr



충남대학교 우주지질학과에서 2022년에 석사 학위를 취득한 후, 2023년부터 KAIST 인공위성연구소에서 재직 중이다. 현재는 2025년 발사예정인 차세대중형위성 3호의 우주과학 탐재체 SW개발 및 데이터분석 업무를 수행하고 있다.

**이승욱** lsu1080@kaist.ac.kr



충북대학교에서 2024년에 천문우주학 박사 학위를 취득하여, KAIST 인공위성연구소에서 재직 중이다. 현재 차세대중형위성 3호 우주과학 탐재체의 플라즈마 검출기와 자기장 측정기 개발을 담당하고 있으며, 능동 제어 실증 위성 개발 업무를 수행하고 있다.

**박성옥** sopark12@kaist.ac.kr



전북대학교 전산통계학과에서 1996년 석사 학위를 취득한 후, 2001년부터 KAIST 인공위성연구소에서 소프트웨어 개발 및 위성 운용 업무를 수행하였다. 현재 OBC/탐재체 비행 소프트웨어 개발, 지상 소프트웨어 개발, 시험 및 위성 운용과 관련된 연구를 수행하고 있다.

**김진규** bkchoi@kasi.re.kr



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

**최두영** dooyoung@chungbuk.ac.kr



충북대학교 천문우주학과에서 2022년 석사학위를 취득하였으며, 2024년 동 대학원 박사과정을 수료하였다. 위성 탐재용 자기장 측정 장비 개발에 참여하였으며, 현재 태양권 전류판에 대한 연구를 수행하고 있다.

## Author Information

**구본주** jbbond9@kaist.ac.kr



Toyohashi University of Technology(일본) 전자정보 공학박사 학위를 2011년에 취득하였으며, 현재 KAIST 인공위성연구소에서 탐재컴퓨터, 대용량 저장장치, 비전센서, 이미지 처리장치의 개발 업무를 수행하고 있다.

**박재흥** pj@kasi.re.kr



2000년대 초 인공위성연구소에서 과학기술 위성 1호 고에너지 입자 검출기 개발 및 정전 분석기 지상 검교정, 과학기술위성 2호 저온 플라즈마 진단기 제작 등에 참여한 바 있고, 2014년부터 한국천문연구원에서 위성용 우주 환경 감시기 제작 및 자료 활용, 도요큐브위성용셋 지상국 구축 및 관제 업무 등을 수행하고 있다.

**차원호** whcha@kaist.ac.kr



KAIST 인공위성연구소에서 위성 구조 연구 개발을 하고 있으며, 2005년 충남대학교 기계설계과 석사 학위를 취득하였으며, 현재 인공위성 구조 개발, 우주 환경시험, 위성 부품 개발 및 큐브위성 발사관과 분리 장치 개발을 수행하고 있다.

**유광선** kwangsun@kaist.ac.kr



KAIST 물리학과에서 2000년에 박사를 취득하였으며, 현재 KAIST 인공위성연구소에서 우주플라즈마 및 과학탐재체 관련 연구를 수행하고 있다. 2025년 발사예정인 차세대중형위성 3호의 과학탐재체 IAMMAP (ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasma-probe: 플라즈마 관측기 및 자력계)의 연구책임자를 역임하고 있다.

**장일영** jiy10@kaist.ac.kr



전북대학교 항공우주공학과에서 2014년 학사 학위를 취득한 후, 2014년 한국항공우주연구원에서 아음속풍동시험 업무를 수행하였으며, 2018년 부터 현재까지 KAIST 인공위성연구소에서 위성 구조체 개발 및 환경시험과 관련된 연구를 수행하고 있다.

기술논문

# 우주 로봇 위성의 개발 및 기술 동향

신한섭<sup>1,2</sup>, 김해동<sup>3†</sup>

<sup>1</sup>경상국립대학교 항공우주 및 소프트웨어공학부

<sup>2</sup>한국항공우주산업

<sup>3</sup>경상국립대학교 항공우주 및 소프트웨어공학부



Received: August 13, 2024

Revised: September 9, 2024

Accepted: September 23, 2024

†Corresponding author :

Hae-Dong Kim

Tel : +82-55-772-1641

E-mail : haedkim@gnu.ac.kr

## A Trends on a Development and Technology of Robotic Spacecraft

Han-Seop Shin<sup>1,2</sup>, Hae-Dong Kim<sup>3†</sup>

<sup>1</sup>Department of Aerospace and Software Engineering, Gyeongsang National University, Jinju 52828, Korea

<sup>2</sup>Korea Aerospace Industries, Sacheon 52529, Korea

<sup>3</sup>Department of Aerospace and Software Engineering, Gyeongsang National University, Jinju 52828, Korea

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

Han-Seop Shin

<https://orcid.org/0009-0002-1235-6939>

Hae-Dong Kim

<https://orcid.org/0000-0001-9772-0562>

### 요약

뉴스페이스(New Space) 시대에 이르러 궤도상 서비스(OOS, on orbit servicing) 임무를 수행하기 위한 인공위성들이 개발되고 있으며, 우주 로봇 위성, 우주 로봇팔, 우주 로봇 로버를 개발하여 서비스를 제공하려는 업체들이 생겨나고 있다. 궤도상 서비스를 위한 다양한 임무는 고장수리, 재급유, 견인, 구성품 교체, 우주 상 건설 등의 여러 임무가 있으며, 이를 수행하기 위해 로봇팔 탑재체가 탑재된 로봇 위성 및 우주 로버 등이 개발되어야 한다. 궤도상 서비스 임무를 수행하는 우주 로봇 위성의 개발은 해외에서는 다양한 업체 및 기관을 통해서 이루어지고 있으나, 국내에서는 그리 많지 않다. 본 논문에서는 우주 로봇 위성을 개발하는 해외 업체에 대해서 소개 및 정리하였으며, 우주 로봇 위성을 개발하기 위해 해외 업체에서 개발 및 적용한 기술에 대해서 기술하였다.

### Abstract

In the era of New Space, satellites for performing on-orbit serving (OOS) missions are being developed, and companies are emerging to provide services by developing space robot satellites, space robot arms, and space robot rovers. Various missions for servicing in orbit include failure repair, refueling, towing, component replacement, and space construction, and to perform this, robot satellites and space rovers equipped with robot arm payloads must be developed. The development of space robot satellites that perform on-orbit serving missions is carried out by various companies and institutions overseas, but there are not many in Korea. In this paper, foreign companies that develop space robot satellites were introduced and organized, and technologies developed and applied by foreign companies to develop space robot satellites were described.

**핵심어 :** 궤도상 서비스(OOS) 인공위성, 로봇 위성, 로봇 팔

**Keywords :** on-orbit servicing (OOS) spacecraft, robotic spacecraft, robotic arm

## 1. 서론

기존 위성은 주로 지구 관측, 기상 관측, 통신, 정찰, 심우주 관측 등의 임무를 수행했으며, 이러한 임무는 움직이지 않고 고정된 탑재체로 수행될 수 있다. 반면, 우주 로봇팔이 달린 우주 로봇 위성과 바퀴가 달린 우주 로버 등은 임무를 수행하기 위해 지속적으로 동작해야 한다는 특징이 있다. 또한, 위성의 구조체 내부에 존재하는 것이 아니라 극한의 우주 환경에 직접적으로 노출되어 있다는 점에서 개발 상의 여러 어려움이 따른다.

본 논문은 뉴스페이스 시대에 주로 개발되고 있는 우주 로봇팔과 이를 탑재한 로봇 위성 및 우주 로버에 대한 해외 업체들의 기술 개발 동향을 기술하였다.

2장에서는 우주 로봇팔, 우주 로버 및 우주 로봇을 개발하는 해외 업체 및 기관들에 대한 소개 및 개발 사항을 기술하였으며, 3장에서는 2장에서 소개하였던 업체들이 우주 로봇팔, 우주 로버 및 우주 로봇을 개발할 때 특히 중요하게 적용한 기술이 무엇인지 기술하였다.

본 논문은 해외에서 개발되고 있는 우주 로봇 위성 및 우주 로버 등의 개발 사례를 소개하여 우주 로봇 위성을 개발하려는 국내 업체들을 위한 개발 방향을 제시해 보고자 한다.

## 2. 우주 로봇 위성 해외 업체 개발 동향

### 2.1 GITAI[1]

#### 2.1.1 업체 소개

GITAI는 일본의 우주 개발 로봇 스타트업 기업으로, 다양한 우주 개발을 위한 다목적 로봇 팔 및 우주 로버를 개발하는 일본의 스타트업 기업이다.

#### 2.1.2 개발 제품 및 서비스

GITAI에서 개발한 제품은 아래와 같다.

##### - Inchworm Robot

: 인치웜 로봇(Inchworm Robot)은 표면을 "걸어다니는" 고유의 이동 방식을 사용하여 우주 정거장 및 위성에서 다양한 작업을 수행할 수 있으며, hand 부분이 교체 가능하여 다양한 도구가 사용될 수 있음(Fig. 1).

: 길이 2 m, DOF 7 + 2, 양쪽 끝 그라플 엔드 이펙터(grapple end effector), 제어(자율/원격 조종).

##### - Lunar Rover

: GITAI Lunar Rover는 달 탐사 및 인프라 개발을 위해 설계된 첨단 로봇 시스템임. 달 표면에서 다양한 작업을 수행할 수 있도록 설계되었으며, 인간의 개입 없이도 자율적으로 작동할 수 있음(Fig. 2).

##### - S2 Robotic Arm System

: GITAI의 S2 로봇팔 시스템은 국제 우주 정거장(International Space Station, ISS) 외부에서 자율적으로 작동하며, 조립, 유지보수, 제조 작업을 수행할 수 있음(Fig. 3).



Fig. 1. Inchworm Robot.

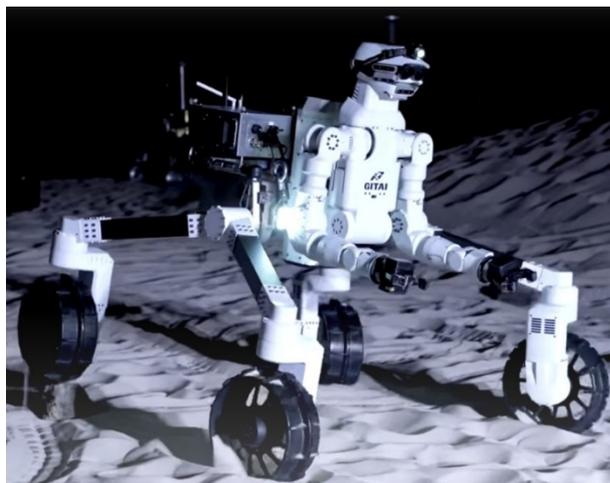


Fig. 2. GITAI Lunar Rover.



Fig. 3. S2 Robotic Arm System.

GITAI에서 수행하는 서비스는 아래와 같다.

- Space Station Support

: GITAI는 검증된 로봇팔 시스템을 이용하여 국제우주정거장(ISS) 및 저궤도(LEO)의 상업용 우주정거장에 IVR(intervehicular robots) 및 EVR(extravehicular robots) 서비스를 제공함.

: "그래플 엔드 이펙터"가 있는 GITAI의 자율 로봇 팔은 태양 전지판 조립, 반복적인 기어 링, 이동 페이로드 및 스테이션 모듈, 검사 및 수리, EVA(human extravehicular activities) 지원 및 우주선 접안 지원과 같은 필수 응용 분야에 대한 민첩성을 최적화할 수 있도록 사용될 수 있음.

#### - ISAM Service

: ISAM(in-space servicing, assembly, and manufacturing) 서비스.

: 해당 서비스를 통해 재급유를 통한 수명 연장, 검사, 조립, 제조, 우주 쓰레기 제거 부품 교체, 우주 상 건설 등 다양한 서비스를 제공할 수 있음.

#### - Lunar Exploration

: 달 탐사 로버 및 탑재 로봇팔을 활용하여 달 기지 건설을 위한 인프라 구축, 로봇 노동 솔루션 제공, 달 탐사 및 채굴, 검사/유지보수/조립 등 다양한 작업 수행 가능함.

## 2.2 Maxar Technologies[2]

### 2.2.1 업체 소개

Maxar Technologies는 미국 콜로라도에 본사를 둔 항공우주 및 방위 산업 기업으로, 위성, 지리 공간 정보 및 로봇 공학 기술을 개발하는 선도적인 회사이다. Maxar는 우주 탐사, 궤도 내 서비스 및 우주 탐사를 위한 다양한 로봇팔을 개발하고 있으며, NASA를 비롯한 여러 정부 및 상업 기관과 협력하여 위성 연료 보급, 조립 및 수리 작업을 위한 로봇 시스템 개발 등 다양한 우주 임무를 지원하고 있다.

현재는 SUMO라는 인공위성에 탑재된 FRIEND 로봇팔을 제작한 SSL(Space System Loral)이라는 회사가 본 회사에 합병되었다.

### 2.2.2 개발 제품 및 서비스

Maxar Technologies에서 수행하는 서비스는 아래와 같다.

#### - Mars rovers 로봇팔

: 총 여섯 개의 화성 로버 및 착륙선에 로봇팔을 공급하였으며, 이 로봇팔은 화성 표면에서의 탐사, 시료 채취, 분석 작업을 수행함(Fig. 4).

: Spirit, Opportunity, Curiosity, Phoenix, Insight, Perseverance 로버 등 화성 탐사 임무에서 사용된 로봇팔을 개발함.

: Maxar는 NASA가 주관하는 OSAM-1(On-Orbit Servicing, Assembly, and Manufacturing) 임무 프로젝트의 위성 플랫폼 버스(Bus)와 로봇팔을 제공함(Fig. 5).

: Maxar는 SPIDER(Space Infrastructure Dexterous Robot) 로봇팔을 개발하여 우주에서 대형 구조물을 조립하는 기술을 개발 중에 있음(Fig. 6).

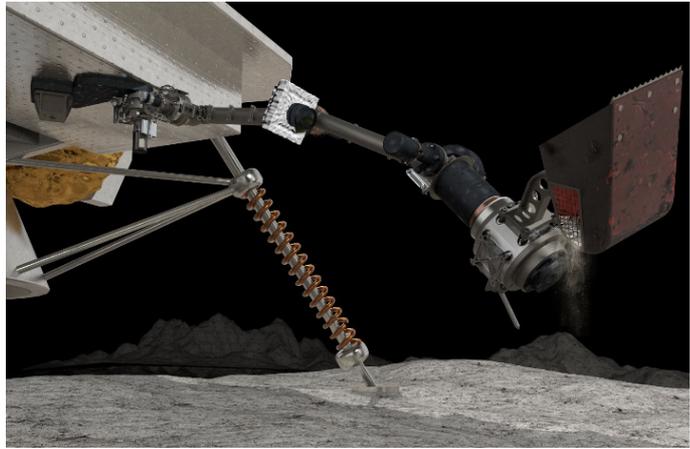


Fig. 4. Mars rovers Robotic Arm.

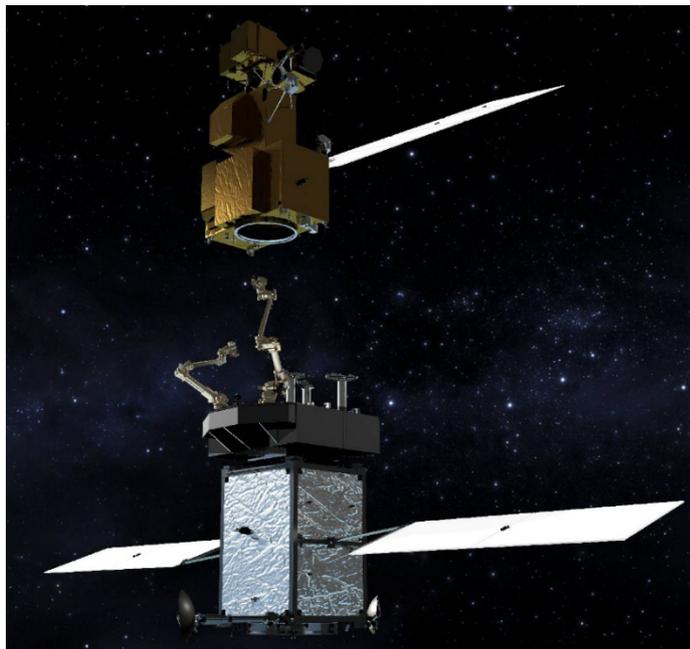


Fig. 5. OSAM-1 (Restore-L) mission concept.

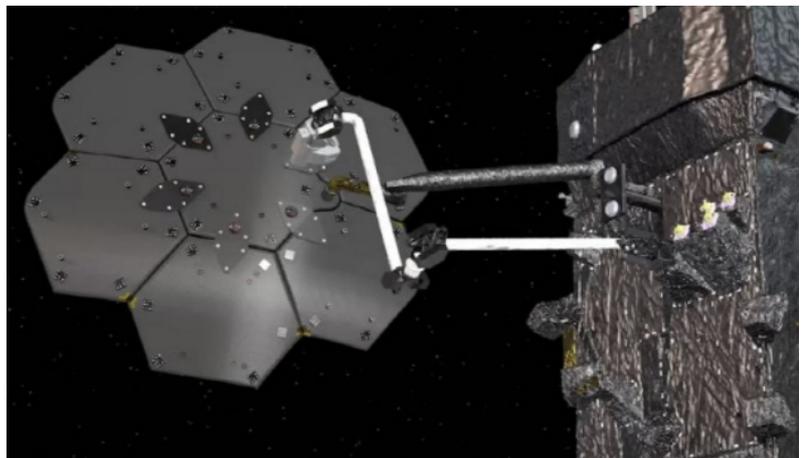


Fig. 6. SPIDER Robotic Arm.

## 2.3 Motiv Space Systems[3]

### 2.3.1 업체 소개

Motiv Space Systems는 2014년에 설립된 미국 캘리포니아주 패서디나에 본사를 둔 우주 로봇 공학 및 모션 제어 시스템 개발 회사이다. NASA와 JPL의 주요 파트너로, 화성 탐사 로버를 위한 로봇팔을 설계 및 제작했으며, 이 로봇팔은 화성 표면에서 샘플을 채취하고 분석하는 작업을 수행하였다.

### 2.3.2 개발 제품 및 서비스

Motiv Space Systems에서 개발한 제품과 수행하는 서비스는 아래와 같다.

- xLink Robotic Arm

: 모듈형, 확장형 로봇팔 시스템으로, 다양한 우주 임무에 유연하게 적용할 수 있으며, NASA의 OSAM-2(Orbit Servicing, Assembly, and Manufacturing-2) 미션에서 3D 프린팅된 태양 전지판을 배치하는 작업을 수행함(Fig. 7).

- ModuLink

: 고도의 모듈화 및 확장성을 가진 우주용 로봇 시스템으로, 수리 및 교체, 급유, 우주 쓰레기 제거, 제조, 견인 등의 임무를 수행할 수 있음(Fig. 8).

- Mars 2020 Perseverance Rover 로봇 팔

: Motiv에 의해서 개발되었으며, NASA의 Mars 2020 Perseverance 로버에 사용된 주요 로봇 팔로, 화성 표면의 샘플 수집 및 분석 작업을 수행함. 2.1 m 길이의 5 자유도 로봇 팔로, 중요한 과학 도구들을 장착하고 있으며, 극한의 화성 환경에서도 작동할 수 있도록 설계되었음(Fig. 9).



Fig. 7. xLink Robotic Arm.

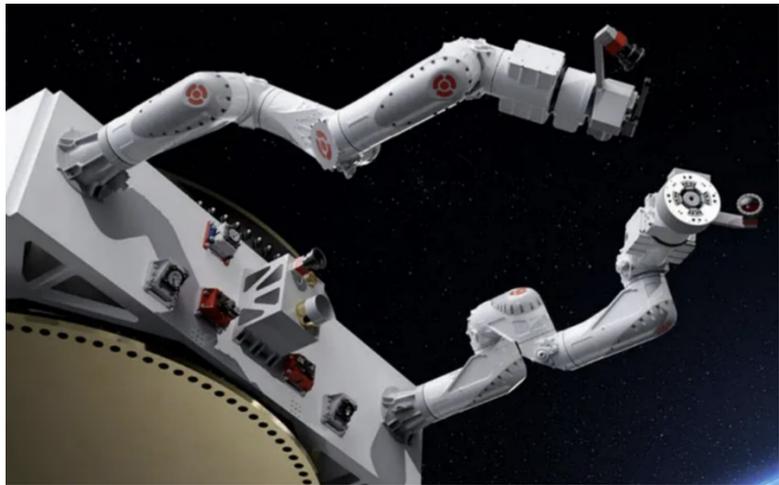


Fig. 8. ModuLink Robotic Arm.

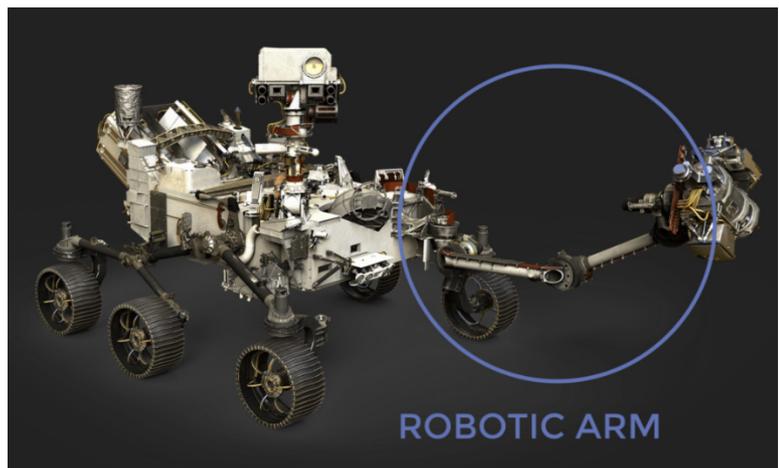


Fig. 9. Mars 2020 Perseverance Rover Robotic Arm.

Motiv는 OSAM-1 임무 프로젝트를 위해 고급 모션 제어 전자 장치를 제공하여 로봇팔의 움직임과 말단 장치의 작동을 제어하는 데 중요한 역할을 하였다.

## 2.4 Astroscale[4]

### 2.4.1 업체 소개

Astroscale는 2013년에 설립된 일본에 본사를 둔 회사로, 우주에서의 지속 가능한 발전을 위해 다양한 궤도 내 서비스 솔루션을 제공한다. 인공위성 수명 연장, 궤도 상황 인식, 인공위성의 운용 종료 및 우주 잔해 제거와 같은 서비스를 제공한다. 전 세계적으로 위성 운영자들에게 위험을 줄이고, 수익을 증대시키며, 임무 성공률을 높이기 위한 혁신적이고 확장 가능한 솔루션을 제공할 수 있다.

### 2.4.2 개발 제품 및 서비스

Astroscale에서 개발한 제품과 수행하는 서비스는 다음과 같다.

- End-of-Life Services(EOL)
  - : ELSA-d(End-of-Life Services by Astroscale-demonstration)는 세계 최초의 상업용 우주 잔해 제거 기술 시연 임무로, 자기 캡처 기술을 활용하여 저궤도 인공위성 서비스에 필요한 기술을 검증함.
  - : ELSA-M은 다중 클라이언트를 대상으로 한 제거 서비스로, 여러 위성을 한 번의 임무로 제거하여 서비스를 제공할 수 있음(Fig. 10).
  
- 능동 이물질 제거(active debris removal, ADR)
  - : ADRAS-J는 일본 JAXA와 협력하여 폐기된 일본 로켓 단계를 제거하기 위한 임무이며, 2025년에 시작될 예정임.
  
- 수명 연장(life extension, LEX)
  - : Astroscale은 미 국방부와 협력하여 궤도 내 연료 보급 위성을 개발하고 있으며, 위성의 수명을 연장하기 위한 연료 보급 서비스를 제공함.
  
- COSMIC(Cleaning Outer Space Mission through Innovative Capture)
  - : 진보된 우주 쓰레기 포집 기술을 활용하여 우주 쓰레기 제거를 통한 우주 환경 청소 서비스를 제공함(Fig. 11).

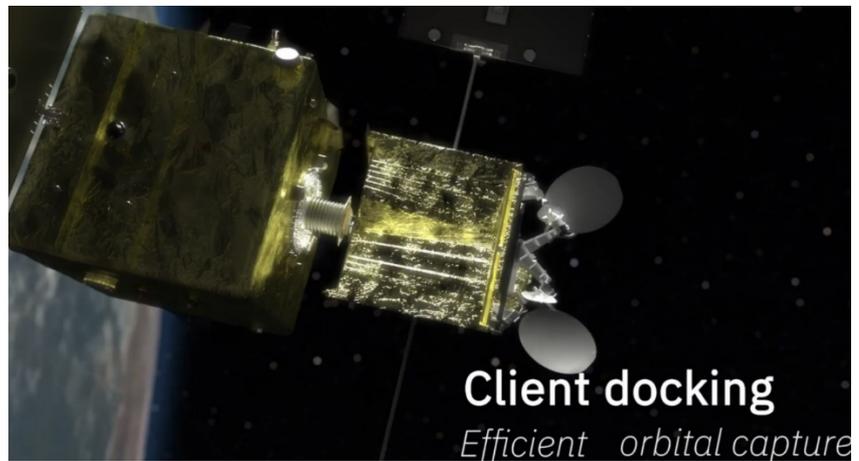


Fig. 10. ELSA-M mission concept.



Fig. 11. COSMIC mission concept.

## 2.5 MDA(MacDonald, Dettwiler and Associates)[5]

### 2.5.1 업체 소개

MDA는 캐나다에 본사를 두고 있는 우주 기술 회사로, 우주 로봇팔 및 관련 기술 개발에서 세계적인 선두 기업이다. Canadarm 로봇팔 시리즈를 개발하여 우주 개발 및 운용 서비스를 수행하였으며, 궤도상 서비스 및 군사용 위성 업그레이드 프로젝트를 수행하였다.

### 2.5.2 개발 제품 및 서비스

MDA에서 개발한 제품과 수행하는 서비스는 아래와 같다.

#### \* 개발 제품 소개

- Canadarm1 → 공식 명칭은 Shuttle Remote Manipulator System(SRMS)이며, 캐나다가 NASA의 우주왕복선 프로그램을 위해 개발한 최초의 우주 로봇팔임.
- Canadarm2 → 국제우주정거장(ISS)에서 사용되는 17 m 길이의 로봇팔로, Canadarm1의 후속작이며, 2001년부터 현재까지 운용 중임.
- Canadarm3 → Canadarm3는 캐나다우주국(CSA)와 MDA가 공동으로 개발 중인 차세대 우주 로봇팔 시스템임. Canadarm3는 Canadarm1과 Canadarm2의 후속 모델로, 더욱 향상된 자율성과 다기능성을 갖추고 있음.
- Dextre → "Special Purpose Dexterous Manipulator"라는 이름으로도 알려져 있으며, 공식 명칭은 Special Purpose Dexterous Manipulator(SPDM)임.

#### \* 서비스 소개

- 우주 로봇 및 인프라 서비스(Fig. 12)
  - : Canadarm 1 → NASA의 우주왕복선 프로그램을 위해 1981년부터 2011년까지 사용됨.
  - : Canadarm 2 → ISS의 유지보수, 장비 설치 및 우주선 도킹 지원 등의 다양한 작업을 수행함.
  - : Canadarm 3 → NASA의 루나 게이트웨이(Lunar Gateway) 프로젝트의 일환으로 설계되었으며, 달 궤도를 도는 우주 정거장에서 사용될 예정임.
  - : Dextre → Canadarm2에 부착되어 미세 조작 작업을 수행(Fig. 13).

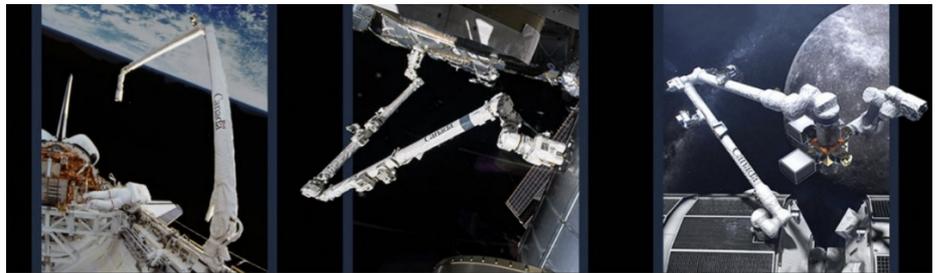


Fig. 12. Canadarm 1 (left), 2 (middle), 3 (right).



Fig. 13. Dextre Robotic Arm.

## 2.6 Northrop Grumman SpaceLogistics[6]

### 2.6.1 업체 소개

Northrop Grumman SpaceLogistics는 위성 수명 연장 및 우주 서비스 솔루션을 제공하는 Northrop Grumman의 자회사이다. 위성의 수명을 연장하고 우주에서 다양한 서비스를 수행하기 위해 최첨단 로봇 기술을 개발하고 있다.

### 2.6.2 개발 제품 및 서비스

Northrop Grumman SpaceLogistics에서 개발한 제품과 수행하는 서비스는 아래와 같다.

#### - Mission Extension Vehicle(MEV)

: MEV-1 → Intelsat 901 위성과의 도킹을 통해 위성의 수명을 연장하는 첫 번째 로봇 서비스 임무를 성공적으로 수행함. 고객 위성의 궤도 제어 및 자세 유지를 위해 설계됨 (Fig. 14).

: MEV-2 → IS-10-02 위성과의 도킹을 통해 동일한 기능을 제공하며, 5년 동안 위성과 연결된 상태로 운영될 예정임. 위성의 연장된 수명을 보장하며, 필요시 다른 위성으로 이동하여 재사용될 수 있음.

#### - Mission Robotic Vehicle(MRV)

: MRV는 기존의 MEV 시스템을 기반으로 개발되었으며, 더 복잡한 우주 서비스 작업을 수행할 수 있는 로봇팔을 통합함. 이 로봇팔은 위성의 점검, 수리, 재배치, 활성 잔해 제거 등을 포함한 다양한 작업을 수행할 수 있음(Fig. 15).

- Mission Extension Pods(MEPs)

: MEP는 소형 위성체에 부착되어 위성의 궤도 제어를 지원하는 저비용 연장 서비스임. MRV는 이러한 팻을 상업 및 정부 고객의 위성체에 설치하여 6년의 추가 수명을 제공함 (Fig. 16).

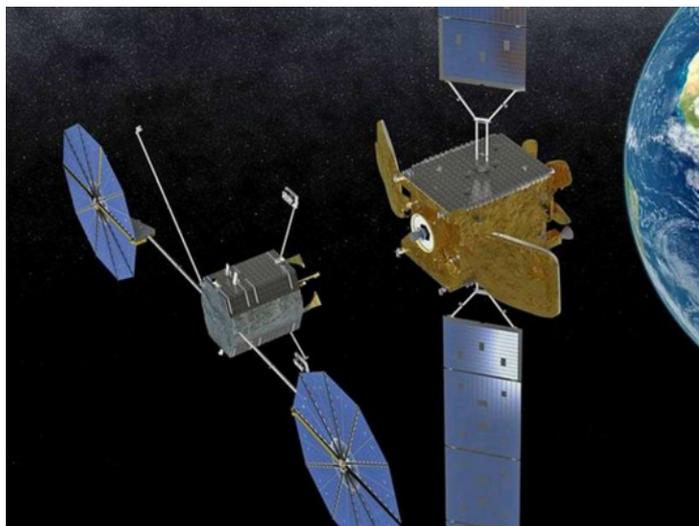


Fig. 14. Mission Extension Vehicle (MEV) mission concept.

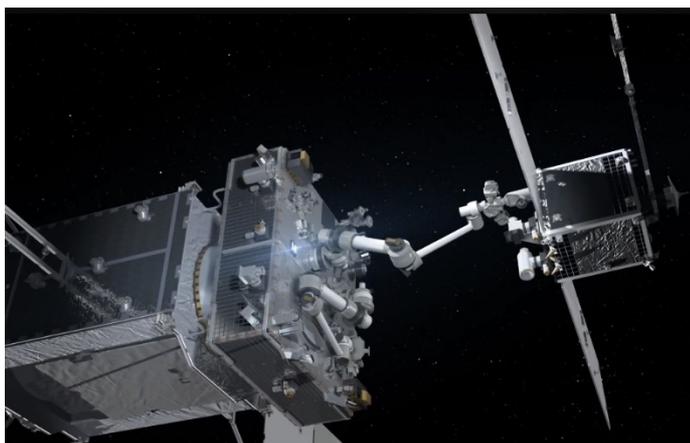


Fig. 15. Mission Robotic Vehicle (MRV) mission concept.

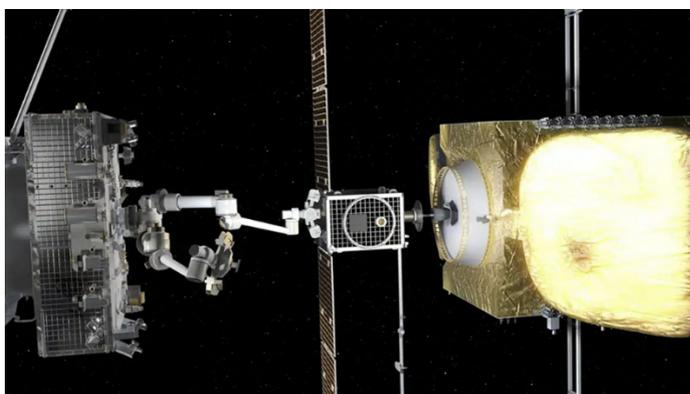


Fig. 16. Mission Extension Pods (MEPs) mission concept.

## 2.7 Altius Space Machines[7]

### 2.7.1 업체 소개

Altius Space Machines는 2010년에 설립된 미국 콜로라도주 브룸필드에 본사를 둔 우주 로봇 공학 및 기술 스타트업이며, 2019년에 Voyager Space에 인수되었다. Altius는 우주 물류와 궤도 내 서비스 솔루션을 제공하며, 특히 궤도 랑데부와 캡처 로봇 공학, 능동적 우주 잔해 제거, 우주 기기 메커니즘, 궤도 내 추진제 이전, 위성 서비스, 궤도 내 조립 및 제조에 중점을 두고 있다. Altius는 다양한 위성 서비스 기술을 개발하며, 특히 로봇팔과 결합된 그랩플 피쳐(DogTag™) 및 전자 영구 자석(electropermanent magnet, EPM) 기술로 유명하다.

### 2.7.2 개발 제품 및 서비스

Altius Space Machines에서 개발한 제품과 서비스는 아래와 같다.

#### - DogTag™

: DogTag™는 다양한 캡처 방법을 지원하는 범용 그랩플 고정 장치임(Fig. 17).

#### - Electropermanent Magnets(EPMs)

: 전기 영구 자석으로, 전기적 신호를 통해 자력 상태를 변환할 수 있는 자석임.

: 이 기술은 기존 영구 자석과 전자석의 장점을 결합한 것으로, 전원이 필요할 때만 전력을 사용하여 자석의 상태를 변경할 수 있음.

: 로봇팔의 그랩플 피쳐와 같은 부품에 적용되어 위성이나 다른 우주 기기를 안정적으로 포획하고 고정할 수 있음. 이 기술은 우주 잔해 제거, 위성 수리 및 연료 보급 작업에 유용함.

#### - Dual-mode EPM

: Altius는 현재 듀얼 모드 EPM을 개발하기 위해 노력하고 있음. Dual-mode EPM은 단거리 또는 장거리에 따라 다른 힘을 가하여 충분한 전자기적 그립력을 가할 수 있음.

#### - EPM based products

: Altius는 EPM 기술이 포함된 많은 제품을 개발했으며 궤도 서비스의 요구 사항을 충족하기 위해 새롭고 혁신적인 제품을 계속 발명하고 있음.

#### - MagTag™

: 전자 영구 자석(EPM) 기술을 사용하여 위성과 모듈을 견고하게 연결하는 시스템임(Fig. 18).

#### - Magnetic tool changer

: Altius의 마그네틱 툴 체인저는 솔리드 스테이트 전환 가능한 EPM 마그네틱 래치를 사용하며 로봇 엔드 이펙터 역할을 함(Fig. 19).

- Low-Inertia STEM Arm(LISA)

: LISA는 가볍고 유연한 로봇팔로, 국제우주정거장(ISS)의 Assistive Free-Flyers(AFFs)를 위한 로봇팔 시스템임. 이 로봇팔은 기존의 로봇팔 보다 낮은 질량과 관성을 가지며, 접근이 어려운 위치에 도달할 수 있는 능력을 제공함. 우주 환경에서 정밀한 조작 작업을 수행할 수 있음.

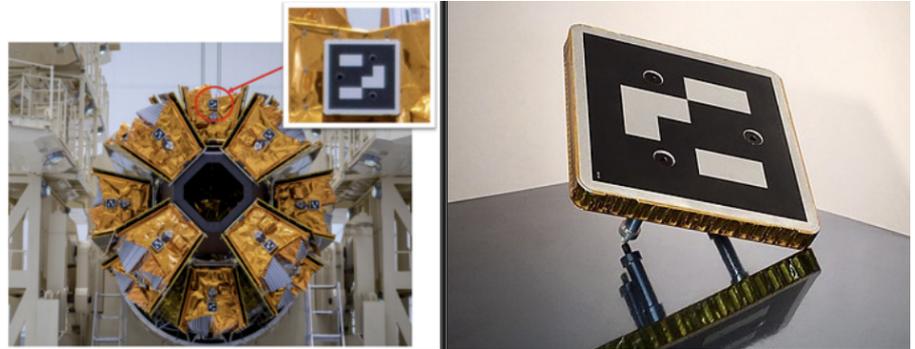


Fig. 17. DogTag™.

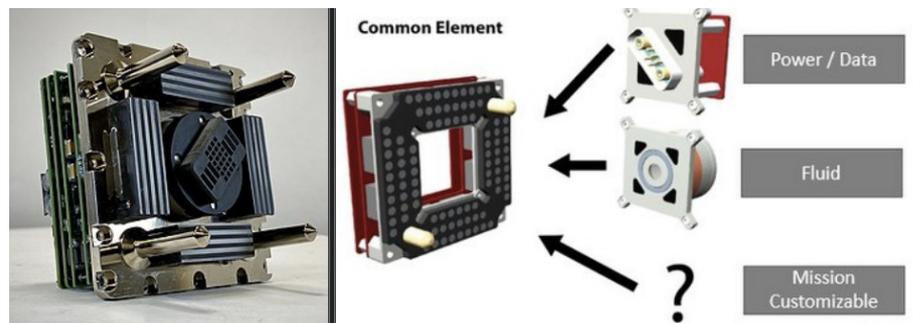


Fig. 18. MagTag™.

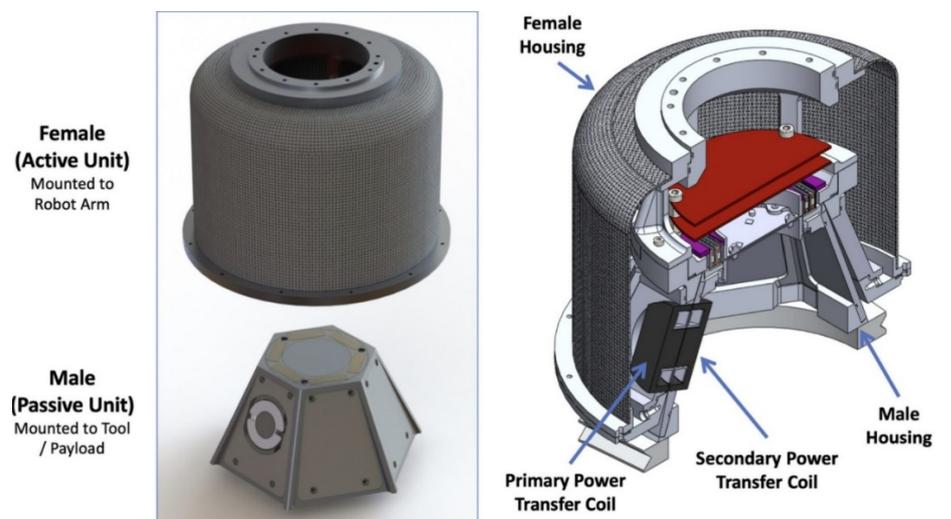


Fig. 19. Magnetic tool changer.

## 2.8 DARPA[8]

### 2.8.1 업체 소개

미국방위고등연구계획(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)는 미국 국방부 산하 연구기관이다.

### 2.8.2 개발 제품 및 서비스

DARPA에서 개발한 제품과 및 서비스는 아래와 같다.

#### - FREND 로봇팔 시스템

: RSGS(Robotic Servicing of Geosynchronous Satellites) 임무 수행을 위해 FREND 로봇팔 시스템을 개발하였으며, FREND 로봇팔은 OSAM-1/Restore-L 및 RSGS에서 사용될 계획을 가지고 있음(Fig. 20).

: FREND 로봇팔은 OSAM-1/Restore-L 및 RSGS에서 사용될 계획을 가지고 있음.

#### - 아스트로(ASTRO) 위성, 넥스트셋(NEXTSat)

: Orbital Express 프로젝트를 위해 로봇팔을 탑재한 두대의 위성을 개발함(Fig. 21).

#### - Phoenix 프로젝트

: 궤도상에서 위성을 수리, 연료 보급, 업그레이드하는 기술을 개발하고 실증하는 것을 목표로 하고 있음.



Fig. 20. FRENDA Robotic Arm.



Fig. 21. Capturing NEXTSat using ASTRO Robotic Arm (left), ASTRO (right).

## 2.9 요약(Table 1)

Table 1. 우주 로봇 위성 해외 업체 개발 동향 요약

업체명	국적	업체소개	개발 제품	개발 서비스
GITAI	일본	스타트업, 다목적 로봇팔 및 우주 로버 개발	Inchworn Robot, Lunar Rover, S2 Robotic Arm System	Space Station Support, ISAM Service, Lunar Exploration 수행
Maxar Technologies	미국	항공우주 방위산업기업, 위성 및 로봇 개발	화성 탐사 로버 로봇팔(Spirit, Opportunity, Curiosity, Phoenix, Insight, Perseverance), OSAM-1 위성 플랫폼 및 로봇팔, SPIDER 로봇팔	화성 탐사 로버 임무, OSAM-1 위성 임무 등 수행
Motiv Space Systems	미국	우주 로봇 및 제어 시스템 개발 업체	xLink Robotic Arm, Modulink, Perserance 로버 로봇팔 제어 시스템	화성 탐사 로버 임무, OSAM-2 위성 임무 등 수행
Astroscale	일본	궤도상 서비스 제공 기업	ELSA-d, ELSA-M, ADRAS-J, COSMIC	ELSA-d, ELSA- M, ADRAS-J, COSMIC 임무 수행
MDA	캐나다	우주 로봇팔 개발 업체	Canadarm 1, 2, 3, Dextre	ISS 국제우주정거장 임무 수행 지원
Northrop Grumman SpaceLogistics	미국	위성 수명 연장 및 우주 서비스 솔루션 제공 업체	Mission Extension Vehicle(MEV), Mission Robotic Vehicle(MRV), Mission Extension Pods(MEPs)	MEV-1,2 임무 수행 (Intelsat 및 IS- 10-02 위성 도킹 및 서비스 제공)
Altius Space Machines	미국	우주 로봇 공학 및 기술 스타트업	DogTag™, Electropermanent Magnets(EPMs), Dual- Mode EPM, EPM Based Products, MagTag™, Magnetic Tool Changer, Low-Inertia STEM Arm(LISA)	ISS 임무 수행 지원
DARPA	미국	미국 국방부 산하 연구기관	FREND 로봇팔, ASTRP 위성/NEXTSat 위성, Phoenix 프로젝트	OSAM-1, Restore-L, RSGS 임무 수행

SPIDER, Space Infrastructure Dexterous Robot; ELSA, End-of-Life Services by Astroscale; COSMIC, Cleaning Outer Space Mission through Innovative Capture; ISS, International Space Station; OSAM-1, On-orbit Servicing, Assembly, and Manufacturing; OSAM-2, Orbit Servicing, Assembly, and Manufacturing-2.

### 3. 우주 로봇 위성 적용 기술

#### 3.1 GITAI[1]

##### 3.1.1 인치웜 로봇팔 시스템 기술

GITAI에서 양쪽 끝에 '그래플 엔드 이펙터(Grapple end-effectors)'를 장착한 인치웜(Inchworm) 로봇팔 'IN1(Inchworm One)'을 개발하였다. 이 로봇팔은 자벨러처럼 양끝을 번갈아 이동하여 우주 공간에서 작업을 수행할 수 있으며, 인공위성이나 로버 등의 표면을 유연하게 이동하며 다양한 작업을 수행할 수 있다. 인치웜 로봇팔의 두드러진 특징 중 하나는 팔의 양쪽 끝에 위치한 그래플 엔드 이펙터(Grapple end-effectors)이며 이를 통해 우주선 도킹, 탑재체 조작, 검사 및 수리와 같은 다양한 궤도상 서비스 임무를 수행할 수 있다. 인치웜 로봇팔은 JAXA의 열진공 챔버에서 로봇팔 기능/성능 시험을 성공적으로 검증한 바 있으며, 기술 준비 수준(technology readiness level, TRL) 6을 달성하였다. 또한 국제 우주 정거장 (ISS) 외부에서의 작업을 통해 TRL 7을 목표로 하고 있다(Fig. 22).

##### 3.1.2 인치웜 로봇팔 자율 작업 수행(autonomous operations) 기술

GITAI의 인치웜 로봇 시스템은 높은 수준의 자율성을 가지고 있다. 인간의 개입 없이도 다양한 작업을 수행할 수 있으며, 제한된 대역폭 환경에서도 원격 조작 없이 작업을 수행할 수 있다. 인치웜 로봇 시스템은 고급 센서로 자율 제어되어 복잡한 작업을 수행할 수 있으며, '휴먼 인 더 루프(Human-in-the-loop)' 시스템을 활용하여 운영자가 직접 임무에 관여할 수 있다. 해당 기술은 GITAI의 소프트웨어를 기반으로 하고 있다(Fig. 23).

##### 3.1.3 인치웜 로봇팔 모듈화(modularity) 기술

GITAI의 로봇팔은 모듈식 설계를 통해 다양한 도구와 작업에 쉽게 적응할 수 있다. 인치웜 로봇(Inchworm Robot)은 양 끝에 "그랩플 엔드 이펙터(grapple end-effectors)"를 장착하여



Fig. 22. GITAI Inchworm Robor Arm IN1.

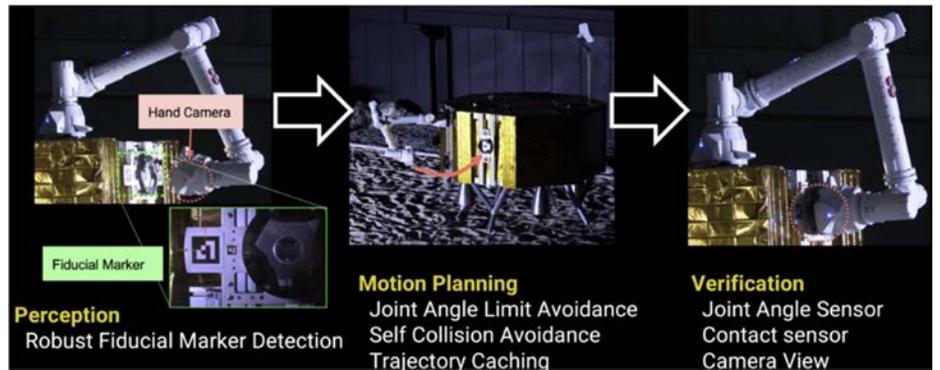


Fig. 23. GITAI Inchworm Robor Arm IN autonomous operations technologies.

다양한 도구와 연결할 수 있으며, 필요시 두 개의 인치웜 로봇팔을 함께 연결하여 다목적 작업을 수행할 수 있다.

### 3.1.4 환경 적응 능력(environmental adaptability) 검증 기술

GITAI의 로봇 시스템은 극한의 우주 환경에 적응할 수 있도록 설계되었다. 진동, 열 진공, 방사선 테스트를 포함한 다양한 환경 테스트를 통해 검증되었으며, JAXA의 열진공챔버를 통해 TRL 6에 해당하는 로봇팔 기능/성능 시험 검증을 수행하였다.

### 3.1.5 협력 로봇(collaborative robotics) 기술

GITAI는 다중 로봇 협력 작업에도 중점을 두고 있다. 모하비 사막에서 여러 대의 로봇이 협력하여 통신 안테나 설치, 타이어 교체, 구멍 뚫기, 금속 패널 용접, 태양광 패널 조립 등의 작업을 수행하는 시연을 성공적으로 마쳤다.

### 3.1.6 인치웜 로봇팔의 key technologies

GITAI의 인치웜 로봇팔에 적용되는 다른 기술들은 Fig 24와 같이 Actuator, Tool Changer, Redundant OBC, Motor Controller 등이 있으며, 인치웜 로봇팔이 다양하고 복잡한 임무를 수행할 수 있게 한다(Fig. 24).



Fig. 24. GITAI Robotic Arm's key technologies.

## 3.2 Maxar Technologies[2]

### 3.2.1 자율 제어 시스템(autonomous control systems) 기술

Maxar의 Spider 로봇팔 시스템은 자율 제어 기능을 갖추고 있어, 우주에서 정확하고 효율적으로 작업을 수행할 수 있다.

### 3.2.2 고해상도 센서 및 비전 시스템(high-resolution sensors and vision systems) 기술

Maxar의 Spider 로봇팔 고해상도 센서 및 비전 시스템 기술은 목표를 정확하게 식별하고 작업을 수행할 수 있도록 지원한다.

### 3.2.3 모듈형 도구 교환 시스템(modular tool exchange systems) 기술

Maxar의 Spider 로봇팔 모듈형 도구 교환 시스템 기술은 다양한 도구를 쉽게 교체하여 여러 가지 작업을 수행할 수 있게 한다(Fig. 25).

## 3.3 Motiv Space Systems[3]

### 3.3.1 xLink 로봇팔 조립 기술

Motiv의 xLink 로봇팔은 길이 및 자유도에 대한 확장이 가능하며, 사용자에게 요구도에 맞게 설계될 수 있다.

### 3.3.2 ModuLink 모듈형 도구 교환 시스템(modular tool exchange systems) 기술

Motiv의 ModuLink 로봇팔의 모듈형 도구 교환 시스템 기술은 다양한 도구를 쉽게 교체하여 여러 가지 작업을 수행할 수 있게 한다.

### 3.3.3 광학 카메라 센서 기술

Motiv의 ModuLink 로봇팔은 광학 카메라, LIDAR 및 적외선 카메라 옵션을 가지고 있어 고급 센서 기능을 탑재하고 있다(Fig. 26).

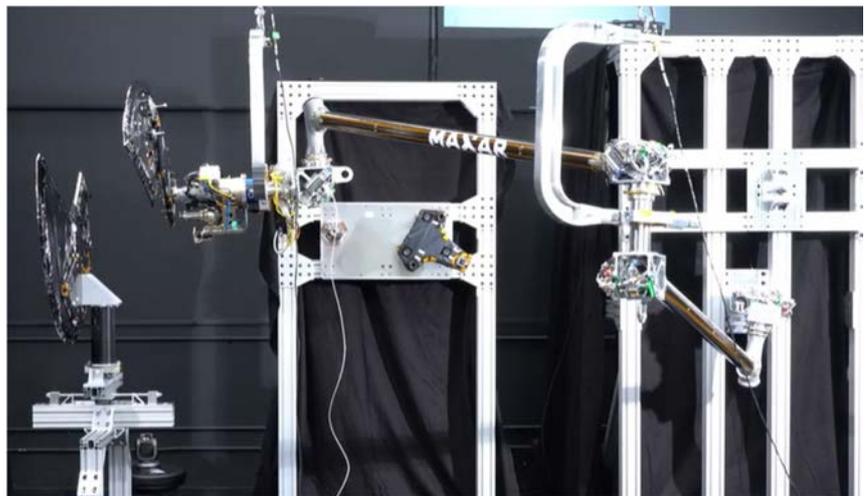


Fig. 25. MAXAR Spider Robotic Arm's operation test simulation.



Fig. 26. Motive Space System's Robotic arms (left: xlink, right: modulin).

### 3.4 Astroscale[4]

#### 3.4.1 마그네틱 캡처 기술

Astroscale 업체에서는 ELSA-d(End-of-Life Services by Astroscale-demonstration) 임무에서 쓰일 마그네틱 캡처 기술을 개발하였다. 자기력을 이용하여 잔해 제거 및 궤도 서비스를 수행할 수 있는 기술이다(Fig. 27).

#### 3.4.2 패드 기반 접촉 시스템

Astroscale 업체에서는 다양한 표면에 부드럽게 접촉할 수 있도록 하는 기술은 패드 기반 접촉 시스템을 개발하였다.

### 3.5 Altius Space Machines[7]

#### 3.5.1 DogTags™ 기술

다양한 포획 방법을 지원하는 범용 그랩플 피쳐로, 위성의 수명 연장 및 궤도 내 서비스에

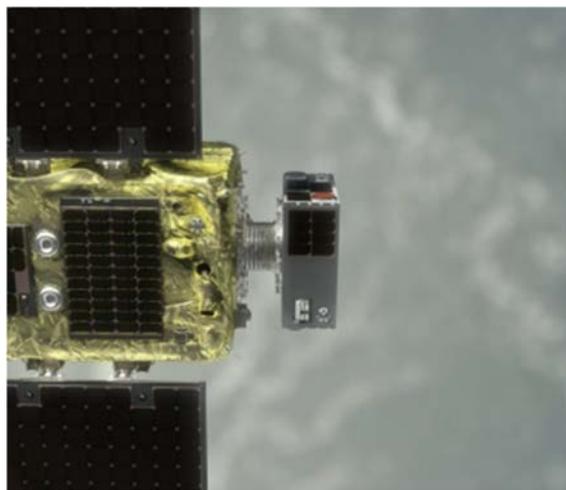


Fig. 27. Astroscale magnetic capture tech.

사용된다. 이 시스템은 기계적 포획, 자석 포획, 계코 접촉, 전기 정전기 접촉, 하푼 포획 등을 지원한다. 적용 사례로 OneWeb의 위성에 탑재되어 궤도 내 서비스 작업을 지원하고 있다.

### 3.5.2 EPM(electropermanent magnets) 기술

Altius Space Machines의 특허 기술로, 기존 기계 또는 자기 인터페이스에 비해 많은 이점을 제공한다. EPM은 솔리드 스테이트 전환 가능한 자석으로, 움직이는 부품이 없으며 무제한의 폼 팩터에 넣을 수 있다.

### 3.5.3 Dual-mode EPM 기술

Altius는 현재 듀얼 모드 EPM을 개발하는 중이다. EPM에는 "장거리 모드"(LRM)와 "단거리 모드"(SRM)가 있다. LRM은 5 cm 거리에서 의미 있는 힘을 가지고, 10-20 cm에서 약간의 힘을 가하며, 접촉 시 "튕김"을 방지하기에 충분한 그립력을 가할 수 있다. SRM은 그립 압력 200 kPA까지 도달한다.

### 3.5.4 MagTags™ 기술

전자 영구 자석(EPM) 기술을 사용하여 위성과 모듈을 견고하게 연결하는 시스템이다. 이 시스템은 전력 및 데이터 전송을 지원하며, 강력한 자석 연결을 제공한다. 우주에서 다양한 모듈을 연결하여 수리, 유체 전송, 모듈 업그레이드 등을 지원한다.

### 3.5.5 Magnetic tool changer 기술

Altius의 마그네틱 툴 체인저는 솔리드 스테이트 전환 가능한 EPM 마그네틱 래치를 사용하여 로봇 엔드 이펙터 역할을 한다.

## 3.6 요약(Table 2)

Table 2. 우주 로봇 위성 적용 기술 요약

업체명	적용 기술
GITAI	인치웜 로봇팔 시스템 기술, 인치웜 로봇팔 자율 작업 수행(autonomous operations) 기술, 인치웜 로봇팔 모듈화(modularity) 기술, 환경 적응 능력(environmental adaptability) 검증 기술, 협력 로봇(collaborative robotics) 기술, 인치웜 로봇팔의 key technologies
Maxar Technologies	자율 제어 시스템(autonomous control systems) 기술, 고해상도 센서 및 비전 시스템(high-resolution sensors and vision systems) 기술, 모듈형 도구 교환 시스템(modular tool exchange systems) 기술
Motiv Space Systems	xLink 로봇팔 조립 기술, moduLink 모듈형 도구 교환 시스템(modular tool exchange systems) 기술, 광학 카메라 센서 기술
Astroscale	마그네틱 캡처 기술, 패드 기반 접촉 시스템
Altius Space Machines	DogTags™ 기술, EPM(electropermanent magnets) 기술, Dual-Mode EPM 기술, MagTags™ 기술, magnetic tool changer 기술

## 4. 결론

본 논문에서는 다양한 궤도상 서비스 임무를 수행하기 위한 우주 로봇 위성과 관련된 해외의 다양한 업체들을 소개하였으며, 업체별 우주 로봇 위성을 위한 개발 및 기술들에 대해 기술하였다. 해외에서는 궤도상 서비스 임무를 수행하기 위한 로봇 위성이 민간 기업에서도 다양하게 개발되고 있으며, 이에 따라 능동적인 동작이 요구되는 임무가 점차 증가할 것으로 예측되며, 향후 국내에서도 해외에서 이루어지고 있는 민간기업의 우주 로보틱스 개발 사례와 마찬가지로 궤도상 서비스 임무를 수행하는 우주 로봇 위성 개발이 이루어져야 된다고 판단된다. 우주 로봇 위성은 기존 위성과 달리 로봇 탑재체가 심우주 공간에 노출된채로 지속적으로 움직여야 하는 탑재체이다. 기존 위성의 탑재체는 초기 운영 시 전개 등 동작 후 움직이지 않으나, 로봇 탑재체는 지속적인 동작이 필요하다. 따라서 극한의 우주 환경으로 인해 열구조적인 변형이 생겨 임무에 영향성을 줄 수도 있으며, 전자기적인 환경도 전자기 구성품의 기능에 영향을 줄 수 있어 지속적인 움직임에 영향을 주는 등 개발 상에 어려움이 생길 수 있다. 또한 로봇 탑재체는 고도의 기술이 요구되는 궤도상 서비스 임무를 수행 하게 되므로 기술적인 부분에서도 국내외적으로 연구개발 되어야 할 것으로 생각된다.

본 논문의 내용은 앞으로 뉴스페이스 시대를 위한 로봇 위성 개발에 대한 시야를 넓혀주고 우주 로봇 위성을 개발하는 국내의 새로운 업체들에게 개발 방향을 제시할 수 있을 것으로 기대된다. 특히 궤도상 서비스 시장은 국내에서 고려해야 할 시장이라고 생각이 되기에 우주 로봇팔 개발을 시작으로 궤도상 서비스를 수행하는 로봇 위성 개발에 대해서 전략적 접근이 필요할 것으로 판단된다. 향후 앞으로도 계속 개발되고 있는 재공유, 구성품 교체 등의 임무를 수행하는 우주 로봇 시스템을 개발하고 있는 다양한 업체 및 기술들의 개발 동향에 대해서도 추가 조사 및 기술할 예정이다.

## 감사의 글

본 연구는 경상국립대학교 2022년 과학기술통신부의 재원으로 한국연구재단 미래우주교육센터(2022M1A3C2074536)의 지원을 받았으며 이에 감사드립니다.

## References

1. GITAI, Robotics Startup for Space Development (2024) [Internet], viewed 2024 Nov 22, available from: <https://gitai.tech/>
2. MAXAR, Explore, Connect, Protect (2024) [Internet], viewed 2024 Nov 22, available from: <https://www.maxar.com/>
3. Motiv Space Systems, Building the Future of Space (2024) [Internet], viewed 2024 Nov 22, available from: <https://motivss.com/>
4. Astroscale, Astroscale (2024) [Internet], viewed 2024 Nov 22, available from: <https://astroscale.com/>
5. MDA Space, MDA Space (2024) [Internet], viewed 2024 Nov 22, available from: <https://mda.space/>

6. Northrop Grumman, Northrop Grumman (2024) [Internet], viewed 2024 Nov 22, available from: <https://www.northropgrumman.com/>
7. Voyager Space, In-Space Servicing & Assembly (2024) [Internet], viewed 2024 Nov 22, available from: <https://voyagerspace.com/innovate/in-space-servicing-assembly/>
8. DARPA, Defense Advanced Research Projects Agency (2024) [Internet], viewed 2024 Nov 22, available from: <https://www.darpa.mil/>

## Author Information

**신 한 섭** h0611s@naver.com



과학기술연합대학원에서 2018년 석사학위를 취득하였다. 2018년부터 한국항공우주산업(주)에서 선임연구원으로 재직하고 있으며, 현재는 군정찰 위성, 정지궤도 기상위성 등의 열 제어 시스템 업무를 수행하고 있다. 경상국립대학교에서 박사과정 중에 있으며, 궤도상 서비스, 우주 로보틱스 및 우주 로봇 위성의 열/구조 시스템 등의 연구를 수행하고 있다.

**김 해 동** haedkim@gnu.ac.kr



과학기술연합대학원에서 2018년 석사학위를 취득하였다. 2018년부터 한국항공우주산업(주)에서 선임연구원으로 재직하고 있으며, 현재는 군정찰 위성, 정지궤도 기상위성 등의 열 제어 시스템 업무를 수행하고 있다. 경상국립대학교에서 박사과정 중에 있으며, 궤도상 서비스, 우주 로보틱스 및 우주 로봇 위성의 열/구조 시스템 등의 연구를 수행하고 있다.

기술논문

# 국내 전리권 스포래딕 E층 발생 경향 분석

최규철<sup>†</sup>, 신대규, 오승준, 김용하

(주)에스이랩

## Occurrence Tendency Analysis of Sporadic E-Layer in Korea

Kyu-Cheol Choi<sup>†</sup>, Dae-Kyu Shin, Seung-Jun Oh, Yong-Ha Kim

SELab, Seoul 06049, Korea



Received: September 20, 2024

Revised: October 17, 2024

Accepted: October 31, 2024

**†Corresponding author :**

Kyu-Cheol Choi

Tel : +82-2-3447-9714

E-mail : kcchoi@selab.co.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**

Kyu-Cheol Choi

<https://orcid.org/0000-0002-0056-5293>

Dae-Kyu Shin

<https://orcid.org/0000-0003-3774-2131>

Seung-Jun Oh

<https://orcid.org/0009-0006-7969-283X>

Yong-Ha Kim

<https://orcid.org/0000-0003-0200-9423>

### 요약

스포래딕 E층(sporadic E layer, Es층)은 전리권 E층에서 발생하는 일시적이고 국지적인 전자밀도 증가 현상으로, 고도 90–120 km에서 나타난다. 이는 HF(high-frequency) 및 VHF(very-high frequency) 대역의 무선 전파통신에 영향을 미치는 요소이다. 본 연구에서는 Es층의 일별, 월별 발생 빈도를 분석하고 태양 활동, 지자기 교란 등과의 상관관계를 연구하였다. 분석 결과, Es층 임계 주파수(critical frequency of Es, foEs)는 여름철 정오 부근에서 가장 높게 발생하였으며, Es층 가상 높이(virtual height of Es, h'Es)는 오전 6시에서 최대값을 보이고 이후 정오까지 감소한 뒤, 16시에 다시 증가하는 경향을 보였다. 계절별로는 4월에 가장 높은 발생률을 보였고, 8월까지 감소한 뒤 다시 증가하였다. 이천 이오노존데에서 관측된 Es층은 12시와 20시 사이에 주로 발생하며, 6월에 가장 높은 발생률이 나타났다. 제주 이오노존데에서 관측된 Es층은 11시에 많이 발생하며, 역시 6월에 발생률이 높다. 태양 극소기의 발생률이 태양 극대기보다 높다. 분석 결과는 Es층의 발생 예보 모델 개발의 입력 자료 선정을 위해, 사용될 예정이다.

### Abstract

Sporadic E (Es) Layer refers a thin layer of enhanced electron density in the ionospheric E region, where the electron density can be 2 to 3 times higher than the surrounding areas, reaching up to  $10^{12} \text{ m}^{-3}$ . The Es layer typically has a thickness of about 1–2 km and extends horizontally over tens to hundreds of kilometers. It is a significant factor influencing radio wave propagation in the high-frequency (HF) and very-high frequency (VHF) bands. The daily and monthly occurrence frequencies were analyzed, and correlation analysis was performed with solar activity and geomagnetic disturbances. The critical frequency of Es (foEs) values were highest near noon in the summer, while h'Es peaked at 06:00, decreased until noon, and then increased again around 16:00. Seasonally, the highest virtual height of Es (h'Es) values were observed in April, followed by a decrease until August, after which they began to rise again. At Icheon station, the occurrence of Es layer was more frequent at 12:00 and 20:00, with the highest seasonal frequency observed in June. In contrast, the Jeju station showed a peak occurrence around 11:00, and also recorded the highest seasonal frequency in June. The incidence of Es layer was generally higher during solar minimum compared to solar maximum. This results will be used to develop a machine learning model for predicting for occurrence of Es layer.

**핵심어 :** 전리권, 우주기상, 스포래딕 E층, 기계학습, 이오노존데, 단파 통신

**Keywords :** ionosphere, space weather, sporadic E-layer, machine learning, ionosonde, high-frequency (HF)

## 1. 서론

전리권은 태양 복사에 의해 중성 대기가 이온화되어 생성되는 플라즈마 영역으로, 태양 활동과 밀접한 관련되어 있으며, 단파통신의 중요한 매개체 역할을 한다. 전리권 내 전자밀도 교란은 단파 및 위성 통신 환경에 영향을 미칠 수 있다. 전리권 E층에서는 일시적이고 국지적인 전자밀도 증가 현상이 발생하는데, 이를 스포래딕 E층(sporadic E layer, Es층)이라고 한다.

Es층은 주로 고도 90-120 km에서 관측되며 지속 시간은 수십 분-수 시간, 두께는 수 km 그리고 수십-수백 km 범위에 걸쳐 나타난다. 주변 E층 전자밀도에 비해 2-3배 높은 밀도를 보이는 것이 특징이며, 지형 및 위도에 따라 매우 다양한 지역적 특성을 지닌다. 특히, 북반구 중위도에서의 Es층은 여름철에 빈번하게 발생하는 계절적 경향이 있다.

Es층이 생성되면 HF(high-frequency)와 VHF(very-high frequency) 대역의 무선 전파 통신에 영향을 미칠 수 있다. 일반적으로 E층은 10 MHz 이하의 전파를 반사하거나, 10 MHz 이상의 전파 중 일부를 흡수한다. 그러나 Es층이 발생할 경우, 50 MHz까지, 때로는 최대 450 MHz 영역 전파까지 반사하여 HF 통신 및 VHF 통신에 심각한 교란을 일으킬 수 있다. 또한, GHz 대역의 위성 통신 주파수에서도 진폭 섬광(amplitude scintillation)을 유발하는 원인이 되기도 한다. Es층의 전자 밀도가 일반적으로 관측되는 전리권 E층보다 더 높기 때문에, 송신국에서 송출한 전파가 Es층을 통과하지 못하고 반사되어 F층에 도달하지 못하여 원하는 수신국에 전파가 도달하지 못하는 전파교란이 발생한다[1].

Es층의 발생 기작에 대한 이해는 완벽하지 않지만, 일반적으로 받아들여지는 몇 가지 현상들이 있다. 첫 번째는 유성에 의한 것으로 전리권 E층을 지나가는 유성에서 방출된 금속 양 이온들이 Es층 발생에 영향을 미칠 수 있다. 두 번째는 오로라에 의한 것으로, 고에너지 전자가 자기권으로부터 유입되어 고층대기를 이온화하여 전자밀도를 증가시킨다. 이렇게 형성된 영역을 오로라 Es층이라고 부른다. 세 번째는 중성대기 바람 시어(wind shear)이다. E층 고도에서는 중성대기의 밀도의 높아 양이온-중성대기 사이의 충돌이 빈번하게 발생하는데, 만약 고도에 따라 중성대기의 바람 시어가(예: 동-서 방향의) 발생하면 양이온은 표류 운동을 하게 된다. 이로 인해 바람의 방향이 바뀌는 고도를 중심으로 양이온의 밀도가 증가하고, 이는 전자밀도 증가를 초래하여 Es층을 발생할 수 있다[2-4].

많은 연구를 통해 위도별 발생 빈도가 다르다는 것이 확인되었다. 중위도 지역에서는 일반적으로 여름철에 Es층의 발생 빈도가 높고, 봄과 가을에 발생 빈도가 낮은 경향을 보인다. 고위도 지역에서는 오로라 발생 지역에서 관측되며 계절에 따른 발생 빈도 차이는 적은 편이다. 적도 지역에서는 주로 낮에 발생 빈도가 높고 계절에 따른 차이는 상대적으로 적다[5,6].

제주 우주환경센터에서는 이천과 제주에서 이오노존데(ionosonde)를 운용하여 실시간으로 전리권 변화를 모니터링하고 있다. 또한 전리권 F층의 전자밀도 변화를 예측할 수 있는 모델을 운영 중이다. 그러나 모델 결과를 통해 일시적이고 국지적으로 나타나는 Es층의 발생 여부를 예측하는 것은 매우 어렵다. 본 연구에서는 국내에서 관측된 전리권 자료를 사용하여 Es층의 통계적인 발생 경향(계절, 지역, 시간 등)과 Es층 발생에 영향을 줄 수 있는 변수(태양 활동, 중성대기 변화 등)를 조사하여, 향후 머신러닝 기법을 활용해 Es층 발생을 예측할 수 있는 모델을 개발하는 것이다.

## 2. 우주환경센터 관측자료 가용성 검토

이천과 제주의 이오노존데 자료를 사용하여 Es층의 발생 경향을 분석하였다. 이오노존데는 변동 주파수 전파를 송수신하여 전리층의 특징을 산출하는 레이더이다. 다양한 범위의 주파수를 차례로 송신하고 전리권에서 반사된 전파를 수신하여 주파수에 따른 도달시간(time of flight)을 그래프로 나타낸다. 이를 이오노그램(ionogram)이라 한다. 이오노그램의 정보는 ARTIST(Automatic Real-Time Ionogram Scaler With True Height) 프로그램을 통해 자동으로 가공되어 전리권의 여러 변수들이 추출된다.

ARTIST 자체적으로 몇 가지 기준을 두어 전리권 변수들의 신뢰도가 계산된다[7]. 신뢰도는 11 부터 55 사이의 두 자릿수 정수로 제공되고 값이 커질수록 신뢰도가 높아짐을 의미한다. 본 연구에서는 신뢰도가 44 이상인 값들은 신뢰할 수 없다고 판단하여 Es층 분석에서 제외하였다.

Fig. 1은 2009년부터 2022년까지 이천과 제주 이오노존데 자료의 월별 가용성을 나타낸다. 파란색과 주황색 실선은 각각 이천과 제주의 월별 가용성을 나타내며, 월별 자료 가용성은 식 (1)로 정의된다.

$$\text{월별자료 가용성} = \frac{\text{월별 관측 횟수}}{\text{월별 정상상태 관측 횟수}} \times 100\% \quad (1)$$

식 (1)의 오른쪽 항 분모인 월별 관측 횟수는 해당 월에 신뢰도 44 미만으로 관측된 횟수를 의미하고, 월별 정상 상태 관측 횟수는 매 시 0, 15, 30, 45분에 빠짐없이 관측이 수행되었을 경우 해당 월의 관측 횟수를 의미한다(정상적으로 운용될 경우 이오노존데 직입사 관측은 시간 당 4회 수행). 제주 관측소는 2009년과 2021년에 전반적으로 자료 가용성이 낮고, 이천 관측소는 2020년 후반부터 2021년까지 월별 자료 가용성이 매우 낮다.

Fig. 2는 이천과 제주의 월 평균 foEs(critical frequency of Es)의 변화를 나타내며, 위 그림은 이천 관측소의 결과, 아래 그림은 제주 관측소의 결과이다. 붉은 상자로 표시된 부분은 월 평균 foEs의 변화가 부자연스럽거나 월별 자료 가용성이 낮은 기간을 나타낸다. 해당 기간의 자료를 통계 분석에 사용할 경우 편향된 결과가 도출될 수 있으므로, 본 연구에서는 붉은색 상자로 표시된 기간의 자료를 분석에서 제외하였다.

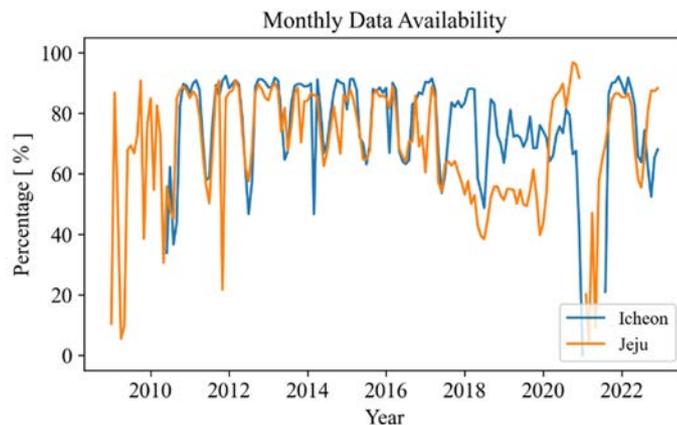


Fig. 1. Monthly availability of Icheon and Jeju ionosonde measurements.

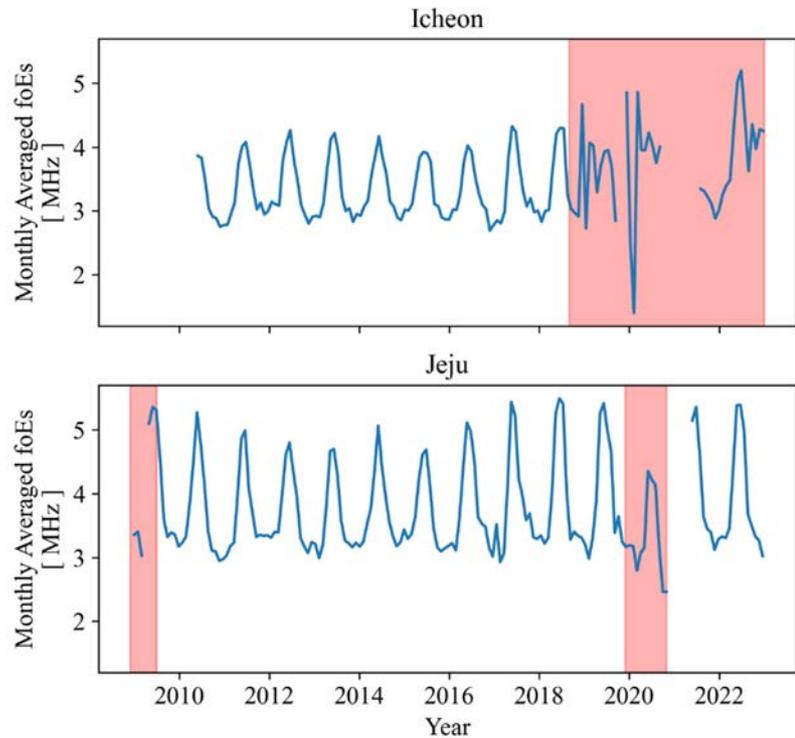


Fig. 2. Variation of monthly average foEs. foEs, critical frequency of Es.

### 3. Es층 발생 경향성 분석

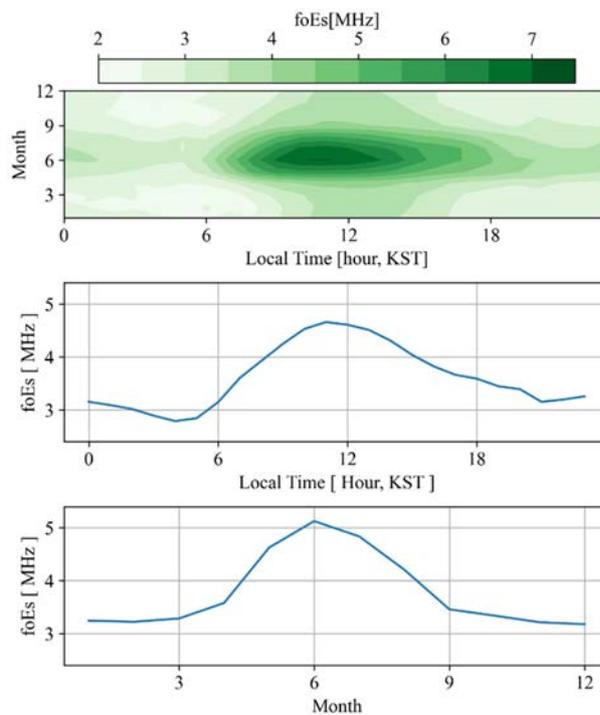
#### 3.1 월별, 지방시별 foEs(Critical Frequency of Es) 분포

Fig. 3은 계절과 지방시에 따른 평균 foEs의 변화를 나타낸다. Fig. 3의 위 그림의 월 간격은 1개월, 지방시 간격은 1시간이다. 가운데 그림은 지방시별 평균 foEs의 변화를 보여주며, 평균 foEs는 11시 부근에서 최대값을 나타낸 후 점차 감소하다가 자정 부근에서 약간 증가하는 경향을 보인다. 아래 그림은 월별 평균 foEs의 변화를 나타내며, 6월에 평균 foEs가 최대값을 기록하고 12월까지 점차적으로 감소하는 경향을 보인다.

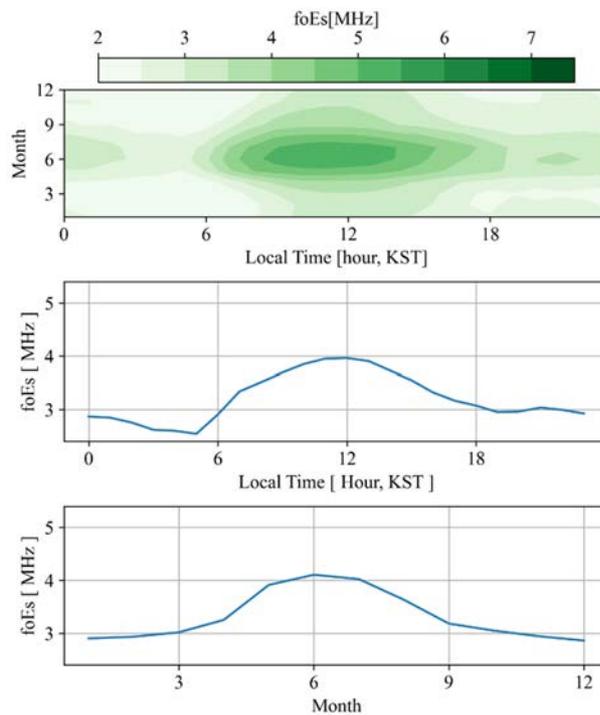
Fig. 4는 이천 이오노존데에서 관측된 foEs 변화를 나타내며, Fig. 3과 동일한 형식이다. 이천의 결과는 제주 이오노존데와 유사한 경향을 보이지만, 전반적으로 평균 foEs가 제주보다 낮다. 제주는 평균 foEs 최대값이 지방시와 계절 별로 각각 4.7 MHz와 5.2 MHz인데 반면, 이천에서는 foEs 최대값이 각각 4.0 MHz, 4.1 MHz이다.

#### 3.2 월별, 지방시별 h'Es(Virtual Height of Es) 분포

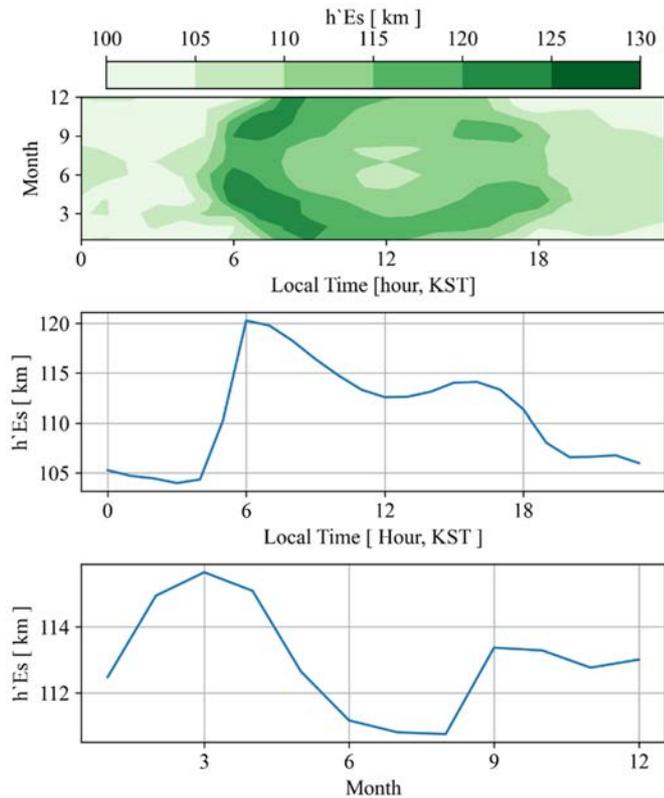
Fig. 5는 제주 관측소의 월별, 지방시별 평균 h'Es의 변화를 나타낸다. foEs 변화는 제주와 이천 관측소 모두 12시 부근에서 foEs가 최대가 되는 일주기 변화를 보인다. 그러나 h'Es의 경우 일출(sunrise) 시점 이후에 증가하기 시작하여 6시경에 최대값을 기록한 후 정오까지 점차 감소하다가 16시경 두 번째 최대값을 보이는 반일주(semi-diurnal) 변화를 보인다. 이후



**Fig. 3.** Average foEs as functions of season and local time at Jeju station (top) Average foEs variations with local time (middle) and month (bottom). foEs, critical frequency of Es; KST, Korean Standard Time.



**Fig. 4.** Same as in Fig. 3 except for Icheon station. foEs, critical frequency of Es; KST, Korean Standard Time.



**Fig. 5.** Average h'Es as functions of season and local time at Jeju station (top) Average h'Es variations with local time (middle) and month (bottom). h'Es, virtual height of Es; KST, Korean Standard Time.

h'Es는 일출 시점까지 감소하는 경향을 나타낸다. 계절별로는 봄과 가을에 평균 h'Es가 높게 나타나고, 여름과 겨울에 상대적으로 낮은 h'Es 분포를 보인다.

Fig. 6은 Fig. 5와 동일한 형식으로 이천 관측소에서의 평균 h'Es 변화를 나타낸다. 지방시 별 h'Es의 반일주 변화는 제주와 유사한 경향을 보이며, 계절별 변화에서도 봄에 높은 h'Es가 나타나는 것이 유사하다.

### 3.3 월별, 지방시별 Es(Sporadic E Layer)층 발생률 분포

본 연구에서는 foEs가 7 MHz 이상인 경우와 10 MHz 이상인 경우의 Es층 발생률을 식 (2)로 정의하였다.

$$Es_{>7\text{ MHz}} \text{ 층 발생률} = \frac{Es_{>7\text{ MHz}} \text{ 층 발생 횟수}}{\text{관측 횟수}} \times 100\% \tag{2a}$$

$$Es_{>10\text{ MHz}} \text{ 층 발생률} = \frac{Es_{>10\text{ MHz}} \text{ 층 발생 횟수}}{\text{관측 횟수}} \times 100\% \tag{2b}$$

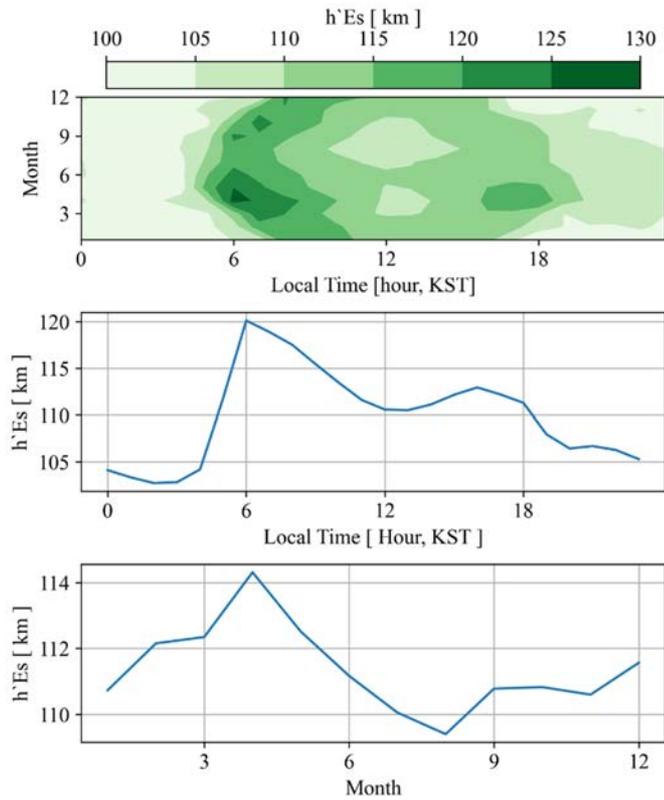
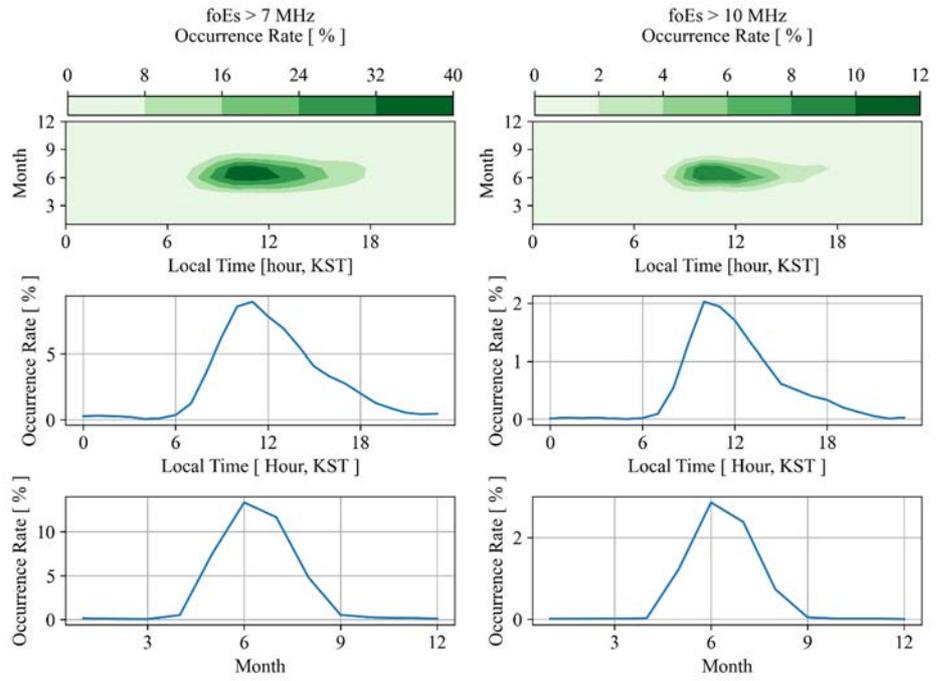


Fig. 6. Same as in Fig. 4 except for Icheon station.  $h'Es$ , virtual height of Es; KST, Korean Standard Time.

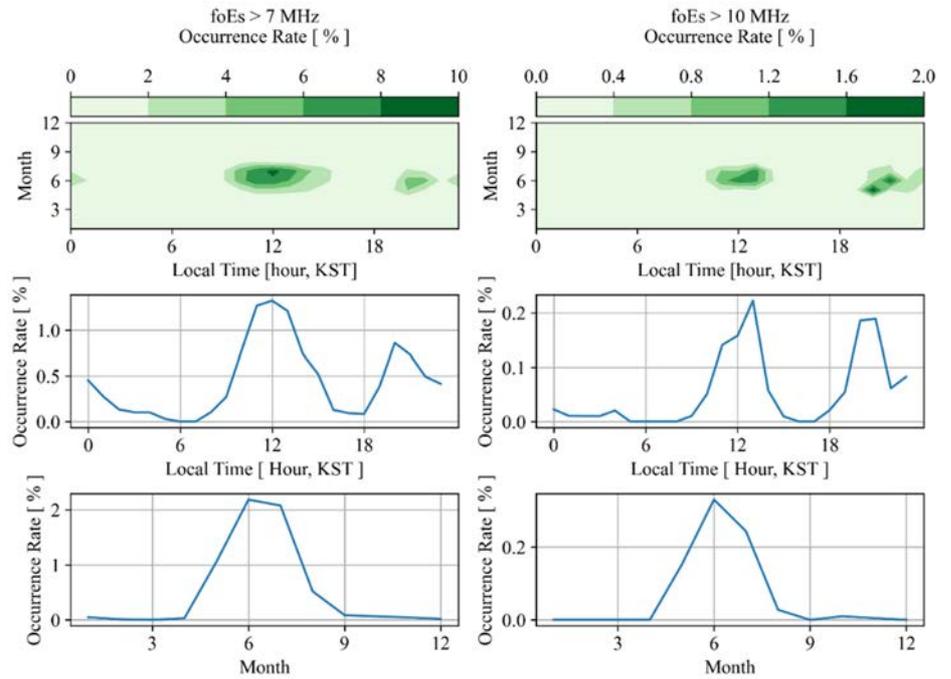
$Es$ 층 발생 횟수( $> 7$  MHz)와  $Es$ 층 발생 횟수( $> 10$  MHz)는 각각 관측  $foEs$  값이 7 MHz와 10 MHz 이상인 경우를 의미하며, 관측 횟수는 특정 기간 동안 생성된 신뢰도 44 미만의 자료 개수를 나타낸다. 이때  $Es$ 층 발생률은 일별, 월별, 지방시별 발생률 등의 형태로 정의될 수 있다.

Fig. 7은 제주 관측소의 월별, 지방시별  $Es$ 층 발생률 변화를 나타낸다. 왼쪽 세 개의 판넬은  $Es$ 층 발생률( $> 7$  MHz)에 대한 것이고, 오른쪽 판넬은  $Es$ 층 발생률( $> 10$  MHz)에 대한 것이다. 월 간격은 1개월, 시간 간격은 1시간이다.  $Es$ 층 발생률( $> 7$  MHz)은 6월 11시 부근에서 가장 높은 값을 보이며, 지방시에 따라 살펴보면 0시부터 6시까지의 발생률이 거의 0에 가깝고, 11시까지 급격히 증가한 후 23시까지 서서히 감소하는 경향을 나타낸다. 계절상으로는 6월에 가장 높으며, 6-7월을 중심으로 서서히 감소하는 추세를 보인다. 발생률의 값의 차이는 있지만,  $Es$ 층 발생률( $> 10$  MHz)도  $Es$ 층 발생률( $> 7$  MHz)와 유사한 경향을 보인다.  $Es$ 층 발생률( $> 7$  MHz),  $Es$ 층 발생률( $> 10$  MHz) 모두 4월에서 9월까지의 7시부터 18시를 제외하면  $Es$ 층 발생률은 매우 낮다.

Fig. 8은 이천 관측소의  $Es$ 층 발생률 변화를 나타내며, Fig. 7과 동일한 형식이다. 지방시별로  $Es$ 층 발생률( $> 7$  MHz)은 12시에 가장 높고, 20시경에 두 번째 고점을 보인다. 계절적으로는 6월에 발생률이 가장 높으며,  $Es$ 층 발생률( $> 10$  MHz)도  $Es$ 층 발생률( $> 7$  MHz)와 유사한 경향을 보인다.



**Fig. 7.** Occurrence rates of Es layer (> 7 MHz, > 10 MHz) as functions of season and local time at Jeju station (top row). Occurrence rates of Es layer (> 7 MHz, > 10 MHz) by local time (middle row). Occurrence rates of Es layer (> 7 MHz, > 10 MHz) by month (middle row). foEs, critical frequency of Es; KST, Korean Standard Time.



**Fig. 8.** Same as in Fig. 7 except for Icheon station. foEs, critical frequency of Es; KST, Korean Standard Time.

제주와 이천의 Es층 발생률 분포에는 두 가지 주요 차이가 있다. 첫째, 이천의 발생률은 제주에 비해 약 5배 낮다. 제주에서의 Es층 발생률( $> 7$  MHz)은(Fig. 7의 왼쪽 위) 최대 40%인 반면, 이천에서는 10% 미만이다. Es층 발생률( $> 10$  MHz)의 경우, 제주와 이천에서 각각 최대 12%와 2%이다. 둘째, 제주는 11시에 한번의 최고점을 보이지만, 이천에서는 12시에 최고점이 나타나고 20시에 또 다른 고점이 나타난다.

### 3.4 태양 활동에 따른 Es(Sporadic E Layer)층 발생률 변화

Fig. 9는 이천과 제주를 포함한 주변국 이오노존데 관측소의 월간 Es층 발생률( $> 7$  MHz)과 태양 흑점수 변화를 시간에 따라 나타낸다. 태양 흑점수 그림에서(가장 아래) 붉은색 굵은 실선은 태양 극대기, 초록색 굵은 실선은 태양 극소기를 나타낸다. 태양 극대기와 극소기 기간은 아래와 같다.

- 태양 극대기(연도): 1967-1969, 1979-1981, 1989-1991, 2000-2002, 2012-2014
- 태양 극소기(연도): 1974-1976, 1985-1987, 1995-1997, 2007-2009, 2018-2020

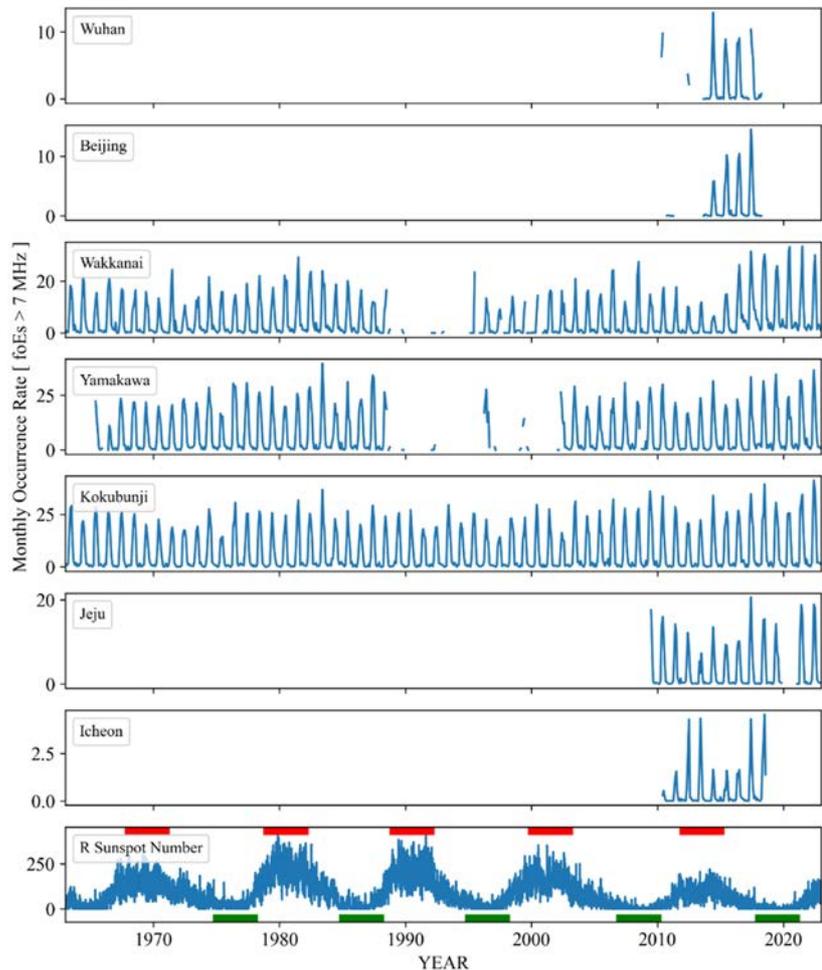


Fig. 9. Time series of monthly Es ( $> 7$  MHz) occurrence measured at 7 East Asia ionosonde stations. Time series of sunspot numbers R is given at the bottom. foEs, critical frequency of Es.

태양 활동성에 따른 Es층 발생률 변화를 분석하기 위해서는 장기간의 관측 자료가 필요하다. Fig. 9를 보면, 이천 관측소 자료는 태양 극대기 1회에 해당하며, 제주 관측소 자료는 태양 극대기 1회와 극소기 1회 동안 사용 가능하다. 태양 활동성에 따른 제주와 이천의 Es층 발생률을 분석하기에는 자료의 양이 충분하지 않다고 판단되어, 제주와 이천 이외에 지리적/지자기적인 위치가 유사한 일본과 중국의 이오노존데 자료를 함께 사용해 태양 활동성에 따른 Es층 발생률 변화를 조사하였다.

Fig. 10과 Table 1은 연구에 사용된 이천, 제주, 베이징, 우한, 와카나이, 코쿠분지, 그리고 야마가와 이오노존데 관측소의 위치를 나타낸다. 이 7곳 관측소의 지리적 위도 차이는 최대 15도, 자자기 위도 차이는 최대 16도, 경도 차이는 약 27도에 이른다.

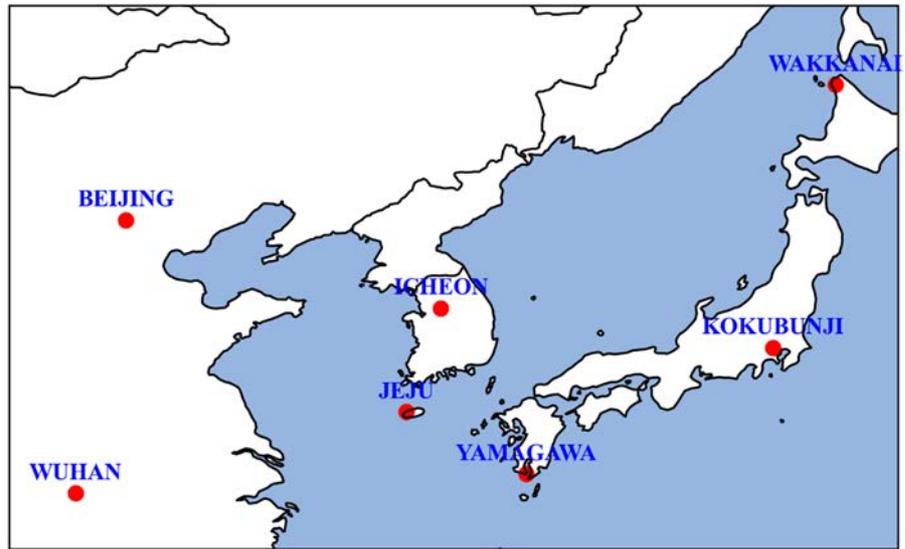


Fig. 10. Location of ionosonde stations in the East Asian region.

Table 1. Geographical and geomagnetic coordinates of ionosonde observatory around the Korean Peninsula

Satation	Geographic latitude (°N)	Geographic longitude (°E)	Geomagnetic latitude (IGRF-13(2022), °N)	Geomagnetic longitude (IGRF-13(2022), °E)
Wakkanai	45.16	141.75	37.27	210.08
Beijing	40.30	116.20	31.17	187.89
Icheon	37.14	127.54	28.32	198.24
Kokubunji	35.71	139.49	26.67	209.23
Jeju	33.43	126.30	24.55	197.36
Yamagawa	31.20	130.62	22.55	201.49
Wuhan	30.50	114.40	21.22	186.53

한반도 주변국까지 관측소를 확장하였음에도 불구하고, 태양 활동성과 Es층 발생률 간 상관분석을 위한 적절한 관측소 수는 충분하지 않았다. 예를 들어, 우한과 베이징 관측소는 태양 극대기와 극소기를 모두 포함하지 못한다. 이에 따라 상대적으로 긴 관측 자료가 제공되는 코쿠분지, 와카나이, 야마가와 관측소 자료를 주로 해석하였고, 한계가 있으나 제주 관측소의 자료를 포함하여 태양 활동성에 대한 분석을 수행하였다.

Fig. 11은 코쿠분지, 와카나이, 제주, 야마가와 관측소의 Es층 발생률을 태양 활동성에 따라 구분하여 나타낸 것이다. 실선은 Es층 발생률( $> 7$  MHz)이고 점선은 Es층 발생률( $> 10$  MHz)을 나타낸다. 파란색 실선과 점선은 태양 극소기, 주황색 실선과 점선은 태양 극대기의 발생률을 의미한다. 관측소 간의 정량적인 차이는 있지만, 4곳 관측소 모두에서 Es층 발생률( $> 7$  MHz)와 Es층 발생률( $> 10$  MHz)은 태양 극소기에 더 높게 나타나는데, 특히 발생률이 최고점인 정오 부근에서 태양 극대기와 극소기의 발생률 차이가 두드러지게 나타난다. 이와 유사한 경향은 Fig. 12의 태양 활동성에 따른 계절별 발생률 변화에서도 나타나는데, 4곳 관측소 모두 여름철에 Es층 발생률이 높고, 태양 극소기에 발생률이 극대기에 비해 높은 경향을 보인다.

중위도 지역에서 Es층 발생의 주요한 원인은 중성 대기의 바람 시어와 유성에 의한 전리권 E층의 플라즈마 밀도 증가로 알려져 있다[8-10]. Tang et al.(2021)은 중위도 유성 레이더로 관측된 유성 개수와 이오노존테의 Es층 발생률을 비교한 결과, 유성 개수와 Es층 발생률은

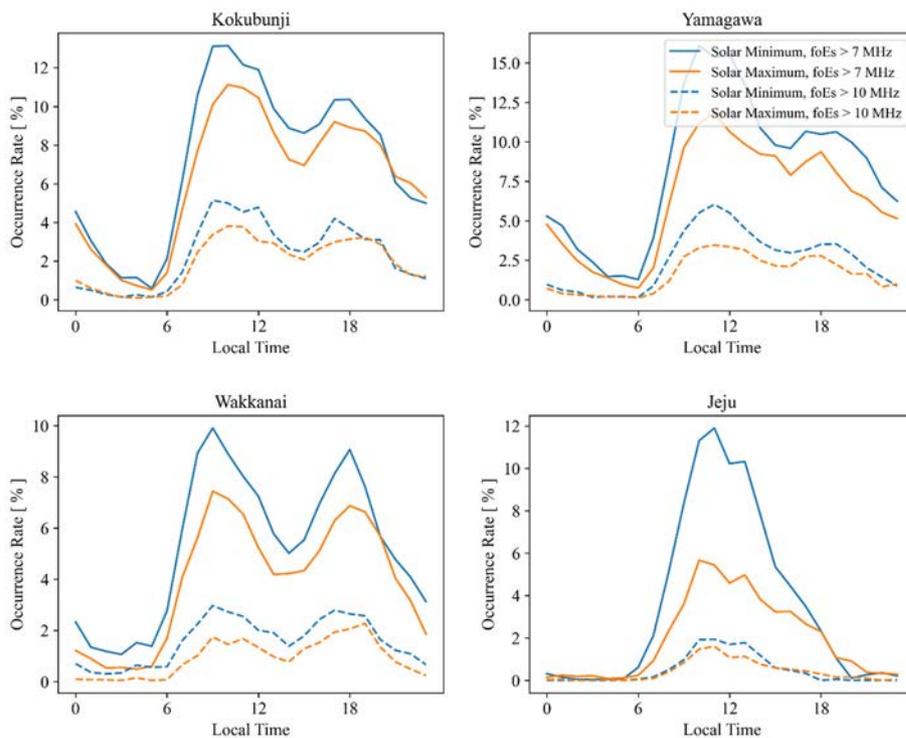
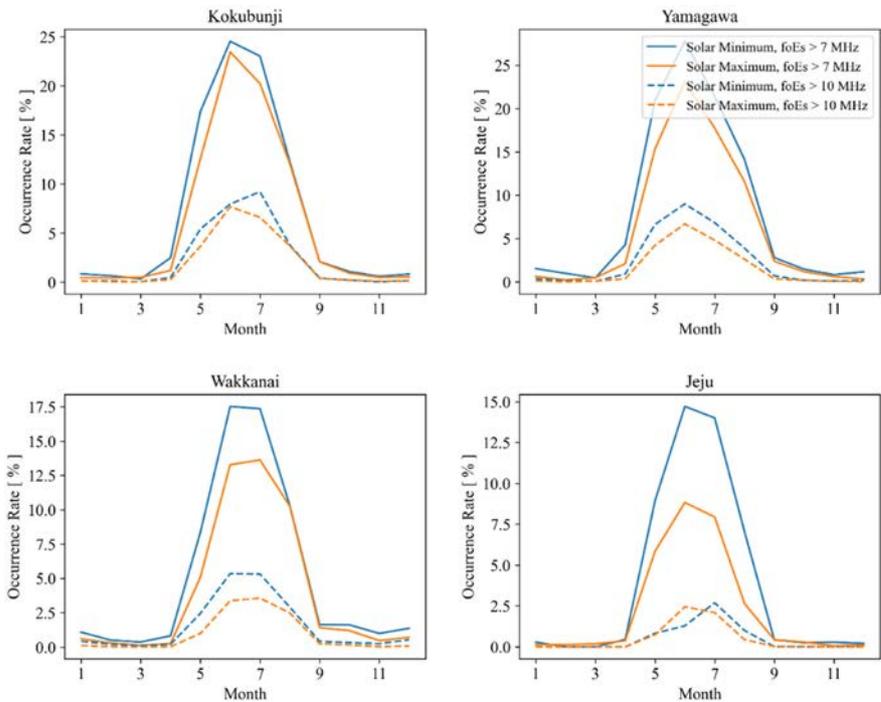


Fig. 11. Occurrence rates of Es layer according to local time at Kokubunji, Yamagawa, Wakanai, and Jeju. Solid and dashed lines are for foEs  $> 7$  MHz and  $> 10$  MHz, respectively. Blue and orange colors represent solar minimum and maximum, respectively. foEs, critical frequency of Es.



**Fig. 12.** Occurrence rates of Es layer according to season at Kokubunji, Yamagawa, Wakanai, and Jeju. Solid and dashed lines are for foEs > 7 MHz and > 10 MHz, respectively. Blue and orange colors represent solar minimum and maximum, respectively. foEs, critical frequency of Es.

여름철 높고 겨울철에 낮은 경향을 보였으며, 두 변수 간의 선형 상관계수는 약 0.6으로 나타났다[11]. Campbell-Brown에 따르면, 태양 활동성이 증가할수록 VHF 레이더로 관측되는 유성의 수가 감소하는 경향을 보였다. 이러한 연구 결과를 종합하면, Fig. 11과 12에서 나타나는 태양 극소기 동안의 Es층 발생률이 높은 경향은 계절과 태양 활동성에 따른 유성 유입량의 차이에 기인한 것으로 해석할 수 있다[12].

### 3.5 지자기 교란 정도에 따른 Es(Sporadic E Layer)층 발생률 변화

Fig. 13은 일본 카키오카 지자기 관측소(36.233°N, 140.189°E)에서 측정된 K 지수의 월별, 지방시별 평균 분포를 나타낸다. K 지수는 춘분과 추분에 평균적으로 높은 값을 보이며, 지방시 기준으로는 자정에 높은 경향을 나타낸다. K 지수에 따른 Es 발생률 분포를 분석할 때, 계절 및 지방시에 따른 Es층 발생률이 혼재하여 분석에 어려움이 발생할 수 있다. 지자기 변동에 의한 Es층 분포를 명확히 하기 위해 계절별, 지방시별로 K 지수에 따른 Es층 발생률을 조사하였다.

Figs. 14-16의 파란색 실선은 K지수가 0일 때의 Es층 발생률(> 7 MHz)을 빨간색부터 노란색은 각각 K = 1, K = 2, K = 3, 그리고 K가 4이상일 경우의 발생률을 나타낸다. 분석은 봄, 가을, 겨울, 여름으로 구분하여 계절별로 지방시에 따른 발생률 분포를 제시하였다. K = 1, 2, 3일 경우에는 계절에 관계없이 특정한 경향을 파악하기 어려운 분포를 보였지만, K = 0과 K가

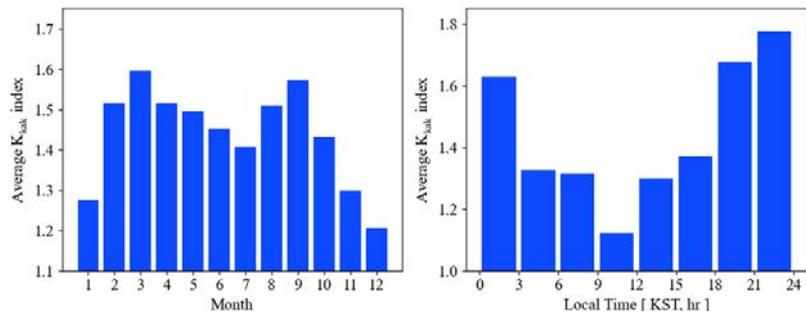


Fig. 13. Average distributions of Kakioka K index by month (left) and local time (right). KST, Korean Standard Time.

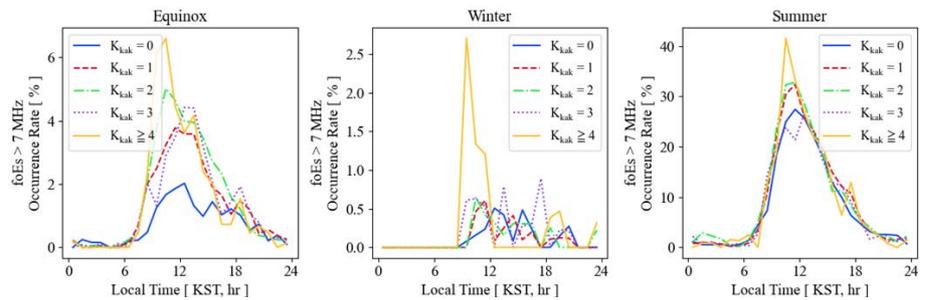


Fig. 14. Occurrence rates of Es (> 7 MHz) at Jeju as function of local time for equinox, winter, summer seasons. The occurrence rates are plotted for each group of K index as indicated in the label. foEs, critical frequency of Es; KST, Korean Standard Time.

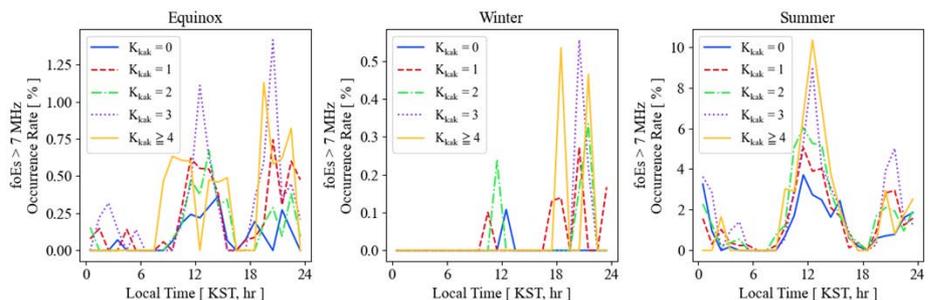


Fig. 15. Same as in Fig. 14 except for Icheon. foEs, critical frequency of Es; KST, Korean Standard Time.

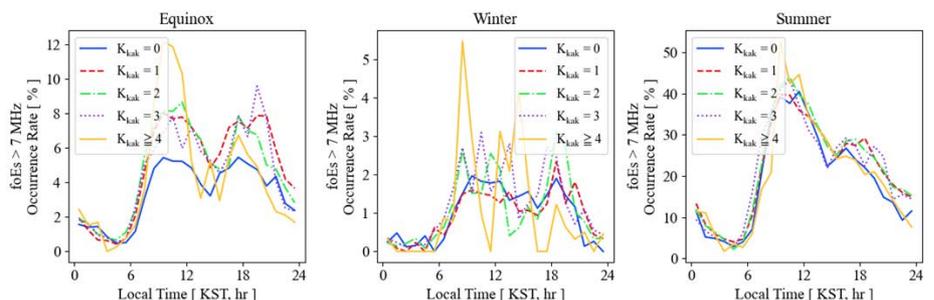


Fig. 16. Same as in Fig. 14 except for Kokubunji. foEs, critical frequency of Es; KST, Korean Standard Time.

4 이상인 경우(파란색 및 노란색 실선)는 유의미한 발생률 차이가 나타났다. 제주와 코쿠분지의 경우 봄·가을, 여름 그리고 K가 4 이상일 때 Es층 발생률이 높은 경향을 보이며, 겨울에 유의미한 차이가 나타나지 않았다. 이천 관측소의 경우 여름철에는 K지수에 따른 유의미한 발생률 차이가 관찰되었지만, 봄·가을과 겨울에 차이가 나타나지 않았다.

### 3.6 Es(Sporadic E Layer)층 발생률과 VIC(Vertical Ion Convergence) 간 상관분석

식 (3)을 사용하여 일별 VIC(Vertical Ion Convergence)와 일별 Es층 발생률 간 상관분석을 수행하였다. 식 (3)은 수직 이온 수렴도(VIC)를 나타내며 이는 수직 방향 이온 속도의 기울기를 의미한다[13].

$$VIC = - \frac{\partial w}{\partial z} \quad (3)$$

VIC 계산에 NRLMSIS-00, HWM2014 그리고 IGRF-13 모델을 사용하였는데 각 모델로부터 이온 밀도, 중성대기 속도 그리고 자기장을 산출하였다. Fig. 17의 (a)와 (b)에서 파란색 실선은 일별 Es층 발생률( $> 7$  MHz)의 변화, 붉은색 실선은 고도 115 km와 105 km의 VIC 변화를 각각 나타낸다. 115 km의 경우 대체적으로 일별 Es층 발생률( $> 7$  MHz)과 VIC의 증감이 여름철에는 높고 겨울철에는 낮은 경향의 유사한 패턴을 보인다. 반면 105 km의 경우 일별 Es층 발생률( $> 7$  MHz)과 VIC 간 변화가 서로 다른 양상을 보인다. Fig. 17의 (c)에는 고도에 따른 VIC와 Es층 발생률 간의 상관관계수가 (d)에는 관측된 Es층 발생 고도의 분포 히스토그램이 제시되어 있다. 110 km 부근에서 Es층이 가장 많이 관측되었으며, 이 고도에서 상관관계수가 약 0.6으로 가장 높게 나타났다. 고도가 110 km보다 낮거나 135 km보다 높은 경우 상관관계수가 낮아지는 경향을 보였으며, 이는 Es층 발생률( $> 7$  MHz)과 Es층 발생률( $> 10$  MHz) 모두에서 동일하게 관찰되었다.

Fig. 18은 Fig. 17과 동일한 형식으로 이천 관측소의 결과를 나타낸 것이며, 전반적인 경향은 제주와 유사하지만 상관관계수는 제주보다 낮은 경향을 보인다.

## 4. 결론

본 연구에서는 Es층의 발생 예측 모델 개발을 목적으로, Es층의 발생 빈도를 분석하고, 태양 활동성과 지자기 교란 상관분석을 수행하였다. foEs는 여름철 정오 부근에서 가장 높으며, 여름에서 겨울로, 정오에서 자정으로 갈수록 점차 낮아지는 경향을 보였다. h'Es(virtual height of Es)는 6시경에 가장 높고, 정오까지 점진적으로 감소하다가 16시경에 다시 증가한 후 자정까지 다시 낮아지는 형태를 나타내며, 4월이 가장 높은 값을 보이고 8월까지 감소한 뒤 이후 다시 증가하는 경향을 보였다.

이천 관측소의 Es발생률은 12시와 20시에 두 번의 최대점을 보였으며, 계절적으로는 6월에 최고점을 기록하였다. 반면, 제주 관측소의 경우 6월 11시에 한 번의 발생률이 가장 높았다.

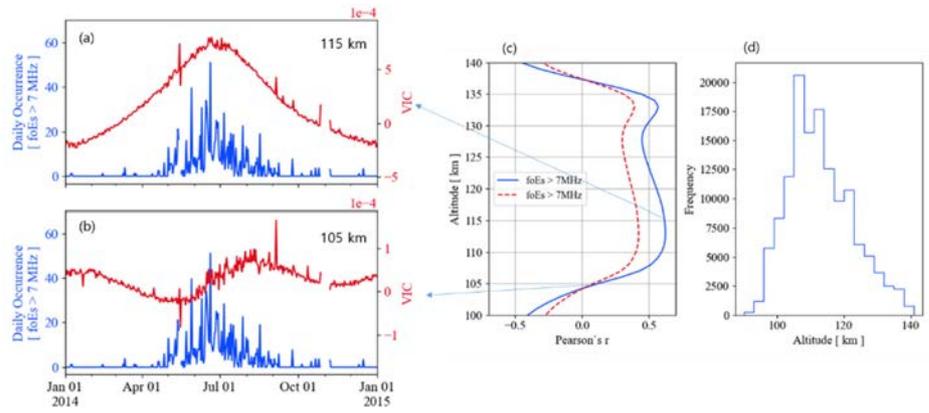


Fig. 17. Daily occurrence rate of Es (> 7 MHz) in 2014 at Jeju. Overlapped red curves are VIC computed at 115 km (a) and 105 km (b). Altitude profiles of correlation between daily Es occurrence and VIC (c). Histogram of Es heights (d). foEs, critical frequency of Es; VIC, Vertical Ion Convergence.

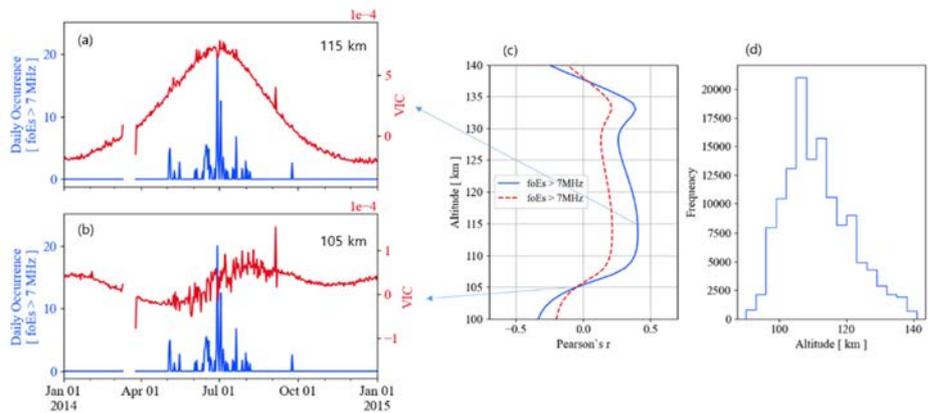


Fig. 18. Same as in Fig. 17 except for Icheon. foEs, critical frequency of Es; VIC, Vertical Ion Convergence.

Es 발생률은 위도에 따라 다르게 나타났으며, 고위도일수록 두 번의 최대점이 존재하고 저위도일수록 한 번의 최대점이 나타나는 경향이 확인되었다. 또한, 태양 극소기 동안의 발생률이 극대기 기간에 비해 더 높게 나타났다.

북반구 중위도 지역에서 Es층의 주요 발생 원인은 중성대기 바람 시어이며 유성에 의한 유입되는 금속 이온이 Es 발생률을 증가시키는 요인으로 작용할 수 있다. 110-120 km 고도에서의 VIC와 Es층 발생률 간에 가장 높은 상관관계가 나타났으며, 지자기 교란이 클수록 발생률이 대체적으로 높아지는 경향을 보였다.

본 연구의 분석 결과는 Es층 발생률 예보 모델 개발에 사용될 것이다. 분석 결과는 기계학습 모델의 입력 자료 선정에 참고될 것이며, 다양한 구조의 기계학습 구조를 훈련하여 우주환경 예보에 활용될 수 있는 Es층 예보 모델을 개발할 계획이다.

## 감사의 글

본 연구는 정부(우주항공청 우주환경센터)의 재원으로 정보통신기획평가원(과제번호 : RS-2023-00237693, 우주전파재난 위험분석 및 대응기술 개발 사업)의 지원을 받아 수행하였으며 이에 감사드립니다.

## References

1. Haldoupis C, Midlatitude sporadic E. A typical paradigm of atmosphere-ionosphere coupling, *Space Sci. Rev.* 168, 441-461 (2012). <https://doi.org/10.1007/s11214-011-9786-8>
2. Axford WI, The formation and vertical movement of dense ionized layers in the ionosphere due to neutral wind shears, *J. Geophys. Res.* (1896-1977). 68, 769-779 (1963). <https://doi.org/10.1029/JZ068i003p00769>
3. Chimonas G, Axford WI, Vertical movement of temperate-zone sporadic E layers, *J. Geophys. Res.* (1896-1977). 73, 111-117 (1968). <https://doi.org/10.1029/JA073i001p00111>
4. Houminer Z, Russell CJ, Dyson PL, Bennett JA, Study of sporadic-E clouds by backscatter radar, *Ann. Geophys.* 14, 1060-1065 (1996). <https://doi.org/10.1007/s00585-996-1060-0>
5. Harwood J, Some observations of the occurrence and movement of sporadic-E ionization, *J. Atmos. Terr. Phys.* 20, 243-244, IN1, 245-262 (1961). [https://doi.org/10.1016/0021-9169\(61\)90204-5](https://doi.org/10.1016/0021-9169(61)90204-5)
6. Tanaka T, Sky-wave backscatter observations of sporadic-E over Japan, *J. Atmos. Terr. Phys.* 41, 203-215 (1979). [https://doi.org/10.1016/0021-9169\(79\)90013-8](https://doi.org/10.1016/0021-9169(79)90013-8)
7. Galkin IA, Reinisch BW, Huang X, Khmyrov GM, Confidence score of ARTIST-5 ionogram autoscaling, in INAG Technical Memorandum, pp. 1-7 (2013).
8. Whitehead JD, The formation of the sporadic-E layer in the temperate zones, *J. Atmos. Terr. Phys.* 20, 49-58 (1961). [https://doi.org/10.1016/0021-9169\(61\)90097-6](https://doi.org/10.1016/0021-9169(61)90097-6)
9. Whitehead JD, Recent work on mid-latitude and equatorial sporadic-E, *J. Atmos. Terr. Phys.* 51, 401-424 (1989). [https://doi.org/10.1016/0021-9169\(89\)90122-0](https://doi.org/10.1016/0021-9169(89)90122-0)
10. Mathews JD, Sporadic E: current views and recent progress, *J. Atmos. Sol. Terr. Phys.* 60, 413-435 (1998). [https://doi.org/10.1016/S1364-6826\(97\)00043-6](https://doi.org/10.1016/S1364-6826(97)00043-6)
11. Tang Q, Zhao J, Yu Z, Liu Y, Hu L, et al., Occurrence and variations of middle and low latitude sporadic E layer investigated with longitudinal and latitudinal chains of ionosondes, *Space Weather.* 19, e2021SW002942 (2021). <https://doi.org/10.1029/2021SW002942>
12. Campbell-Brown MD, Solar cycle variation in radar meteor rates, *Mon. Not. R. Astron. Soc.* 485, 4446-4453 (2019). <https://doi.org/10.1093/mnras/stz697>
13. Shinagawa H, Tao C, Jin H, Miyoshi Y, Fujiwara H, Numerical prediction of sporadic E layer occurrence using GAIA, *Earth Planets Space.* 73, 28 (2021). <https://doi.org/10.1186/s40623-020-01330-y>

## Author Information

**최규철** kcchoi@selab.co.kr



충북대학교 천문우주학과에서 석사학위를 받았고 박사과정을 수료하였다. (주)에스이랩의 책임연구원으로 재직하고 있으며, 우주과학 및 우주기상, 자력계, 기상레이더 영상 분석 등의 분야에서 연구 및 사업을 수행하고 있다.

**오승준** oh@selab.co.kr



2002년 (주)에스이랩을 공동 창업하고, 현재 대표이사로 역임하고 있다. 2007년 서울대 물리천문학부에서 전리권 연구로 박사학위를 취득한 후 우주 기술 관련 다양한 응용 콘텐츠 개발 및 사업화의 책임자로 활동하고 있다. 2013년부터 2018년까지 아·태 산업자문회의 위원(APEC Business Advisory Council member)으로 활동했다.

**신대규** dkshin@selab.co.kr



충북대학교 천문우주학과에서 석사와 박사학위를 받았고, (주)에스이랩의 책임연구원으로 재직하고 있다. 우주과학 및 우주기상, 기상레이더, AI 등의 분야에서 연구 및 사업을 수행하고 있다

**김용하** eyhkim@cnu.ac.kr



충남대학교 명예교수로 "지구의 고층대기"(충남대 출판원)의 저자이고, (주)에스이랩의 책임연구원으로 재직하며, 전리권/고층대기 전반의 연구를 수행중이다.



## 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 \_\_\_\_\_

\* 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 4호

---

등 록 일 | 2021년 5월 31일

발 행 일 | 2024년 11월 30일

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](mailto:ksss@ksss.or.kr)

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

편집·인쇄 | 거목문화사·거목인포

TEL : 02-2277-3324

E-mail : [guhmok@guhmok.com](mailto:guhmok@guhmok.com)

---

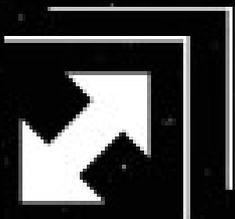


# DALRO Aerospace

---

큐브위성과 로켓을 이어주는 발사 서비스  
**달로 에어로스페이스**

큐브위성 발사관 / P-POD / 위성 분리장치



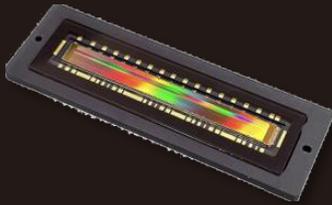
**DALRO**  
**Aerospace**

# 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

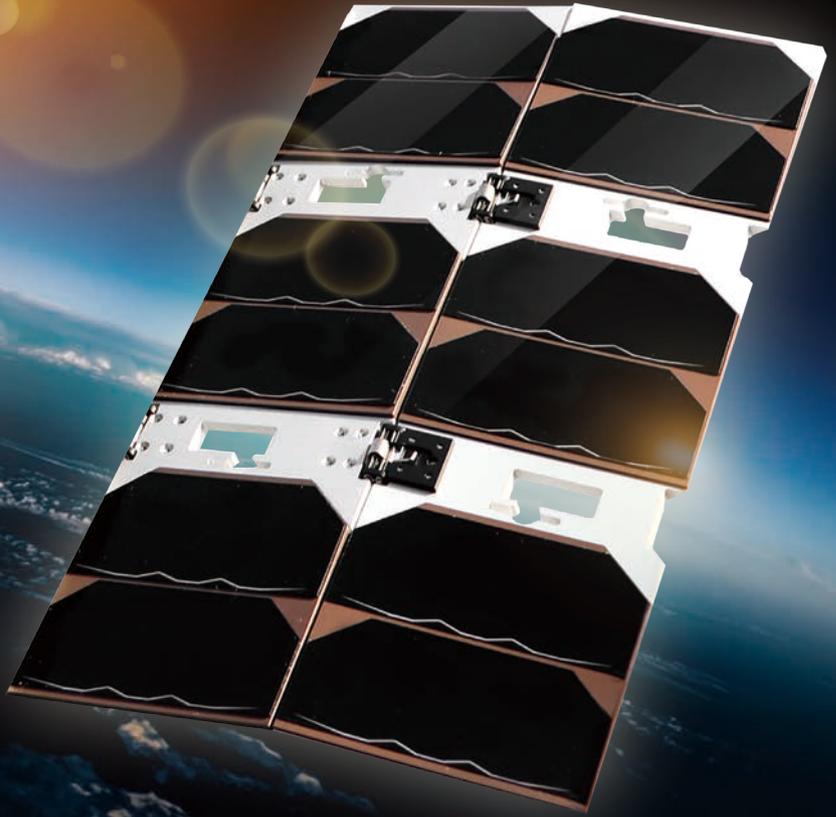
**sh** sensohub

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



- 위성 탑재체 / 기타 구성품 등
- 위성 지상 관제 및 수신
- 위성정보 활용 서비스
- 위성 지상 시험

- 초소형위성 생산 및 테스트
- 초소형위성 제어 (지상국)
- 태양 전지판 국내 제조 기술 보유
- 구성품 구현 및 생산

### 항공 사업



- 무인기 지상 통제
- 무인기 점검 / 시험 / 훈련
- 항공기 전자 장비 MRO
- 미래항공 교통 시험

## Contact

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

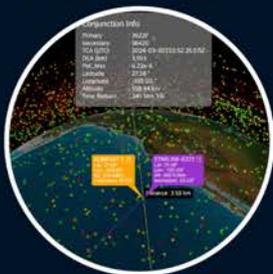
**SOLETOP**

# SPACEMAP

모든 우주의사결정문제를  
실시간으로 해결하는  
'의사결정 플랫폼'



## Services



**Astro-1**  
The Guardian for Safety

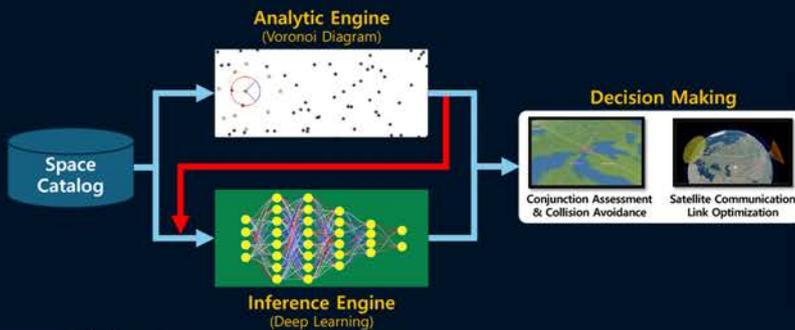


**AstroOrca**  
The Optimization for Space



**AstroLibrary**  
The Toolkit for Software

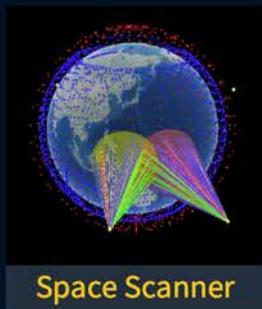
## Core Technology



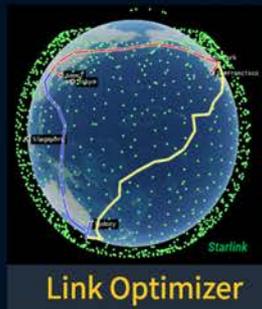
## Space-Time AI (ST-AI)

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



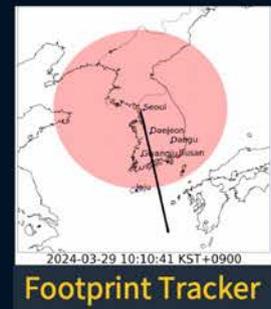
Space Scanner



Link Optimizer



RFI Catcher



Footprint Tracker

Contact us now



www.spacemap42.com  
**SPACEMAP**

contact@spacemap42.com (Info)  
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.

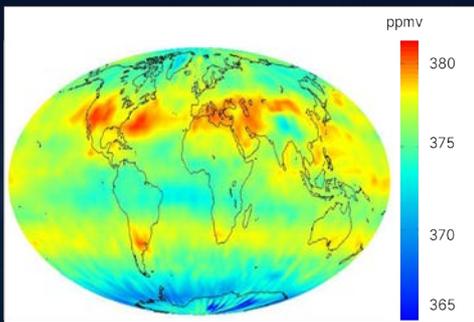
### 자체 환경위성 개발 (2025. 4Q)

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

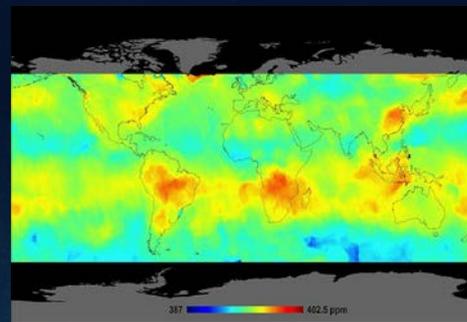
### 환경위성 기반의 온실가스 모니터링 및 분석 서비스

- 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

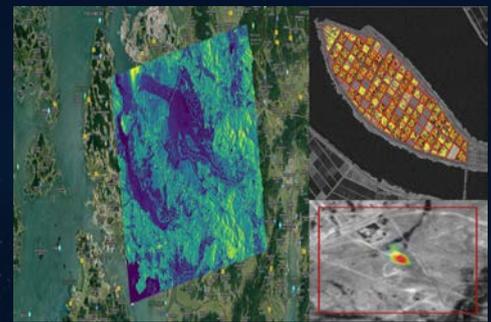
### 글로벌 베이스맵 서비스



### 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.



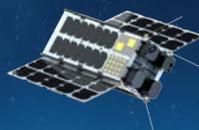
K3 / EO  
(2012. 5)



K5 / SAR  
(2013. 8)



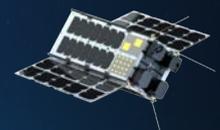
K3A / EO  
(2015. 3)



CONTEC Sat / EO  
(2024. 3)



K6 / K7  
(2025. 4Q)



CES Sat / Environment  
(2025.4Q)

### 광학 및 레이더 위성영상

위성 명	PAN 해상도	MS 해상도	위성 명	Product 해상도, Range x Azimuth
KOMPSAT-2	1.0m	4.0m	KOMPSAT-5	Up to 0.85m~20m
KOMPSAT-3	0.7m	2.4m	CSK	1.0m x 1.0(GRD)~100m x 100m(GRD)
KOMPSAT-3A	0.55m	2.2m	CSG	0.5m x 0.4m (GRD)~6.0m x 40.0m(GRD)
CONTEC OREUM-Sat	1.5m	1.5m	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

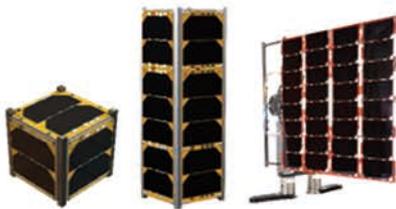
위성 명	Product 해상도
CES 환경위성 (2025. 4Q)	SWIR
KOMPSAT-6 (SAR, 2025)	GSD 0.5m
KOMPSAT-7 (EO, 2025)	GSD 0.3m

# 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





(주)에이디솔루션  
ADSOLUTION.CO.KR

## 사업 분야

### 설계 및 해석TOOL판매

- 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

## Business Fields

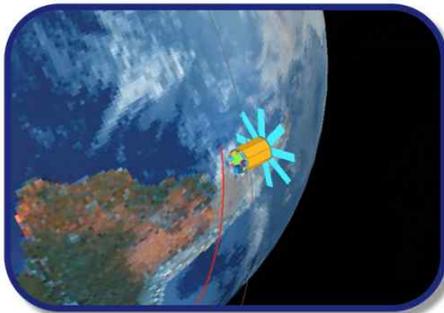
### 해석 용역 수행

- 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

## Product



## 실적 소개

- 1) 대형트럭 프론트 판넬 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



**KARMEL**  
TECHNOLOGIES, INC.

EMPOWERING OUR FUTURE

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

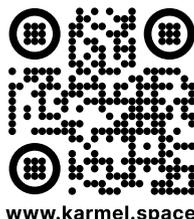
### 우주 부품 엔지니어링, 시험, 인증 및 공급에 대한 모든 것

- 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 EXPLORATION

## Platform specification

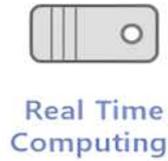
Dimensions:	440 x 440 x 330 mm <sup>3</sup>
Mass:	-50 kg (Charged)
Payload mass:	< 7 kg
Thruster:	Ion hall
BUS voltage:	18.0 - 32.4 V
Life time:	-3 years
TT&C:	UHF / S-band
Downlink:	X-band
Orientation:	Sun, inertial



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.



We are a space solution provider based in the Republic of Korea, specializing in small and ultra-small satellite systems.



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

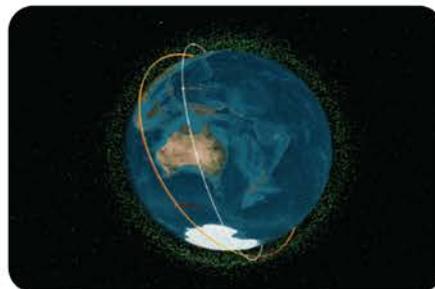
개발 경험과 M&S 기반 기술을 확대 적용하여 재해/재난 사고 예방, 자동차디자인 모델링, 산업 교육용 시뮬레이터, 의학, 게임 등 공공/오락 산업분야 전반으로 사업 영역을 확대하고 있습니다. 최근에는 가상현실(VR) 기반으로 AR, MR, XR 분야로 더욱 확대 적용하여 우주/항공분야 (달탐사, 드론 등), 자율주행, 인공지능분야 등으로 성장해 나가고 있습니다.

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



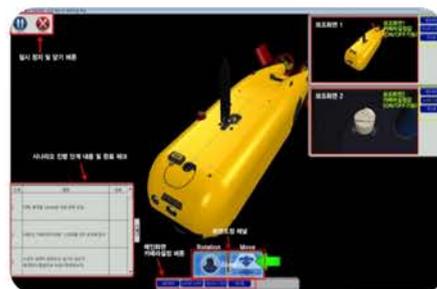
Maritime M&S

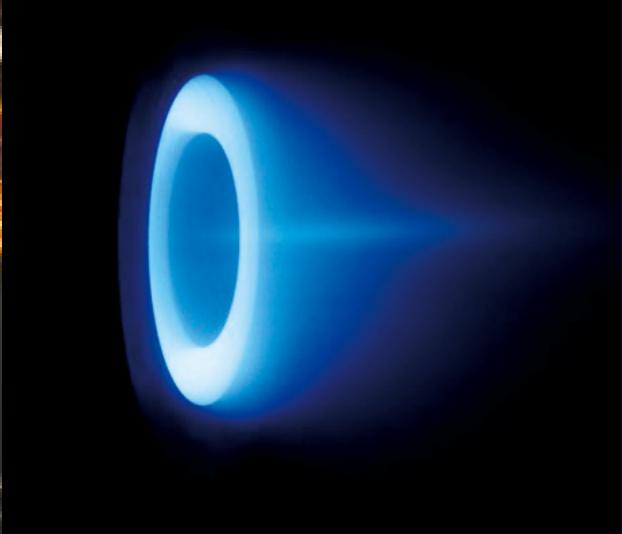
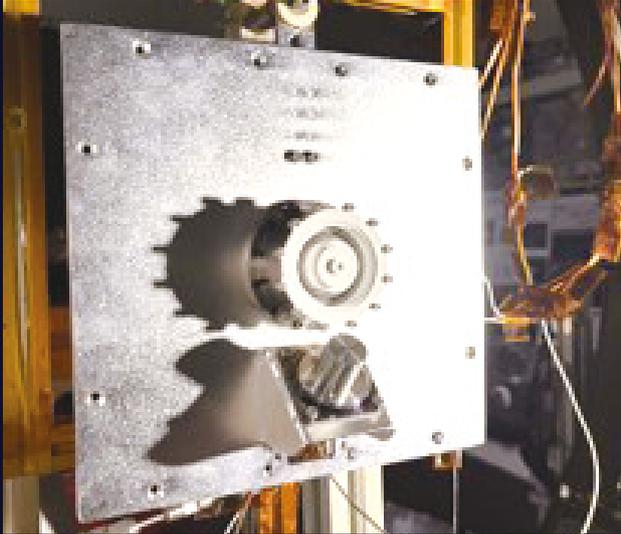


Real-Time Computing



VMT & CBT



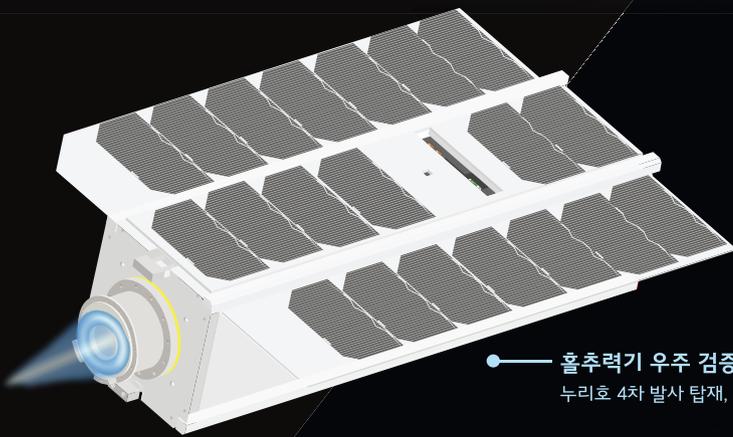


## Honeybee 초소형위성용 홀추력기

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

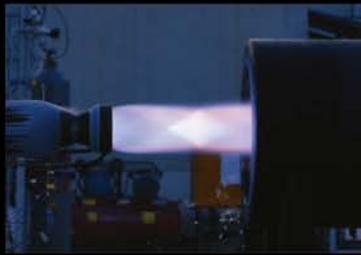
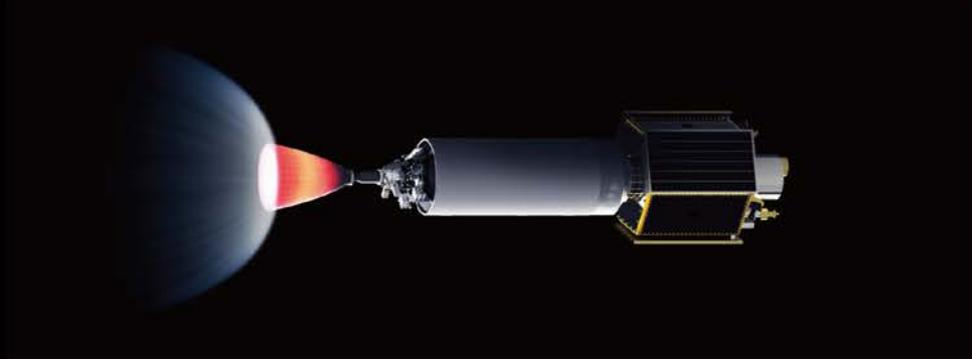
[www.cosmabee.co.kr](http://www.cosmabee.co.kr)

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



# 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

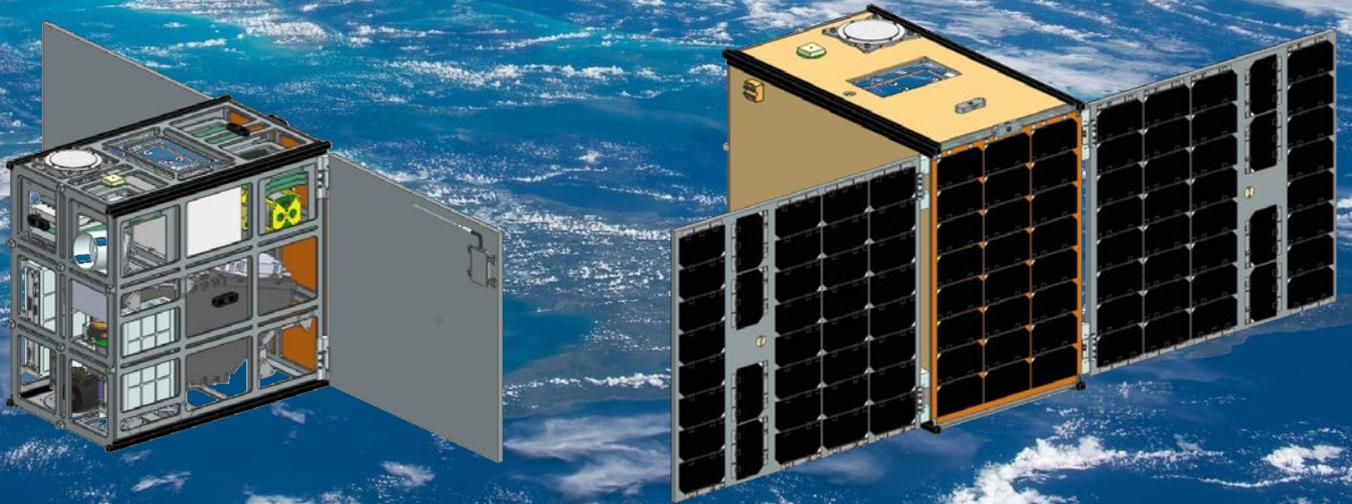
# 긴급대응 광역 감시정찰 큐브편대위성 개발



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]

