



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@kssss.or.kr

JSTA 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: kssss@kssss.or.kr

우주기술과 응용

편집위원회 (2024.01.01 – 2024.12.31)

편집위원장	임형철	한국천문연구원		
편집위원	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)솔탐		
	유광선	KAIST 인공위성연구소		
	이균호	세종대학교		
	이병선	한국전자통신연구원		
	이선희	한국항공우주연구원		
	이우경	한국천문연구원		
	이 유	충남대학교		
	이재진	한국천문연구원		
	이주희	한국항공우주연구원		
	이창한	한국항공우주산업		
편집국장	김숙경	한국우주과학회		



우주기술과 응용 Vol. 4 No. 3 August 2024

기술논문

- 185 Development of Adaptive Optics System for the Geochang 100 cm Telescope
Hyung-Chul Lim, Francis Bennet, Sung-Yeol Yu, Ian Price, Ki-Pyoung Sung, Mansoo Choi

연구논문

- 199 선박 GNSS(Global Navigation Satellite System) 자료를 사용한 전리권 정보 산출 실험:
이사부호 초기 결과 손동호, 최병규, 홍준석, 이경목, 이우경, 정종균, 박요섭
- 210 2024년 5월 G5 지자기 폭풍 때 한반도 상공 전리권 변화:
한국천문연구원 준 실시간 전리권 감시 시스템 관측 결과를 중심으로
이우경, 길효섭, 최병규, 홍준석, 정세현, 김수진, 김정현, 손동호, 노경민, 유성문, 양태용, 박재홍, 정종균, 곽영실
- 220 헬륨풍선을 이용한 대기 중 오존 밀도 측정 및 대기 높이 척도 분석:
한반도 남부 지역의 대류권 및 성층권 하부 유승우, 김민준, 한병현, 김어진, 김기남, 정종균
- 232 별 추적기 알고리즘을 활용한 위성 자율항법 연구 김현승, 현 철, 이호진, 김동건

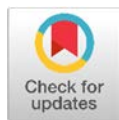
기술논문

Development of Adaptive Optics System for the Geochang 100 cm Telescope

Hyung-Chul Lim^{1†}, Francis Bennet², Sung-Yeol Yu¹, Ian Price²,
Ki-Pyoung Sung¹, Mansoo Choi¹

¹Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea

²Research School of Astronomy and Astrophysics, Australian National University, Canberra 0200, Australia



Received: May 10, 2024

Revised: July 2, 2024

Accepted: July 23, 2024

†Corresponding author :

Hyung-Chul Lim

Tel : +82-42-865-3235

E-mail : hclim@kasi.re.kr

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

ORCID

Hyung-Chul Lim

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

Francis Bennet

<https://orcid.org/0000-0001-9797-1724>

Sung-Yeol Yu

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

Ian Price

<https://orcid.org/0000-0002-5009-9155>

Ki-Pyoung Sung

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

Mansoo Choi

<https://orcid.org/0000-0003-2004-2972>

Abstract

Korea Astronomy and Space science Institute (KASI) partnered with the Australian National University (ANU) to develop the adaptive optics (AO) system at the Geochang observatory with a 100 cm optical telescope for multiple applications, including space geodesy, space situational awareness and Korean space missions. The AO system is designed to get high resolution images of space objects with lower magnitude than 10 by using themselves as a natural guide star, and achieve a Strehl ratio larger than 20% in the environment of good seeing with a Fried parameter of 12–15 cm. It will provide the imaging of space objects up to 1,000 km as well as its information including size, shape and orientation to improve its orbit prediction precision for collision avoidance between active satellites and space debris. In this paper, we address not only the design of AO system, but also analyze the images of stellar objects. It is also demonstrated that the AO System is achievable to a near diffraction limited full width at half maximum (FWHM) by analyzing stellar images.

Keywords: adaptive optics, atmospheric turbulence, natural guide star, space situational awareness

1. INTRODUCTION

Space debris has been a potential threat to space missions and human space activities because its collision probability is increasing due to the exponential growth of space debris population. The spatial density of orbiting objects is so sufficiently high that a collision would cause a collisional cascading problem known as Kessler Syndrome [1] unless any action is taken to decrease the amount of space debris, such as anti-collision maneuver and space debris removal.

The two line elements (TLE) catalogue of space debris is generated and maintained by the US Air Force using radar and passive optical tracking data for various orbit propagation tasks. But it is often found that the TLE catalogue does not provide the required orbit accuracy for the space debris collision warnings, for example, the collision between the Iridium 33 satellite and the defunct Cosmos 2,251 on February 10, 2009.

Improving the orbital prediction accuracy is necessary to prevent collision against space debris, or to avoid unnecessary anti-collision maneuvers of operational spacecrafts.

The accurate orbital prediction is achievable using the combination of optical and laser tracking data obtained even from a single station through the estimation of ballistic coefficients [2–5]. In contrast to the satellite laser ranging (SLR) of cooperative targets with laser retro-reflector array (LRA), the laser ranging of space debris requires higher laser power because of low reflectivity of uncooperative target without LRA. The ranging precision is in range of 30 cm to 230 cm [6–8], resulting from space debris size and large laser pulse width of nanoseconds. Even though the debris laser ranging provides accurate measurements with one or two orders of magnitude better than the radar and passive optical tracking system, the dynamic model should take into account the debris characteristics such as size, shape and orientation information in order to improve the orbital prediction precision. The debris characteristics will influence the accurate orbital prediction as non-gravitational perturbations such as atmospheric drag and solar radiation pressure are heavily influenced by them [9]. They are available from high resolution images by ground-based optical telescope. But the image is highly distorted by atmospheric turbulence to such an extent that the image may not be often recognizable.

Adaptive optics (AO) is a technology to improve the image quality by compensating the global tilt and the local phase fluctuations for the incoming wavefronts distorted by atmospheric turbulence. It provides the high resolution image of space objects including active satellites and space debris, close to the diffraction limit of an optical telescope. Currently, AO technologies have been increasingly used for space situational awareness (SSA), particularly in the field of the space object imaging and identification, space debris laser tracking (DLT) and space debris removal [10–15].

Korea Astronomy and Space science Institute (KASI) established the space optical and laser tracking (SOLT) system at Geochang observatory for space geodesy, SSA and Korean space missions [16]. Fig. 1 shows the external view of Geochang observatory located at 950 m above the sea level. The SOLT system consists of three systems sharing an optical telescope with 100 cm clear aperture: SLR, AO, and DLT. The AO system is designed to be capable of imaging the space objects brighter than 10 magnitude using space objects as a natural guide star. It will provide space object information such as size, shape and orientation which are available from the characterization and identification process based on the AO high resolution imagery. To develop the AO system KASI specified the site characteristics, design performance, and some critical parameters. The Australian National University (ANU) designed, build, and installed the AO system including initial operations to successfully demonstrate its capabilities. In this paper, we present the design and development of AO system which was implemented at the Geochang observatory. In addition, it is demonstrated that the AO system provides the



Fig. 1. Drone photo of Geochang observatory located at Gamak mountain.

good stellar images with a near diffraction limit and shows good performance in terms of the full width at half maximum (FWHM).

2. DESIGN OF ADAPTIVE OPTICS SYSTEM

Light propagation through the atmosphere is inevitably aberrated by atmospheric turbulence which degrades image quality obtained with a ground-based optical telescope. The AO measures the distorted wavefront using a wavefront sensor (WFS), and then compensates the atmospheric turbulence in real time by controlling an active optical element such as a tip-tilt mirror and deformable mirror (DM) in order to provide the high quality image of space objects. As shown in Fig. 2 illustrating the AO operational principle, the AO system consists of a WFS, a DM, a control system and an imaging camera. A dichroic beamsplitter is used to split the incoming beam into two beams, depending on the wavelength and then transmit the beam to the WFS and the imaging camera, so that wavefronts are measured at the same time when images are taken.

The AO design is seriously determined by the telescope size and atmospheric conditions at the site. So the AO system of the Geochang station is designed to image the space objects brighter than 10 magnitude up to 1,000 km using the 100 cm telescope, and achieve a Strehl ratio larger than 20% in the environment of good seeing with coherence length (or Fried parameter) of 12 to 15 cm and wind speed of 8 to 10 m/s. The AO system is also designed to use the sunlight of the visible wavelength range reflected from space objects as the natural guide star light for the wavefront measurement, and the infrared wavelength range for imaging.

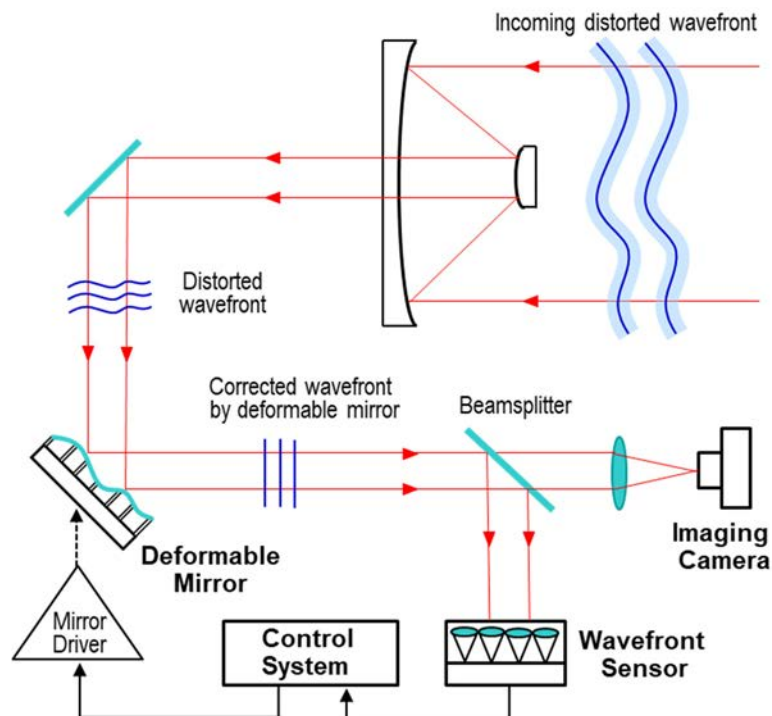


Fig. 2. Operational principle of adaptive optics (AO) system.

2.1 Optical Design

Light from the optical telescope is directed to one of three systems (i.e., SLR, AO, and DLT systems) by switching a Coudé mirror inside the telescope pedestal. The SLR, AO, and DLT systems are installed on an optical bench in a temperature and humidity controlled Coudé room, respectively. Seven Coudé mirrors including the primary and secondary mirrors are coated against a high power laser for DLT operation. The optical telescope is designed using a parabolic primary mirror with 100 cm clear aperture and focal ratio of $f/1.5$, and a parabolic secondary mirror with 25 cm clear aperture. It provides a diffraction limit of 0.18 arcseconds at 850 nm wavelength which will be able to resolve features 85 cm in size for space objects at the distance range of 1,000 km.

Fig. 3 shows the optical schematic of AO system. The collimated beam with 250 mm diameter via Coudé path is reduced into 12.5 mm by an on-axis beam expander with a $f/5.3$ parabolic mirror and a collimating lens, and then reflected off the DM to the dichroic beamsplitter. The light is split by the beamsplitter, making the light of wavelengths from 450–800 nm pass to the WFS, and the light of wavelengths from 800–1,000 nm reflected to the imaging camera. The WFS has also a beam expander which converts the beam from 12.5 mm to 2.5 mm, which consists of three lenses, the first two forming a compound lens to adjust the precise size of the beam. The pupil is also relayed, making the DM conjugate to the lenslet array, which also corresponds to the telescope pupil. A calibration source is also inserted onto the AO optical bench to calibrate the AO

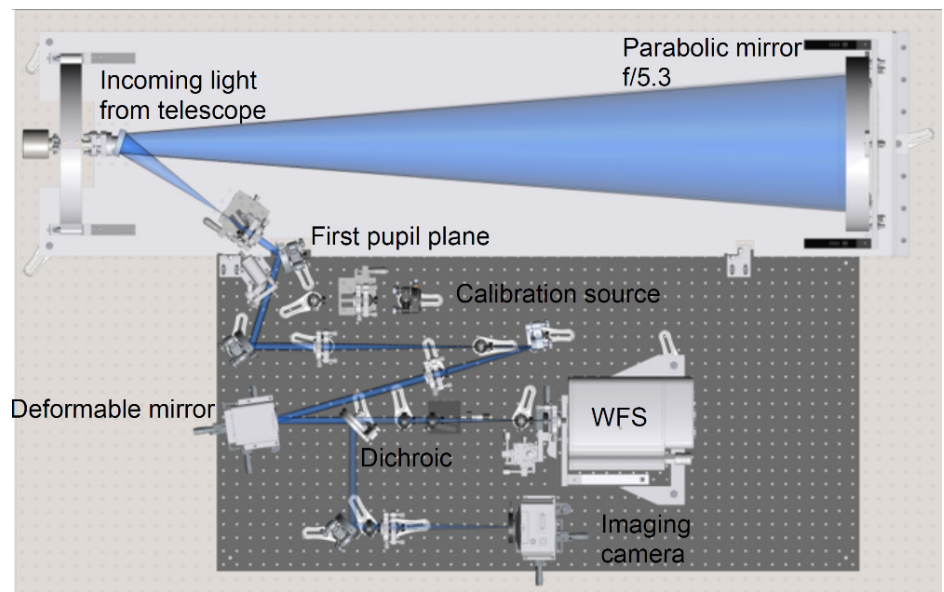


Fig. 3. Optical design of adaptive optics (AO) system.

system setup and to optimize the performance between the DM and the WFS, which is applicable by a mechanical flip mirror.

2.2 System Instrumentation

The AO system uses a Shack-Hartman WFS consisting of a lenslet array with 8×8 subapertures and a OCAM2K camera available from First Light Imaging which uses an electron-multiplying charged-coupled device (EMCCD) sensor. The lenslet array has a pitch of $300 \mu\text{m}$ and a radius of curvature of 9.5 mm which achieves a pixel scale of 0.6 arcseconds per pixel. The OCAM2K camera has 240×240 pixels and can be operated up to $2,067$ frame per second (fps) with sub-electron readout noise ($< 0.3 e^-$ at $2,000$ fps and 600 multiplication gain). It also offers an extremely low latency allowing high speed operation: $43 \mu\text{s}$ between exposure and first pixel availability. The OCAM2K camera is cooled to -45°C with liquid cooling and a thermoelectric cooler in order to prevent sensor damage by over illumination, and also has firmware protections to minimize the risk of over illumination.

The DM is an ALPAO DM97-15 which has 97 actuators, maximum pupil diameter of 13.5 mm , a large stroke of actuators in range of up to $30 \mu\text{m}$ for tip-tilt, and large bandwidth up to 2 kHz with 45 degrees of phase lag. The large stroke and bandwidth allows the AO system to compensate atmospheric turbulence without a fast steering or tip-tilt mirror for high-order aberration correction. The actuators are arranged in a 11×11 grid with a spacing of 1.5 mm . With a clear aperture of 13.5 mm , only 9×9 actuators are in the visible area, whereas the outer ring of actuators are extrapolated for stability of the mirror edge.

The imaging camera is fed with corrected wavefronts in real time, which includes the camera optics and imaging detector. The Raptor Falcon EM285-CL of imaging camera has a EMCCD sensor with $1,004 \times 1,002$ pixels, 64 mm^2 of active area, and can be operated up to 30 Hz (Table 1). The image derotation is done by post-processing software combined with lucky imaging and imaging data so that a mechanical derotation device is not necessary. Fig. 4 shows the AO system established at Geochang observatory.

2.3 Close Loop Wavefront Correction

The AO closed loop control system hosted on a real-time computer (RTC) ties together the WFS, DM, imaging camera, and telescope offsets to maintain satellite tracking and perform AO correction (Fig. 5). A custom software server controls all electronic components of the AO system including LED calibration source with variable

Table 1. Specifications of adaptive optics (AO) system

Instruments	Parameter	Value
WFS	Camera model	OCAM2K
	Number of subapertures	8×8
	Wavelength range	450–800 nm
	Sampling frequency	$\leq 2,067 \text{ Hz}$
	Read-out noise	0.3 e ⁻
	Slope computation	Center of gravity
DM	Model	DM97-15
	Number of actuators	97
	Wavefront tip/tilt stroke (PtV)	40–60 μm
	Bandwidth	$\leq 2 \text{ kHz}$
Imaging camera	Model	Falcon EM285-CL
	Wavelength range	800–1,000 nm
	Number of pixels	$1,004 \times 1,002$
	Pixel size	$8 \mu\text{m} \times 8 \mu\text{m}$
	Frame rate	30 Hz
Control	Gain	User selectable
	Mode	Zonal
	Correction rate	$\leq 2 \text{ kHz}$

WFS, wavefront sensor; DM, deformable mirror.

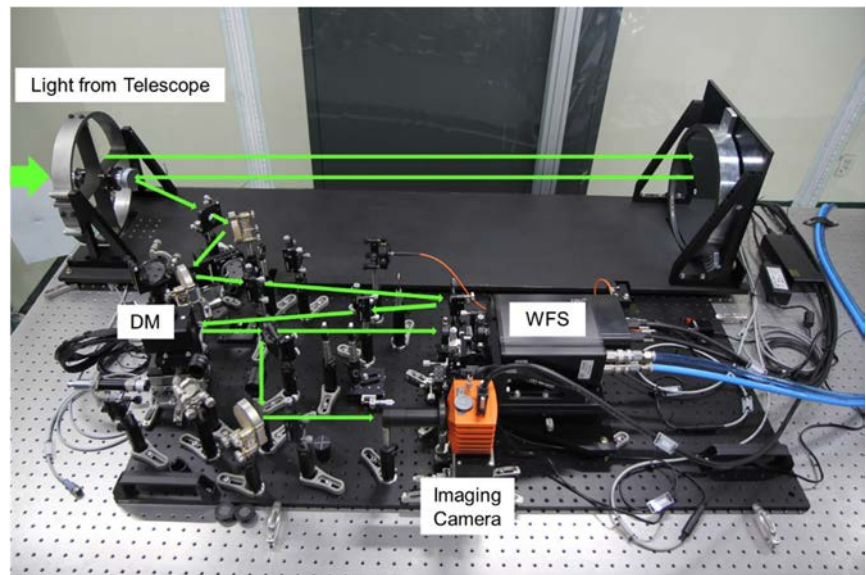


Fig. 4. Adaptive optics (AO) system established at Geochang observatory. DM, deformable mirror; WFS, wavefront sensor.

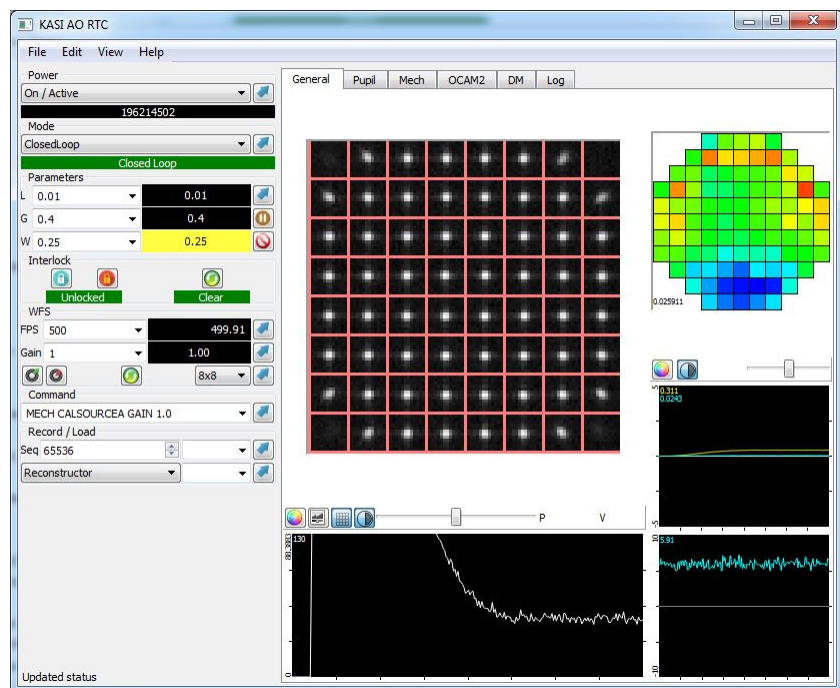


Fig. 5. Graphical user interface (GUI) of real-time computer (RCT) when the loop is closed and the wavefront is well corrected.

brightness, flip mirror to switch between calibration and sky, imaging and WFS cameras, DM, and telescope control.

Safety interlocks for several systems are controlled by the RTC to assist the controller in avoiding damage to AO system components. Safety is critical for the continued

operation of the DM, and WFS and imaging cameras. The DM has limits on the inter-actuator stroke which must be considered in the control loop as it is an additive process, with each step incrementing on the last. Constraints are required therefore to make sure that the representation of the DM shape in the RTC for computation of the next frame is sufficiently close to the actual DM shape, as there is no electrical feedback from the DM control electronics.

Both cameras are EMCCD, which uses a high-voltage gain amplifier to increase the signal without adding additional readout noise to the camera. If over-exposed, these gain regions can be damaged by the high current throughput, and so over-illumination can be dangerous. To assist the operator in recognizing these dangers and possible situations where damage may occur, the RTC has interlocks on the control loop gain, and EM gain of the cameras. If a dangerous situation should occur such as loss of light from subapertures due to sudden misalignment or something blocking the beam, the control loop will be suspended. If either of the cameras should receive too much light, their gain will be set to 1 to minimize the danger. These interlocks are reported in the log and must be manually reset using the graphical user interface (GUI) to continue operation. During normal operation they are typically not triggered.

Data from the WFS is decoded and split into subapertures, and calibrated for camera bias and sky background. A centre of gravity computation is done on each subaperture to determine the slope. A software-based windowing mechanism allows the system to increase its performance when the seeing is good: the controller can select to narrow down the subapertures, reducing the number of pixels in each subaperture. This reduces the background noise otherwise present when using a centre of gravity calculation. This parameter is user-selectable in real-time, allowing the controller to optimize the AO system performance based on current atmospheric conditions.

DM commands are computed from an interaction matrix using the computed slopes. Commands are sent to the DM on a zonal basis, where each actuator is commanded individually. The closed loop control system uses a leaky integrator with user selectable gain and leak values, and includes spatial filtering to prevent the DM from entering modes which are not measureable by the WFS. Tip-tilt modes are filtered on a temporal basis and fed to the telescope control system to maintain pointing towards the observation target.

The AO system design includes a remote controllable flip mirror and variable intensity LED source to provide hands-off calibration of the system (that is: no-one needs to enter the laboratory and physically touch anything to perform the calibration). These calibration runs can be used to track alignment changes over time, aid in aligning the system, and provide up-to-date interaction matrix for optimize the system performance.

3. RESULTS AND PERFORMANCE ANALYSIS

The performance of AO system implemented at the Geochang observatory with a 100 cm optical telescope is analyzed using two stellar sources, faint and bright stars. The astronomical seeing of general sky conditions at the Geochang observatory is in the range of 2 to 3 arcseconds, which is dependent on the degree of atmospheric turbulence.

The AO system was tested for the faint and bright stars with the visible magnitude of 9.4 (V band) and 1.25 (V band), in order to analyze the AO performance depending on the brightness of a natural guide star. Figs. 6 and 7 show the stacked images of the faint and bright stars, without the AO correction and with the AO correction, respectively. The images are obtained using the lucky imaging algorithm in which the image rotation motion can be also removed. It is shown from Fig. 6 and 7 that the AO correction makes the stellar light to be concentrated in very small number of pixels, compared with stellar images without the AO correction. The diffraction ring is shown in the right images obtained by the AO correction and the lucky imaging algorithm.

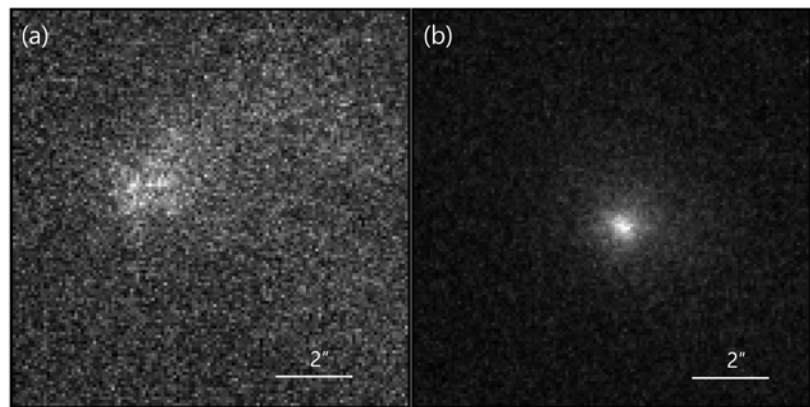


Fig. 6. Stacked image of the stellar object with visible magnitude of 9.4, (a) for without the adaptive optics (AO) correction and (b) with the AO correction.

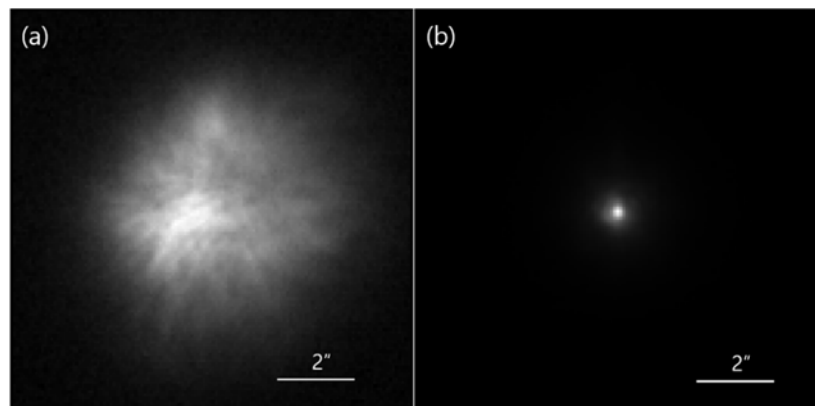


Fig. 7. Stacked images of the stellar object with visible magnitude of 1.25, (a) without the adaptive optics (AO) correction and (b) with the AO correction.

Fig. 8 shows the image profiles with FWHM of a stacked image with the AO correction for the faint and bright stars. The x-axis means the number of pixels and the y-axis is the intensity which also depends on the camera gain. For the faint star, FWHM of the stellar profile is 2.2 arcseconds without the AO correction, whereas FWHM is 0.45 with the AO correction. In the case of the bright star, FWHMs of the stellar profile are 1.9 arcseconds without the AO correction and 0.38 arcseconds with the AO correction, respectively. It was demonstrated from the stellar observations that the AO system at Geochang observatory could mitigate effectively the atmospheric turbulence and result in the good stellar images, by approximately 5 times improvement in terms of FWHM of the stellar image profile.

It is necessary to analyze the AO performance in terms of a single image enhancement, instead of a stacked image. Fig. 9 shows the image profiles with the largest and smallest FWHM of single images with the AO correction for the bright star, which are used in the stacked image shown in Fig. 7(b). In the case of the faint star, it was impossible to obtain FWHM value from a single image due to the weak stellar light. The single images with the AO correction have FWHMs in range of 0.28 arcseconds to 0.40 arcseconds, in which most FWHMs are smaller than the stacked image. In general, FWHM of a stacked image is larger than a single image because many images are accumulated in a single stacked image.

4. CONCLUSION

KASI in partnership with ANU developed the AO system which is capable of imaging the space objects up to the altitude of 1,000 km by using themselves as a natural guide

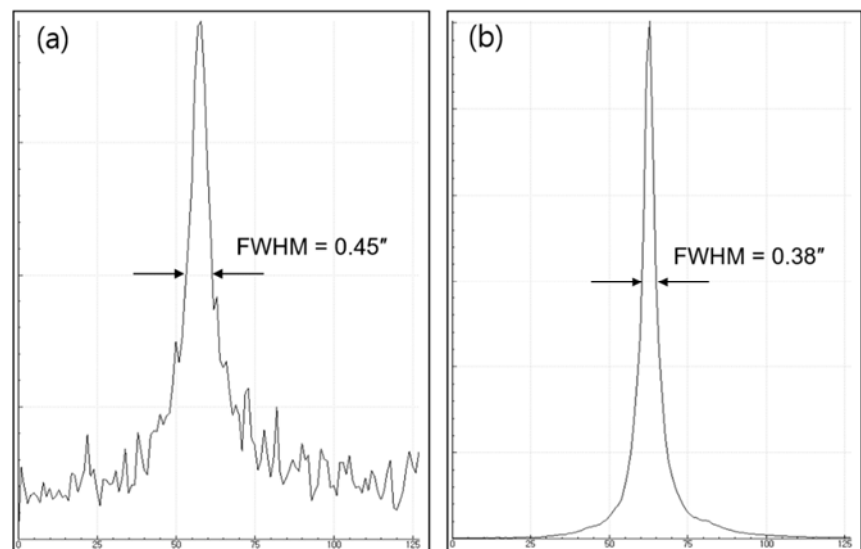


Fig. 8. Full width at half maximum (FWHM) of a stacked image with the adaptive optics (AO) correction for the stellar objects with visible magnitude of (a) 9.4 and (b) 1.25.

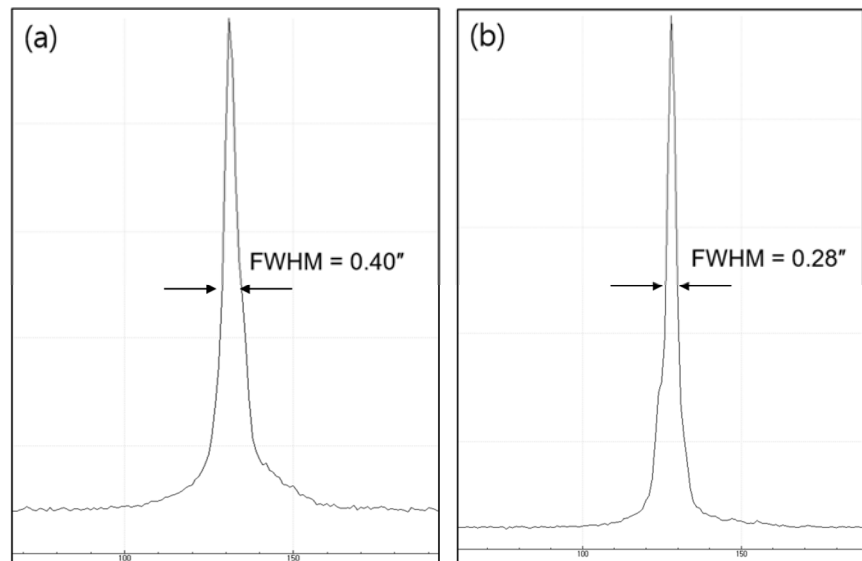


Fig. 9. Full width at half maximum (FWHM) of a single image with the adaptive optics (AO) correction for the stellar object with visible magnitude of 1.25, showing (a) largest FWHM and (b) smallest FWHM values.

star. The AO system was implemented at the Geochang observatory with the optical telescope of 100 cm clear aperture for SSA and Korean space missions.

In this study, the AO system was addressed and its performance was also demonstrated using two stellar sources, faint and bright stars. The AO system is designed to use the sunlight reflected by space objects as a natural guide star, measure the distorted wavefronts with the WFS and then correct them using the DM with the large stroke, without the tip-tilt mirror. It consists of the WFS with 8×8 subapertures, the DM with 97 actuators and the closed loop control system with the correction rate up to 2 kHz. It was shown from stellar observation that the AO system was able to provide the high resolution image near the diffraction limit and then improve significantly the optical performance in terms of the FWHM of stellar profile, approximately 5 times improvement.

Recently, laser communication and quantum key distribution between ground stations and satellites has gained more attractions due to the higher data rate and secure communication, in which the mitigation of atmospheric turbulence plays an important role for the higher reliability. Thus, it is expected that the AO technologies will be also utilized for the satellite laser communication and quantum key distribution.

ACKNOWLEDGMENTS

This work was supported by the Korea Astronomy and Space Science Institute through the project of “Development of 30 km Long-range Free-space Quantum Key Distribution

System and Core-technologies for Satellite Quantum Secure Communication” funded by the Ministry of Science and ICT (MSIT) of the Korean government.

References

1. Kessler DJ, Cour-Palais BG, Collision frequency of artificial satellites: the creation of a debris belt, *J. Geophys. Res.* 83, 2637-2646 (1978). <https://doi.org/10.1029/JA083iA06p02637>
2. Bennett JC, Sang J, Smith CH, Zhang K, Accurate orbit predictions for debris orbit manoeuvre using ground-based lasers, *Adv. Space Res.* 52, 1876-1887 (2013). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2013.08.029>
3. Sang J, Bennett JC, Achievable debris orbit prediction accuracy using laser ranging data from a single station, *Adv. Space Res.* 54, 119-124 (2014). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2014.03.012>
4. Sang J, Bennett JC, Smith C, Experimental results of debris orbit predictions using sparse tracking data from Mt. Stromlo, *Acta Astronaut.* 102, 258-268 (2014). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.06.012>
5. Bennet F, D’Orgeville C, Price I, Rigaut F, Adaptive optics for satellite imaging and space debris ranging, *Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, Hawaii, HI, 15-18 Sep 2015.*
6. Zhang ZP, Yang FM, Zhang HF, Wu ZB, Chen JP, et al., The use of laser ranging to measure space debris, *Res. Astron. Astrophys.* 12, 212-218 (2012). <https://doi.org/10.1088/1674-4527/12/2/009>
7. Kirchner G, Koidl F, Friederich F, Buske I, Völker U, et al., Laser measurements to space debris from Graz SLR station, *Adv. Space Res.* 51, 21-24 (2013). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2012.08.009>
8. Sun H, Zhang HF, Zhang ZP, Wu B, Experiment on diffuse reflection laser ranging to space debris and data analysis, *Res. Astron. Astrophys.* 15, 909-917 (2015). <https://doi.org/10.1088/1674-4527/15/6/013>
9. Fruh C, Kelecy TM, Jah MK, Coupled orbit-attitude dynamics of high area-to-mass ratio (HAMR) objects: influence of solar radiation pressure, Earth’s shadow and the visibility in light curves, *Celest. Mech. Dyn. Astron.* 117, 385-404 (2013). <https://doi.org/10.1007/s10569-013-9516-5>
10. Mason J, Stupl J, Marshall W, Levit C, Orbital debris-debris collision avoidance, *Adv. Space Res.* 48, 1643-1655 (2011). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2011.08.005>
11. Rubenchik AM, Fedoruk MP, Turitsyn SK, The effect of self-focusing on laser space-debris cleaning, *Light Sci. Appl.* 3, e159 (2014). <https://doi.org/10.1038/lsa.2014.40>
12. Bennett JC, Sang J, Smith C, Zhang K, An analysis of very short-arc orbit determination for low-Earth objects using sparse optical and laser tracking data, *Adv. Space Res.* 55, 617-629 (2015). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2014.10.020>

13. Bennet F, Price I, Rigaut F, Copeland M, Satellite imaging with adaptive optics on a 1 m telescope, in Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, Hawaii, HI, 20–23 Sep 2016.
14. Copeland M, Bennet F, Zovaro A, Rigaut F, Piatrou P, et al., Adaptive optics for satellite and debris imaging in LEO and GEO, in Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, Hawaii, HI, 20–23 Sep 2016.
15. Grosse D, Bennet F, Copeland M, d’Orgeville C, Rigaut F, et al., Adaptive optics for satellite imaging and earth based space debris manoeuvres, in 7th European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, 18–21 Apr 2017.
16. 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>

Author Information

Hyung-Chul Lim hclim@kasi.re.kr



Dr. Hyung-Chul Lim received the Ph.D. degree in aerospace engineering from KAIST in Daejeon, Korea. He has been working at KASI in the same 9 since 2000. During he stayed at KASI, he also worked as a visiting scientist at NASA Goddard

Space Flight Center from 2009 to 2010, and as a professor at UST in Daejeon from 2015 to 2020. His research areas include laser remote sensing for space applications, and beam steering technologies and atmospheric turbulence mitigations for both space laser and quantum communications.

Sung-Yeol Yu kpsung@kasi.re.kr



Mr. Sung-Yeol Yu received a master's degree in space science from the Department of Astronomy and Space Science at Chungnam National University. He has been working on the optical system of the satellite laser tracking system at the

Korea Astronomy and Space Science Institute since 2018, and is currently carrying out operational and research works on the optical system of Sejong and Geochang Satellite Laser Observatories.

Francis Bennet francis.bennet@anu.edu.au



Associate Professor Francis Bennet is a researcher of optical instrumentation at the Australian National University. He has expertise in adaptive optics for astronomical instrumentation, space situational awareness, and laser communication, with a focus on taking world

leading ANU quantum communications experiments from the lab to space. Assoc. Prof. Bennet is leading the ACT Node of an Australian optical communication network, as well as development of a satellite to test quantum communication between space and the ground.

Ian Price ian.price@anu.edu.au

Ian Price is a software engineer at the Advance Instrumentation Technology Center within the Research School of Astronomy & Astrophysics at the Australian National University. His interests include Linux-based real-time control systems and he has extensive experience designing, developing and commissioning adaptive optics systems.

Author Information

Ki-Pyoung Sung kpsung@kasi.re.kr



Mr. Ki Pyoung Sung received the M.S degree in the department of computer engineering from Chungnam National University. He is currently working at Space Hazard Surveillance Center of KASI from 2018. He developed the operation system

of Sejong and Geochang satellite laser ranging (SLR) stations. His research interests include technologies related to SLR, free space optical laser communication and national defense.

Mansoo Choi cmsoo@kasi.re.kr



Dr. Mansoo Choi received his Ph.D. in Control and Navigation from the Department of Electronic Engineering at Chungnam National University. Since 2008, he has been conducting research related to the operation and utilization of satellite

navigation systems at the Korea Astronomy and Space Science Institute. He is currently engaged in research on satellite laser ranging systems and space defense at the Center for Space Situational Awareness.

연구논문

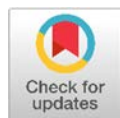
선박 GNSS(Global Navigation Satellite System) 자료를 사용한 전리권 정보 산출 실험: 이사부호 초기 결과

손동호^{1†}, 최병규¹, 홍준석¹, 이경목², 이우경^{1,3}, 정종균¹, 박요섭²

¹한국천문연구원

²한국해양과학기술원

³과학기술연합대학원대학교 천문우주학과



Received: July 3, 2024

Revised: August 20, 2024

Accepted: August 21, 2024

†Corresponding author :

Dong-Hyo Sohn

Tel : +82-42-869-5921

E-mail : dhsohn@kasi.re.kr

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

ORCID

Dong-Hyo Sohn

<https://orcid.org/0000-0001-9719-702X>

Byung-Kyu Choi

<https://orcid.org/0000-0003-2560-6714>

Junseok Hong

<https://orcid.org/0000-0002-2347-7907>

Gyeong Mok Lee

<https://orcid.org/0009-0001-8303-506X>

Woo Kyoung Lee

<https://orcid.org/0000-0001-5020-8684>

Jong-Kyun Chung

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

Yosup Park

<https://orcid.org/0009-0004-1867-8984>

Ship-Borne Global Navigation Satellite System (GNSS) for Ionospheric Total Electron Content Monitoring: Preliminary Results from ISABU Experiments

Dong-Hyo Sohn^{1†}, Byung-Kyu Choi¹, Junseok Hong¹, Gyeong Mok Lee², Woo Kyoung Lee^{1,3}, Jong-Kyun Chung¹, Yosup Park²

¹Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea

²Korea Institute of Ocean Science and Technology, Busan 49111, Korea

³Department of Astronomy and Space Science, University of Science and Technology, Daejeon 34113, Korea

요약

이 연구에서는 선박에 설치한 GNSS(Global Navigation Satellite System) 관측시스템 자료를 사용해 전리권 전자밀도(total electron content, TEC)를 산출하고 지상 GNSS 자료에서 산출한 TEC와 비교하여 결과를 검증하였다. GNSS는 24시간 관측할 수 있고 비용이 상대적으로 저렴하며 설치가 쉬워 전리권의 변화를 감시하는데 좋은 관측시스템이다. 그러나 대부분의 GNSS 관측소가 육지에 있어 바다에서 관측한 정보가 부족한 실정이다. 따라서 이 연구에서는 한국해양과학기술원에서 운영하는 연구실험선 '이사부호'에 GNSS 관측시스템을 설치해 전리권 전자밀도를 산출하는 실험을 진행하였다. 2021년 7월 30일부터 8월 24일까지 수집한 GNSS 자료를 사용해 TEC를 산출하였고, 예상된 전리권 일변화와 위도에 따른 특성을 확인하였다. 또한, 인근 지상 GNSS 자료를 사용하여 산출한 TEC와 비교해 비슷한 변화경향이 나타남을 확인하였다. 이 초기 결과를 바탕으로 장기간 수집한 자료를 사용해 전리권 특성을 연구하고 전리권 감시에 활용할 수 있는지 분석할 예정이다.

Abstract

In this study, we calculated total electron content (TEC) using ship-borne global navigation satellite system (GNSS) observations and validated the results by comparing the ground-based TEC. GNSS is an effective tool for monitoring the ionosphere as it allows 24-hour observations, is low cost, and is easy to install. However, most GNSS stations are located on land, which leads to a lack of data from the ocean. Therefore, we conducted an experiment collecting GNSS data in the ocean by installing GNSS observation systems aboard the research vessel 'ISABU', operated by the Korea Institute of Ocean Science and Technology. We estimated TEC using GNSS data from July 30 to August 24, 2021. From the results, we confirmed daily and latitudinal variations of TEC as expected. Additionally, we compared the results with TEC derived

from nearby ground-based GNSS stations and then verified similar variations. Based on these results, we plan to research ionospheric climatology using long-term data and assess its potential for ongoing ionospheric monitoring.

핵심어 : 선박 GNSS(Global Navigation Satellite System), 전리권 감시, 전리권 총전자량, 이사부호

Keywords : ship-borne Global Navigation Satellite System (GNSS), ionospheric monitoring, ionospheric total electron content, ISABU

1. 서론

지구 전리권은 태양복사선에 의해 지구 대기가 이온화한 지역으로 전자가 밀집해 있어 전파를 사용한 통신과 위성항법시스템 등 성능에 영향을 주기 때문에 전리권의 변화를 감시하는 것이 필요하다. 전리권은 이온존데, 레이더와 같은 지상 관측기와 위성에 설치한 전자밀도 측정기 등을 통해 변화 정보를 얻을 수 있다[1,2]. 그러나, 이들 관측시스템은 관측지점과 관측 시간이 제한적이라 전 지구 상시 관측을 위해서는 다른 관측 방법이 필요하다.

전 지구 위성항법시스템(global navigation satellite system, GNSS)은 지구를 중심으로 공전하는 GNSS 위성에서 보내는 신호를 수신해 사용자의 위치와 시각정보를 결정하는 시스템이다. GNSS 신호는 사용자가 수신하기 전 다양한 이유로 지연을 겪는데 전리권에 의한 지연이 가장 큰 비중을 차지하고, 이를 거꾸로 계산해 전리권의 전자밀도(total electron content, TEC)를 추정할 수 있다[3]. GNSS는 상대적으로 구축 비용이 저렴하고, 24시간 관측할 수 있으며, 지상에 광범위하게 설치되어 있어 전 지구 또는 지역 전리권 감시에 가장 효율적인 관측시스템이다. 한국천문연구원에서도 GNSS 자료를 실시간으로 수집해 전리권 전자밀도 정보를 산출하고 예측하는 시스템을 개발 중이다.

그러나 GNSS 관측소 또한 대부분 육지에 위치해 지구 표면의 약 71%를 차지하는 바다에서는 관측 정보가 부족하다. 지구 전리권은 하나로 연결된 시스템이므로 변화 양상을 이해하기 위해서는 바다 관측이 필수이다. 전 지구 전리권 변화를 보기 위해 GIM(Global Ionospheric Maps)을 자주 사용하는데 이것은 GNSS 국제기구인 IGS(International GNSS Service) 분석센터에서 200여 개 이상의 GNSS 관측소 자료를 사용해 위도 2.5°, 경도 5° 격자별로 생성한 TEC 정보이다[4-6]. GIM 역시 대부분 육지에 있는 관측소 자료를 사용하므로 바다에서 정밀도가 떨어진다[7].

Fig. 1은 해상을 운항하는 선박들의 개별 위치(left)와 1년 동안 운항 빈도(right)를 나타낸 그림이다. 운항 빈도가 높을수록 짙은 붉은색이다. 국제해사기구에 의하면, 세계 무역의 80% 이상이 해상운송으로 이루어진다고 할 만큼 다양하고 많은 선박이 운항 중이다[8]. 이들 선박의 다수는 대기와 해양의 물리적, 생물학적, 지구화학적 특성을 측정할 수 있는 플랫폼이 있다[9]. 예를 들어 화물선, 여객선, 어선, 연구선, 군함은 위치정보뿐만 아니라 대기의 온도, 압력, 풍향, 풍속, 수온, 염도, 무기탄소 등의 정보를 측정하여 제공한다. 특히, 연구 목적의 선박인 연구선은 여러 계측기를 장착하여 대기, 해양 및 해저에 대한 광범위한 요소들을 관측하고 분석할 수 있는 시스템이 구축되어 있다. 이들 선박은 위치 추적을 위해 선박 자동식별 장치(automatic identification system, AIS)와 GNSS를 부착하고 있다. AIS는 선박의 이름, 유

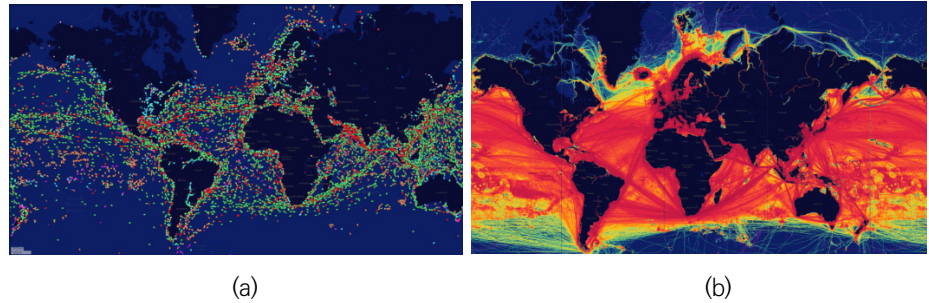


Fig. 1. Ship tracking. Map of global ship traffic (a) and shipping's busiest routes (b) [10]. Greater red intensity indicates a higher number of ship operations.

형, 치수, 식별번호를 나타내는 정적정보, 선박의 좌표, 속도, 항로를 나타내는 동적정보, 그리고 선박의 목적지, 화물정보 등을 나타내는 항해정보를 제공한다. GNSS 수신기는 GNSS 신호로부터 선박의 위치를 계산할 수 있을 뿐만 아니라 전리권, 대류권 등 지구 대기 정보 역시 산출할 수 있다. 따라서 운항 중인 선박에 설치한 GNSS 수신기 자료를 사용해 TEC 정보를 산출한다면 바다에서 전리권 정보를 얻는 데 도움이 될 것으로 기대한다.

따라서 이 연구에서는 연구실험선인 이사부호에 이중주파수 GNSS 관측시스템을 설치해 자료를 수집하고, 전리권 전자밀도를 산출한 결과를 기술한다. 2장에서는 연구에 사용한 선박과 연간 해상 활동을 소개하고, GNSS 관측시스템 설치 과정에 관해 서술한다. 3장에서는 이 연구에서 사용한 선박 GNSS 자료의 수집기간과 대상 지역에 관해 기술하고, TEC 산출방법에 대해 설명한다. 4장에서는 선박 GNSS TEC 변화패턴을 분석하고 육지 GNSS 자료를 이용하여 산출한 TEC와 비교한다. 5장에서는 결론을 제시하였다.

2. 선박 GNSS(Global Navigation Satellite System) 관측 시스템 구축

2.1 연구실험선 이사부호

이 연구에서는 한국해양과학기술원에서 운영 중인 연구실험선 이사부호(ISABU)를 사용하였다(Fig. 2). 2016년 11월에 취항한 이사부호는 전장이 99.8 m이고, 선폭이 18.0 m이며, 국제충돈수가 5,894톤인 우리나라 최초의 해양과학 연구선으로 해양, 대기 및 해저 연구를 수행하고 있다. 이 선박은 순항 시 12노트(약 22.2 km/h)로 움직이고, 최대 15노트(약 27.8 km/h)의 속도로 이동한다[11].

이사부호는 전 지구 해양을 대상으로 연구를 수행한다. 2023년의 경우, 이사부호는 1년 중 284일을 바다에서 활동하였다. 주로 상반기에는 인도양에서, 하반기에는 태평양 지역에서 운항하였고, 북위 40도-남위 25도 사이, 동경 55-150도 사이의 활동무대를 가졌다. 구체적인 활동사례를 보면, 북서태평양 슈퍼태풍 발생 메커니즘 연구, 지역해 및 대양에서의 에어로졸 해양-대기 상호작용 연구, 인도양 중앙해령대 심해열수공 생명시스템 연구, 인도양 국제협력 공동관측 및 연구사업 등이 있다[11].



Fig. 2. Research vessel 'ISABU' [11].

2.2 GNSS(Global Navigation Satellite System) 관측시스템

이사부호에는 중앙 마스트에 항법용 위성항법장치가 기본적으로 장착되어 있다. 이 장치는 선박의 항행을 위한 용도로 약 1 m 수준의 위치 정확도를 가진다. 그러나 보다 정확한 위치 정보와 대기에 의한 지연오차를 추정하기 위해 별도의 GNSS 관측시스템을 설치하였다. 설치한 GNSS 관측시스템은 GNSS 수신기, 안테나, 그리고 케이블로 구성한다. GNSS 안테나는 Septentrio사(Leuven, Belgium)의 PolaNt-x MF 모델로, 측지, 측량 및 기계제어 응용을 위한 경량형 모델로써, 저잡음 증폭기를 통합하여 미국의 GPS, 러시아의 GLONASS, 유럽연합의 Galileo, 중국의 BeiDou 등 여러 위성항법시스템의 신호 수집이 가능하다. 케이블은 TNC to TNC 타입의 15 m 길이로 안테나와 수신기를 연결한다. 그리고 GNSS 수신기는 Septentrio사의 PolaRx5를 사용하였다. 이 수신기는 GPS, GLONASS, Galileo, BeiDou, 일본의 QZSS 등의 다중 위성항법 신호를 수신하며, 전파신호의 간섭, 다중경로 및 기타 여러 환경의 영향을 지속해서 감시하여 수신 신호를 보호한다. 그리고 전력 소비량이 낮아 선박과 같이 자율적으로 전력을 생산하고 소비하는 플랫폼에 적합하다.

GNSS 관측시스템은 이사부호의 뱃머리 부분에 설치하였다(Fig. 3a). 그림에서 보는 바와 같이, 뱃머리에는 중앙 돛대와 달리 선박 운항에 필요한 장비들이 거의 설치되어 있지 않다. 그래서 다른 전파신호에 의한 GNSS 위성신호의 간섭과 타 장비에 의한 신호의 다중경로 영향 등이 적을 것으로 판단하였다. 또한, 뱃머리에는 선내로 통하는 작은 실내공간이 있어서 이곳에 수신기를 설치하여 외부환경으로부터 미치는 영향을 최소화할 수 있다.

GNSS 관측시스템의 안테나는 뱃머리 전망대 난간 펜스에 지지대를 스틸타이로 고정하고, 그 위에 설치하였다(Fig. 3b). 이는 배의 요동침에 따라 안테나가 불안정하게 흔들리는 것을 최소화하기 위함이다. 케이블은 전망대 난간에서 시작하여 계단 및 환풍구를 통해 실내하부로 연결되는 통로에 설치하였다(Fig. 3c). 수신기는 전망대 하부 실내 벽에 고정틀과 케이블 타이로 체결하였다(Fig. 3d). 이곳은 전기 콘센트가 있어 수신기에 안정적으로 전기를 공급할 수 있고, 강수, 햇빛, 염분 바람 등으로부터 장비를 보호할 수도 있다.

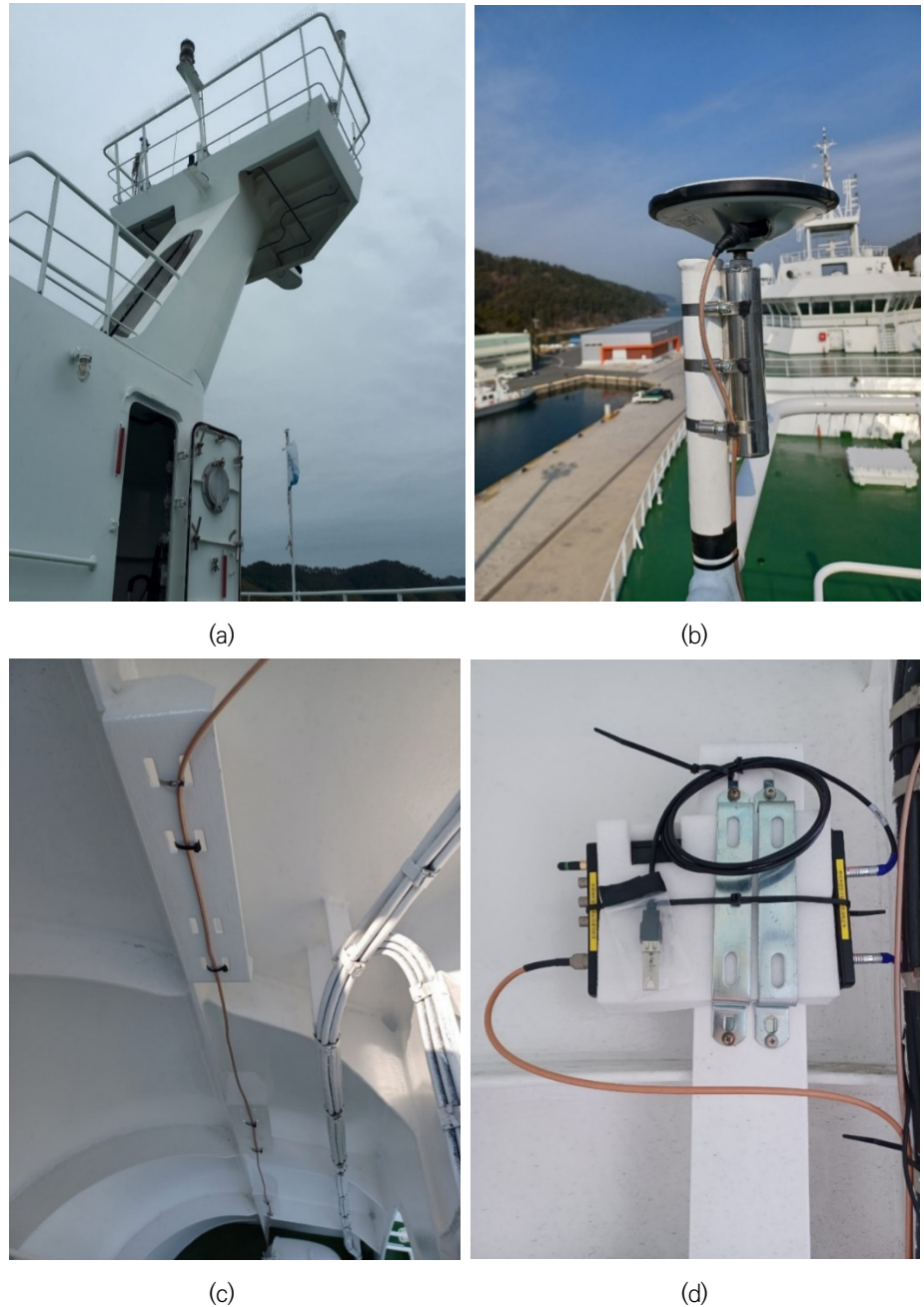


Fig. 3. Installation GNSS observation system on the ISABU. (a) Vessel's bow deck, (b) GNSS antenna, (c) cable, (d) dual-frequency GNSS receiver. GNSS, Global Navigation Satellite System.

3. 자료처리

3.1 관측 자료

이 연구에서는 2021년 7월 30일부터 8월 24일까지 총 26일간의 자료를 사용해 TEC를 산출하였다. 이 기간에 이사부호는 북서 태평양 지역을 항해하였다(Fig. 4). 모항인 거제에서 출

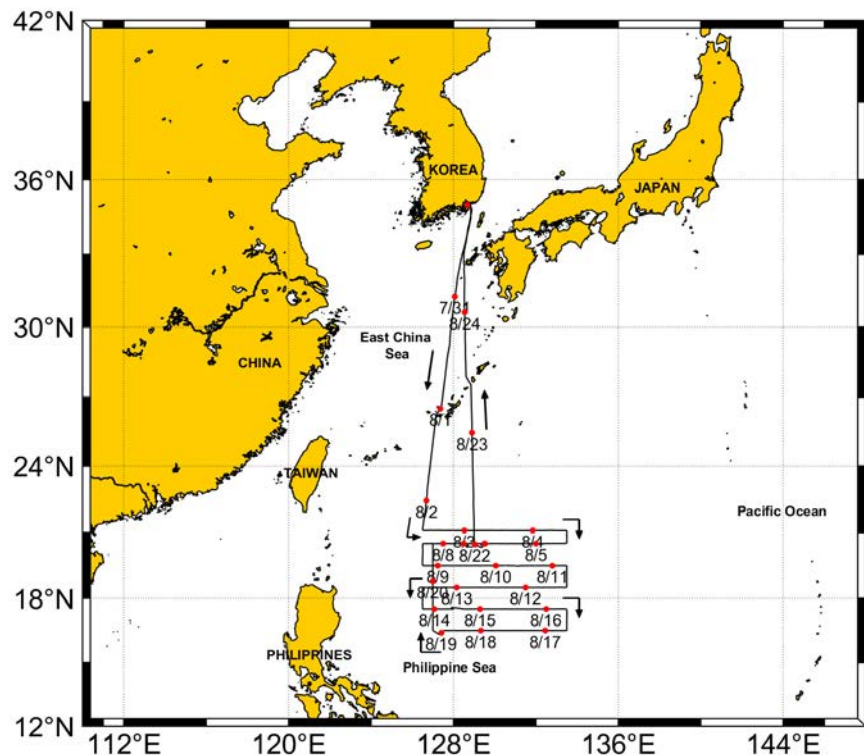


Fig. 4. Trajectory of the ISABU. The numbers on the trajectory mean the vessel's start dates.

발한 이사부호는 3일간 동중국해를 지나 남하하였고 북위 21° 부근의 필리핀 해에 도착한 후에는 지그재그로 왕복하며 적도 쪽으로 항해한다. 북위 16° 부근까지 이동한 연구선은 필리핀 해 지역에서의 20일간 여정을 마치고 3일에 걸쳐 거제로 귀항하였다. 이때 선박에 설치한 GNSS 관측시스템은 30초 간격으로 GNSS 자료를 수집하였다.

3.2 자료처리 방법

전리권 전자밀도를 산출하기 전 선박의 정밀한 위치를 결정해야 한다. 따라서 이 연구에서는 PPP(precise point positioning) 기법을 적용해 수집한 GNSS 자료로부터 선박의 위치를 산출하였다. PPP는 GNSS의 주요 오차를 제거하거나 그 크기를 감소시켜 단일 수신기로 수십 cm에서 수 cm 수준의 고정밀 단독처리를 수행할 수 있는 측위 기법이다[12]. 주요 오차인 위성 오차는 IGS의 정밀궤도력과 시계 오차 산출물을 이용하여 최소화하고, 전리권 지연 오차는 이중주파수 측정치를 ionosphere-free 조합으로 제거한다. 이와 더불어 대류권 지연 오차는 정밀 모델을 이용하여 오차를 최소화한다.

PPP를 이용하여 산출한 선박 위치를 바탕으로 선박 상공의 전리권 TEC를 추정하였다. 식 (1)은 수신기의 이중주파수 관측값을 사용해 시선방향 TEC(slant TEC, STEC)를 구하는 식이다.

$$STEC = \frac{1}{40.3} \left(\frac{f_1^2 \cdot f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) (P_2 - P_1 + DCB_r + DCB^s) \quad (1)$$

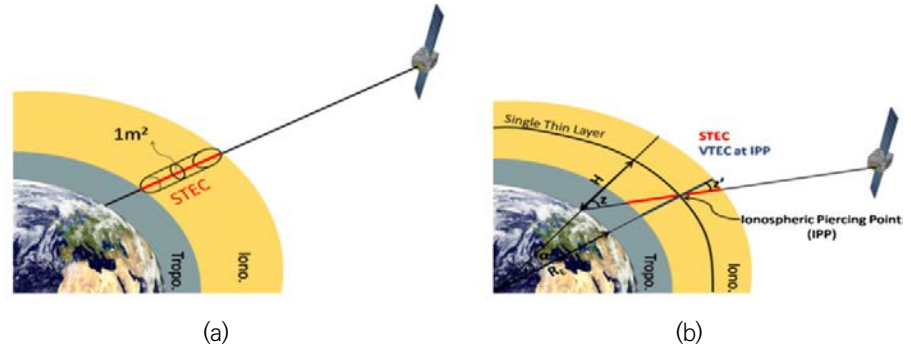


Fig. 5. TEC estimation using ionospheric delay. (a) Schematic description of slant TEC, and (b) conversion to VTEC [13]. STEC, slant TEC; TEC, total electron content; VTEC, vertical total electron content.

여기서 f_1 과 f_2 는 위성항법시스템의 L_1 과 L_2 신호별 주파수, P_1 과 P_2 는 신호별 관측치, 그리고 DCBr과 DCBs는 수신기와 위성의 DCB(differential code biases)를 각각 나타낸다. 추정된 STEC은 선박의 위치에서 관측위성의 시선방향으로 마주치는 전리권 투과지점(ionospheric pierce point, IPP)에서의 전자밀도, 즉 총전자량이다(Fig. 5a). 이 연구에서는 전자밀도가 밀집한 상공의 높이를 350 km로 가정하였다.

이후 STEC을 IPP에서의 연직방향 TEC(vertical TEC, VTEC)으로 변환해 선박 상공의 TEC를 산출한다(Fig. 5b). 식 (2)는 STEC와 사상함수(mapping function, MF)를 이용하여 VTEC을 구하는 식이다. 여기서 Z 는 천정각이다.

$$VTEC = \frac{STEC}{MF}, \text{ where } MF = \frac{1}{\cos(Z)} \quad (2)$$

TEC은 GNSS 위성과 수신기 사이 경로에 존재하는 제곱미터당 전자의 총량이고, 이를 식 (3)과 같은 단위로 표기한다.

$$TECU = 10^{16} \frac{el}{m^2} \approx 1.66 \times 10^{-8} \frac{mol}{m^2} \quad (3)$$

4. 결과

4.1 TEC(Total Electron Content) 일변화

산출한 TEC를 검증하기 위해 TEC 평균 변화를 확인하였다. Fig. 6은 26일간 수집한 GNSS 자료에서 계산한 TEC의 일 변화 패턴을 보여준다. 북위 20도 기준으로 저위도와 중위도로 나뉘었으며, 저위도 자료는 자주색, 중위도는 하늘색으로 표시하였다. 붉은 색과 파란색 실선은 관측시간별 TEC의 평균 값이다. 이 결과는 낮에 증가하고 밤에 감소하는 전리권 전자밀도의 일변화 패턴을 잘 보여준다. 또한, 중위도보다 전자밀도가 높은 저위도 전리권의 특성도 확인할 수 있다.

4.2 지상기준국 TEC(Total Electron Content)과 비교

바다에서 산출한 TEC 결과를 검증하기 위해 인접한 지상 GNSS 관측소에서 수집한 GNSS 자료를 사용해 산출한 TEC와 비교하였다. 이사부호가 출항한 당일 날(7월 30일, Day of Year

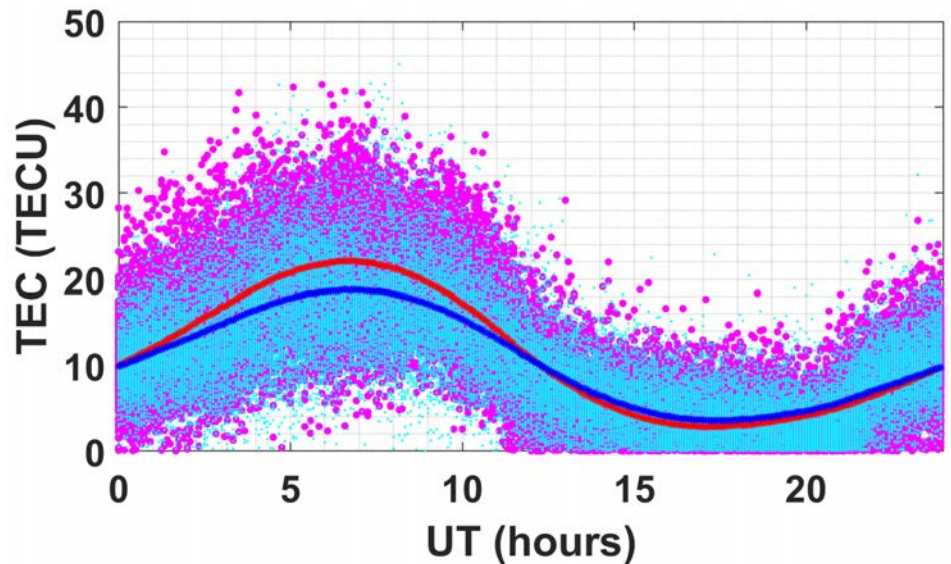


Fig. 6. Daily and latitudinal variations in TEC derived from ISABU GNSS data. Magenta and cyan dots denote TEC values below and above 20 degrees latitude, respectively. Red and blue lines show the averaged TEC values for low and mid-latitude regions, respectively. TEC, total electron content; GNSS, Global Navigation Satellite System.

211) 선박과 가까이 위치한 지상기준국인 거제도(GOJE, 국토지리정보원 운영)와 서이말(SEOI, 국립해양측위정보원 운영)에서 수집한 GNSS 자료를 사용하였다. Fig. 7(a)는 각 관측 지점의 공간적 위치로, A는 GOJE 기준국, B는 SEOI 기준국을 각각 나타낸다. 선박이 이동함에 따라 A 지점과는 대략 25~35 km, B 지점과는 약 15~30 km 정도 거리 변화가 있다.

7(b)~7(d)는 선박, GOJE 기준국, 그리고 SEOI 기준국에서 각각 추정한 일일 TEC 변화를 보여준다. 여기서 각각의 색상은 관측된 위성별로 추정된 TEC을 표현한 것이다. 세 지점 모두 0~20 TECU 범위에서 유사한 일변화 패턴이 나타난다. 이를 통해 선박에서도 합리적인 TEC 추정이 가능함을 확인하였다. 그러나 선박에서 추정된 TEC의 경우에는 지상 기준국에서 산출한 TEC과 달리 위성별로 불연속 변화패턴이 발생한다. 이는 선박과 같은 동적 환경에서 안테나의 움직임에 의한 영향으로 추정된다. Sohn et al.[14]에 의하면, 선박에서 관측한 GNSS 자료가 지상에 비해 다중경로 오차가 크고, 배의 속도가 빠를수록 추정된 GNSS 대기 수증기량의 오차가 증가한다.

5. 결론

이 연구에서는 선박을 활용해 바다에서 GNSS 자료를 수집하고, 전리권 전자밀도 정보를 산출하는 시험 결과를 제시하였다. 한국해양과학기술원에서 운영하는 연구실험선 이사부호에 GNSS 관측시스템을 설치하고 약 한 달간 필리핀해 지역을 운항하며 수집한 GNSS 자료를 사용해 TEC를 산출하였다. 선박 TEC 결과는 지상 자료와 비교하여 평균적으로 3 TECU 이내의 차이를 보였다. 그러나 위성에 따른 TEC 값이 지상 관측에 비해 불연속적으로 나타나므로 움직이는 선박과 같은 동적환경 자료에 대한 추가분석과 처리 방법을 개선할 것이다.

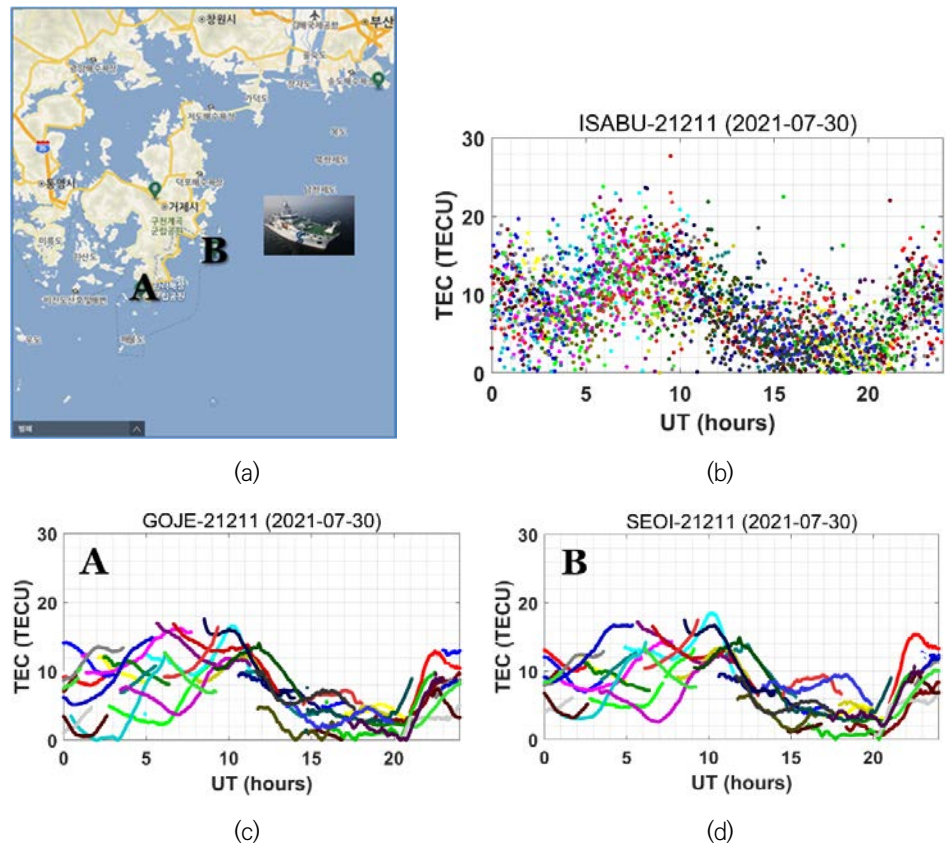


Fig. 7. Comparison of ship-borne GNSS TEC with ground-based GNSS TEC. (a) Locations of ground GNSS stations (A: GOJE, B: SEOI). Map sourced from <https://gnssdata.or.kr>. (b)–(d) Daily variation in TEC from ISABU, GOJE, and SEOI GNSS data. Different colors represent distinct satellite PRNs. GNSS, Global Navigation Satellite System; TEC, total electron content; PRN, pseudo-random noise number.

이와 함께 앞으로 장기간 선박에서 수집한 장기 자료를 사용해 전리권 변화를 분석할 계획이다. 또한, 이 결과는 한국천문연구원이 개발 중인 준 실시간 전리권 감시시스템에서 산출하는 전리권 정보의 정밀도 개선에도 사용할 예정이다.

감사의 글

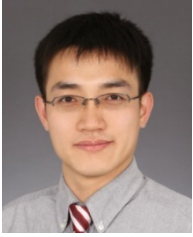
This research was partly supported by the Korea Astronomy and Space Science Institute under the R&D program (Project No. 2024-1-9-0201) supervised by the Ministry of Science and ICT. This work was also partly supported by the National Research Foundation of Korea (NRF) grant funded by the Korea government (Ministry of Science and ICT) (No. 2021R1C1C2008774). We thank all participants of the cruises and the crews of R/V ISABU of the KIOST for their assistance during the in-situ observations.

References

1. Lee C, Lee WK, Ionospheric and upper atmospheric observations in Korea, *J. Space Technol. Appl.* 1, 199-216 (2021). <https://doi.org/10.52912/jsta.2021.1.2.199>
2. Giannattasio F, Ionosphere monitoring with remote sensing, *Remote Sens.* 14, 5325 (2022). <https://doi.org/10.3390/rs14215325>
3. Gebre-Egziabher D, Gleason S, *GNSS Applications and Methods* (Artech House, Boston, MA, 2009).
4. Schaer S, Beutler G, Mervart L, Rothacher M, Wild U, Global and regional ionosphere models using the GPS double difference phase observable, in *IGS Workshop*, Potsdam, Germany, 15-17 May 1995.
5. Mannucci AJ, Wilson BD, Yuan DN, Ho CH, Lindqwister UJ, et al., A global mapping technique for GPS-derived ionospheric total electron content measurements, *Radio Sci.* 33, 565-582 (1998). <https://doi.org/10.1029/97RS02707>
6. International GNSS Service [IGS], Ionosphere (2024) [Internet], viewed 2024 Jun 24, available from: <https://igs.org/wg/ionosphere/>
7. Jee G, Lee HB, Kim YH, Chung JK, Cho J, Assessment of GPS global ionosphere maps (GIM) by comparison between CODE GIM and TOPEX/Jason TEC data: ionospheric perspective, *J. Geophys. Res.* 115, A10319 (2010). <https://doi.org/10.1029/2010JA015432>
8. International Maritime Organization [IMO], Introduction to IMO (2024) [Internet], viewed 2024 Jun 20, available from: <https://www.imo.org/en/About/Pages/Default.aspx>
9. Smith SR, Alory G, Andersson A, Asher W, Baker A, et al., Ship-based contributions to global ocean, weather, and climate observing systems, *Front. Mar. Sci.* 6, 434 (2019). <https://doi.org/10.3389/fmars.2019.00434>
10. MarineTraffic, The MarineTraffic definition of ship tracking (2024) [Internet], viewed 2024 Jun 21, available from: <https://www.marinetraffic.com/blog/the-marinetraffic-definition-of-ship-tracking/>
11. Korea Institute of Ocean Science and Technology [KIOST], Annual report 2023 (2024), [Internet] viewed 2024 Jun 24, available from: https://www.kiost.ac.kr/eng/sub03_03_01.do
12. Misra P, Enge P, *Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance* (Ganga-Jamuna Press, Lincoln, MA, 2012).
13. Mukesh R, Soma P, Karthikeyan V, Sindhu P, Prediction of ionospheric vertical total electron content from GPS data using ordinary kriging-based surrogate model, *Astrophys. Space Sci.* 364, 15 (2019). <https://doi.org/10.1007/s10509-019-3502-7>
14. Sohn DH, Choi BK, Park Y, Kim YC, Ku B, Precipitable water vapor retrieval from shipborne GNSS observations on the Korean Research Vessel ISABU, *Sensors.* 20, 4261 (2020). <https://doi.org/10.3390/s20154261>

Author Information

손 동 호 dhsohn@kasi.re.kr



인하대학교 공간정보공학과에서 박사학위를 취득한 후, 2019년부터 한국천문연구원에 재직하고 있다. GNSS 관측자료를 처리하여 전리권 총전자량, 대류권 대기 수증기량, 지각 변동 등을 연구한다. 또한 선박기반 GNSS 자료를 이용하여 해양상공의 전리권 및 대류권 감시연구를 수행하고 있다.

최 병 규 bkchoi@kasi.re.kr



충남대학교 전자공학과에서 2009년 박사학위를 받았다. 2004년부터 한국천문연구원에 재직하고 있으며, 다중 위성항법시스템 PPP, PPP-RTK, GNSS TEC 모델링 등을 연구하고 있다. 2022년부터는 한국형 위성항법시스템 (KPS) 핵심기술 개발을 수행하고 있다.

홍 준 석 junseok@kasi.re.kr



2020년 충남대학교에서 우주·지질학에서 우주과학 전공으로 박사학위를 취득한 후, 2017년부터 한국천문연구원에서 일하고 있다. GNSS TEC & DCB 분석 및 자료처리 기술 개발을 하고 있으며, 전리권 전자밀도 불균질 현상을 연구하고 있다.

이 경 목 lkm@kiost.ac.kr



수행하고 있다.

2016년까지 선박해양플랜트연구소에서 수중 로봇 개발(소프트웨어 분야) 업무를 담당했으며, 2017년부터 한국해양과학기술원 남해연구소에 재직하며 연구선에 장착된 관측장비의 운영/관리 및 기술지원업무와 함께 해양 현장관측을 위한 다양한 시스템 개발업무를

이 우 경 wkleee@kasi.re.kr



재제 개발을 맡고 있다.

과학기술연합대학원대학교(UST)에서 박사학위를 받은 후 2014년부터 한국천문연구원 에서 일하고 있다. GNSS(위성항법)와 위성 관측 자료를 사용해 전리권과 고층대기를 연구하고 있으며, GNSS 자료를 사용한 준 실시간 전리권 감시 시스템과 차세대중형위성3호 탐

정 종 균 jkchung@kasi.re.kr



상시스템 개발과 우주측지기술을 이용한 기후변화 연구 등을 수행하고 있다.

충남대학교 천문우주과학과에서 2005년 이 학박사 학위 취득 후, 2006년부터 한국천문 연구원에서 위성항법시스템 신호의 전리층 시간지연과 페이딩 현상을 연구하고, 남극내 룡고원 무인우주탐사 플랫폼 모듈을 개발하 여 운영 중에 있다. 현재 위성항법시스템 지

박 요 섭 yosup@kiost.ac.kr



과학 분야에 첨단 공학 분야에서 제안된 기술을 연결해주는 역할을 수행하고자 한다.

인하대학교에서 2004년 박사학위를 취득한 후, 한국해양과학기술원에 재직하며 해양방 위 분야에서 연구 과업을 지원하였고, 현재는 포항로봇실증기지에 재직 중이다. 기장비운 영기획, 자율이동탐사체 운영업무를 진행하고 있으며, 물리해양학, 지질해양학 등 기초

연구논문

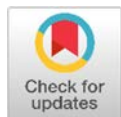
2024년 5월 G5 지자기 폭풍 때 한반도 상공 전리권 변화: 한국천문연구원 준 실시간 전리권 감시 시스템 관측 결과를 중심으로

이우경^{1,2†}, 길효섭³, 최병규¹, 홍준석¹, 정세현¹, 김수진¹, 김정현¹, 손동효¹, 노경민¹, 유성문¹, 양태웅¹, 박재흥^{1,2}, 정종균¹, 곽영실^{1,2}

¹한국천문연구원

²과학기술연합대학원대학교 천문우주학과

³존스홉킨스대학교 응용물리연구소



Received: July 4, 2024

Revised: August 21, 2024

Accepted: August 22, 2024

†Corresponding author :

Woo Kyoung Lee

Tel : +82-42-865-2145

E-mail : wklee@kasi.re.kr

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

ORCID

Woo Kyoung Lee

<https://orcid.org/0000-0001-5020-8684>

Hyosub Kil

<https://orcid.org/0000-0001-8288-6236>

Byung-Kyu Choi

<https://orcid.org/0000-0003-2560-6714>

Junseok Hong

<https://orcid.org/0000-0002-2347-7907>

Se-Heon Jeong

<https://orcid.org/0000-0001-6555-2955>

Sujin Kim

<https://orcid.org/0000-0002-5004-7734>

Jeong-Heon Kim

<https://orcid.org/0000-0003-4953-5228>

Dong-Hyo Sohn

<https://orcid.org/0000-0001-9719-702X>

Kyoung-Min Roh

<https://orcid.org/0000-0001-5208-9041>

Ionospheric Responses to the May 2024 G5 Geomagnetic Storm Over Korea, Captured by the Korea Astronomy and Space Science Institute (KASI) Near Real-Time Ionospheric Monitoring System

Woo Kyoung Lee^{1,2†}, Hyosub Kil³, Byung-Kyu Choi¹, Junseok Hong¹, Se-Heon Jeong¹, Sujin Kim¹, Jeong-Heon Kim¹, Dong-Hyo Sohn¹, Kyoung-Min Roh¹, Sung-Moon Yoo¹, Tae-Yong Yang¹, Jaeheung Park^{1,2}, Jong-Kyun Chung¹, Young-Sil Kwak^{1,2}

¹Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea

²Department of Astronomy and Space Science, University of Science and Technology, Daejeon, 34113, Korea

³Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, Laurel, MD 20723, USA

요약

이 논문에서는 2024년 5월에 일어난 지자기 폭풍 동안 한반도 주변에 나타난 다양한 전리권과 고층대기 교란을 살펴본다. 대규모 태양 폭발로 일어난 이번 지자기 폭풍은 21년 만에 발생한 G5 등급으로, 우리나라에서도 오로라가 보일만큼 전 지구적으로 극심한 우주 환경 변화를 가져왔다. 한국천문연구원은 국내에서 수집한 GNSS(Global Navigation Satellite System) 자료로부터 전리권 총 전자량(total electron content, TEC)을 산출해 대한민국 상공의 전리권 변화를 감시하고, 전리권에 의한 위성항법 신호 교란을 직접 확인할 수 있는 GNSS 신틸레이션 관측소를 국내·외 5곳에 설치해 운영 중이다. 이번 지자기 폭풍 동안 대한민국 상공의 TEC는 큰 변화를 겪었다. 밤에는 TEC 증가와 강한 신틸레이션이 일어났고, 다음 날 낮에는 TEC가 평소보다 70% 이상 감소하였는데, 이는 11년 태양 활동 주기 중 한두 번 꼴로 나타나는 드문 현상이다. 낮에 일어난 TEC 감소는 열권 구성 성분 변화와 관련이 있지만, 밤에 일어난 TEC 증가와 신틸레이션의 원인은 아직 명확하지 않아 추가 분석이 필요하다.

Abstract

This study investigates various ionospheric and thermospheric disturbances around the Korean Peninsula during the G5 geomagnetic storm occurred on May 10, 2024. This level of storm was the first of its

Sung-Moon Yoo
<https://orcid.org/0000-0001-6280-8222>
 Tae-Yong Yang
<https://orcid.org/0000-0002-5725-9828>
 Jaeheung Park
<https://orcid.org/0000-0002-1272-508X>
 Jong-Kyun Chung
<https://orcid.org/0000-0003-4493-8378>
 Young-Sil Kwak
<https://orcid.org/0000-0003-3375-8574>

magnitude in 21 years, resulting in auroras visible even in South Korea and severe space weather worldwide. The Korea Astronomy and Space Science Institute has been providing ionospheric information over Korea through total electron content (TEC) measurements from the Global Navigation Satellite System (GNSS) and monitoring the impact of ionospheric disturbances on GNSS signals by operating five GNSS scintillation stations in Korea and other countries. During this storm period, large amplitudes of TEC variations were observed over South Korea, along with anomalous TEC enhancements accompanied by strong scintillations at night and persistent TEC depletion on the dayside during the storm's recovery phase. Such daytime TEC depletion disturbances are quite rare, typically occurring only a few times throughout the 11-year solar cycle. While the association of persistent TEC depletion during the daytime with neutral composition disturbances was identified through observations, the causes of TEC enhancement and strong scintillation at night remain unclear. We speculate that the uplift of the ionosphere by storm-induced electric fields is responsible for the TEC enhancement and scintillation, but this hypothesis requires validation based on additional observational data.

핵심어 : 지자기 폭풍, 전리권 교란, 신틸레이션

Keywords : geomagnetic storm, ionospheric disturbance, scintillation

1. 서론

2024년 5월 12일, 강원도 화천에서 오로라를 찍었다는 소식이 있었다. 오로라가 자주 나타나는 지역인 오로라 타원체(aurora oval)에서 멀리 떨어진 우리나라에서 오로라를 보기는 매우 드문 일로 2003년 10월 보현산 천문대에서 붉은 오로라를 관측한 이후로 21년 만의 일이다[1].

오로라는 지구 밖에서 오는 고에너지 입자가 지구 대기와 부딪혀 에너지를 전달하고, 지구 대기가 다시 이를 방출하는 과정에서 나오는 빛이다. 오로라는 지자기 남북극을 중심으로 고리 모양으로 일어난다. 태양 폭발로 고에너지 입자가 많이 들어오면 이 고리가 넓어져 평소 오로라를 보기 힘든 지역에서도 볼 수 있으나, 우리나라는 고리 중심에서 멀리 있어 보기 어렵다. 그러나 21년 만에 일어난 강력한 태양 폭발과 지자기 폭풍 덕분에, 우리나라에서도 오로라를 볼 수 있었다.

태양 폭발로 나온 플라스마는 자기장을 가지고 있어 지구 자기장과 결합할 경우, 고에너지 입자가 지구로 들어와 우주 환경을 크게 바꾼다. 특히 전자가 밀집한 지구 전리권을 교란시켜 무선 통신, 위성항법시스템에 영향을 주고 인공위성이 다니는 수백 킬로미터 상공의 대기 밀도를 높여 위성의 고도를 떨어뜨릴 수 있다. 2022년 2월 스타링크 위성 38대가 추락한 것도 이 때문으로 알려졌다[2-5]. 이번에 일어난 태양 폭발은 지구에 최고 등급(G5) 지자기 폭풍을 일으켰고, 대한민국을 포함한 전 지구 우주환경을 크게 변화시켰다.

따라서 이 논문에서는 한국천문연구원 이 개발한 준 실시간 전리권 감시 시스템에서 관측한 자료를 중심으로 이번 G5 지자기 폭풍 때 우리나라 상공의 전리권이 어떤 변화를 겪었는지 살펴보고, 그런 변화를 일으킨 원인이 무엇인지 짚어본다.

2. 2024년 5월 9일 태양 폭발과 지자기 교란

이번 G5 지자기 폭풍을 일으킨 태양 폭발은 Fig. 1(a)에 보이는 태양 남서쪽의 AR13664 활동 영역에서 일어났다. 지구의 15배 정도 크기를 가진 대형 흑점군에서 5월 9일 08시 45분(UT)경 X2.3급 태양 플레어가 발생했고, X선량은 09시 13분경 최고점을 기록했다, 이와 동반해 코로나 물질 방출(coronal mass ejection, CME)이 일어나 자기장을 가진 플라스마 덩어리가 평균 속도 1,250 km/s(최고 속도 1,893 km/s)로 지구로 향했다[6]. Fig. 1(b)는 SOHO(Solar and Heliospheric Observatory) 위성에서 실린 LASCO(Large Angle and Spectrometric Coronagraph)에서 관측한 시간에 따른 CME의 분출 모습을 보여준다[6]. 이번 플레어와 CME는 특별히 강하지 않았지만, 앞서 오던 다른 CME들과 상호작용으로 복잡한 자기 구조가 형성되어 G5급 지자기 폭풍이 발생한 것으로 보인다.

이 CME는 5월 10일 16:36 UT경 지구에 도착해 지구 자기장을 교란시켰다. Fig. 2(a)는 태양풍 밀도와 속도, 행성 간 자기장, 지자기 폭풍의 세기를 나타내는 Dst와 Kp 지수의 시간에 따른 변화이다. 태양풍 밀도와 속도가 증가하면 태양풍 입자들이 지구 자기장으로 들어와 환전류(ring current)의 세기를 강화한다. 환전류는 지구 북반구를 위에서 내려봤을 때 시계 방향으로 흐르고, Dst는 이 전류가 만드는 자기장의 세기를 나타낸다. 환전류가 만드는 자기장은 지구 자기장과 반대 방향이므로 지자기 폭풍이 일어나면 Dst가 0보다 작아진다. 이번 지자기 폭풍에서 Dst는 -412 nT까지 떨어졌는데, 이 값은 2003년 10월에 일어난 대규모

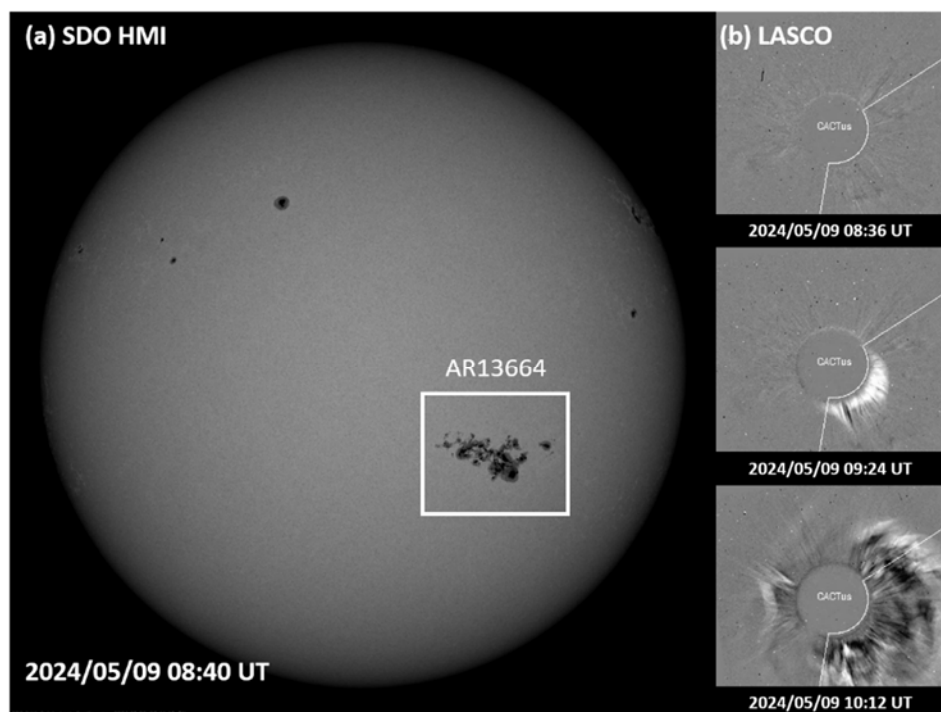


Fig. 1. Sunspots and CME associated with the May 2024 geomagnetic storm. (a) Giant sunspot group (AR13664) observed by the SDO HMI. (b) Sequence of CME images from SOHO LASCO, associated with the G5 geomagnetic storm. CME, coronal mass ejection; SDO, solar dynamic observatory; HMI, helioseismic and magnetic imager; SOHO, Solar and Heliospheric Observatory; LASCO, Large Angle and Spectrometric Coronagraph.

지자기 폭풍인 할로윈 스톰(Halloween Storm) 때보다 더 떨어진 수치이다. Kp는 자기장 교란 정도를 보여주는 지수로 G5급임을 나타내는 9까지 올라가는 경우는 드물다. 행성 간 자기장(interplanetary magnetic field, IMF)은 태양풍에 실려 나오는 태양의 자기장으로, 남북방향 성분인 IMF Bz는 지자기 폭풍의 시작 시점과 밀접한 관련이 있다. 태양 자기장과 지구 자기장이 반대 방향일 때($IMF\ B_z < 0$) 두 자기장이 결합하기 쉬워지고, 결합한 자기력선을 따라 태양풍에 실린 고에너지 입자들이 지구로 들어오면서 지자기 폭풍이 시작되기 때문이다. 고에너지 입자가 들어오는 신호가 오로라이드로 Fig. 2(b)에서 보듯이 지자기 폭풍이 시작되면 오로라가 더 밝아지고 적도 방향으로 확장한다.

3. G5 지자기 폭풍과 대한민국 상공의 전리권 변화

한국천문연구원은 동아시아 전리권 변화를 감시하기 위해 국내 GNSS(Global Navigation Satellite System) 자료를 실시간으로 수집하고 TEC(total electron content)와 ROTI(rate of TEC index)를 산출하는 시스템을 개발해 시험 운영 중이다. ROTI는 시간에 따른 TEC의 변화량으로 전리권 교란 정도를 나타낸다. TEC와 ROTI는 위도 25.5–41도, 경도 120–

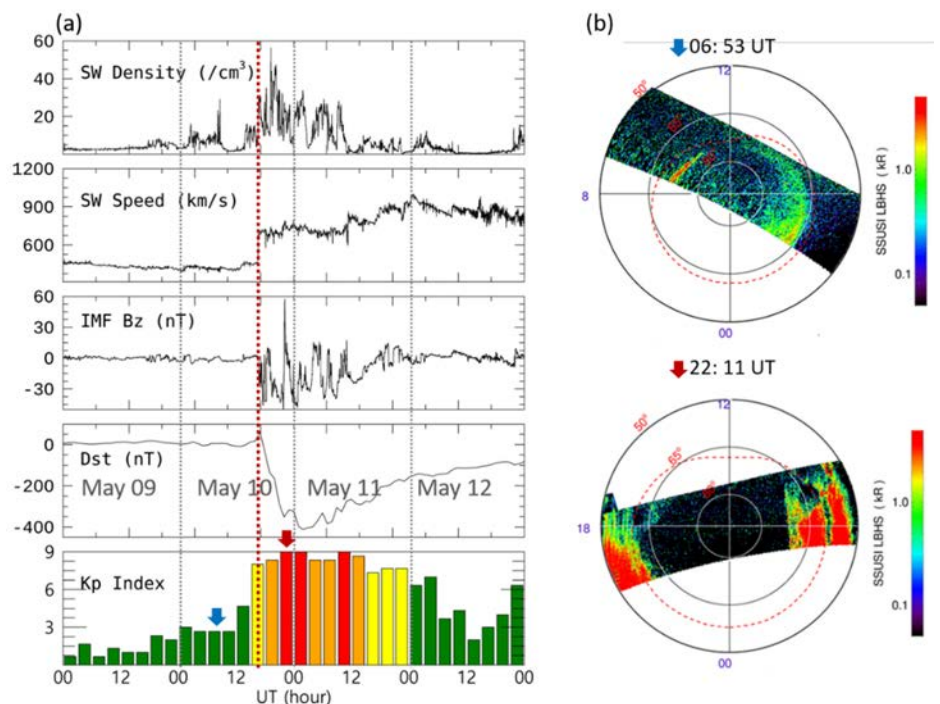


Fig. 2. Solar wind and magnetic parameters, along with auroral images. (a) Solar wind density, solar wind speed, IMF Bz, Dst, and Kp index presented from top to bottom. Kp indices corresponding to G5, G4, G3, below G3 level geomagnetic storms are marked in red, orange, yellow, and green, respectively. (b) DMSP/SSUSI aurora observations on May 10 in the northern hemisphere: (top) before and (bottom) during the storm. The times of these auroral images are indicated by arrows on the Kp index plot. IMF, interplanetary magnetic field; DMSP, Defense Meteorological Satellite Program; SSUSI, Special Sensor Ultraviolet Spectrographic Imager.

135.5도 범위로 0.5도 간격의 맵 형태로 제공하며 15분마다 정보를 갱신한다. 또한, GNSS 신호 교란을 확인할 수 있는 신틸레이션 관측소를 보현산, 제주, 마이크로네시아, 그리고 남극 세종기지와 장보고 기지에 설치해 운영 중이다. 이 시스템에서 수집한 자료에 따르면 G5 지자기 폭풍 기간 동안 TEC는 평소보다 70%나 감소했으며, 24시간 이상 지속하였다. 또한, 보현산과 제주 관측소에서 평소에 나타나지 않는 강한 신틸레이션을 관측하였다.

Fig. 3(a)는 지구 자기장 교란이 전리권에 미치는 영향을 시간 순서대로 보여준다. TEC는 일본의 정지궤도 항법위성(Quasi-Zenith Satellite System, QZSS) 자료로부터 추정하였다. 지자기 폭풍 전인 5월 9일(초록색 점선)과 비교했을 때, 5월 11일 10 UT(19 LT)부터 TEC가 빠르게 감소하였고, 12 UT(21 LT) 부근에서 증가하기 시작해 18 UT(03 LT) 경에는 낮과 비슷한 수준인 40 TECU(TEC Unit, 1 TECU = 10^{16} electrons/m²) 정도에 도달하였다. 5월 12은 TEC 변화가 거의 없이 20 TECU 미만을 유지하다가, 다음 날 00 UT 이후 정상으로 돌아왔다. Fig. 3(b)는 한국천문연구원 준 실시간 전리권 감시 시스템에서 제공하는 TEC 지도로, 지자기 폭풍에 의한 TEC 감소를 보여준다. 지자기 폭풍 전에는 35~40 TECU였으나, 지자기 폭풍 후에는 10~20 TECU 정도로 줄었다. 이러한 TEC 감소는 한반도 주변 대부분 지역에서 일어났다. Fig. 3(c)은 5월 11일 보현산과 제주 관측소에서 관측한 강한 신틸레이션을 보여준다. 우리나라에서 이렇게 강한 신틸레이션이 나타나는 것은 드문 현상으로, 지자기 폭풍이 전 지구 전리권에 영향을 미쳤음을 의미한다. 강한 신틸레이션이 발생한 시간은 Fig. 3(a)에 빨간 상자로 표시하였으며, 밤에 나타난 급격한 TEC 증가와 관련 있는 것으로 보인다.

지자기 폭풍 기간 TEC 감소는 보통 열권 구성 성분 또는 전리권의 고도 변화와 관련이 있다[7,8]. 이번에 나타난 낮 동안 TEC 감소는 열권 구성 성분의 변화와 좀 더 관련이 있는 것으로 보인다. 그림 3(d)는 NASA TIMED(Thermosphere, Ionosphere, Mesosphere, Energetics and Dynamics) 위성의 GUVI(Global UltraViolet Imager)에서 관측한 산소원자(O)와 질소분자(N₂)의 비율(O/N₂)이다. O/N₂는 낮 동안 산소원자와 질소분자에서 나오는 방출선의 세기로 추정하기 때문에 낮에만 자료를 얻을 수 있다. 또한, TIMED 위성의 궤도 경사각은 74°로, 지자기 폭풍 기간 중 적도 부근 지방시(local time)가 오전 8시 30분이므로 여름인 북반구에서만 관측자료가 있다. 지자기 폭풍이 일어나면 가열에 인한 대기 팽창으로 열권의 O와 N₂의 비율이 변하는데, 그림에서 보듯 북반구 중 · 고위도 지역에서는 O/N₂가 감소하였다(짙은 파란색). 저위도에서는 O/N₂가 증가(붉은색)하는 것처럼 보이나, 이는 O/N₂ 산출 시 전자밀도 증가에 의한 영향을 제거하지 못한 결과로 보인다[9,10]. 한반도 부근에서는 O/N₂ 감소 영역이 보다 남쪽으로 확장했고 이 현상은 5월 12일까지 계속되었다. 다음 장에서 설명하겠지만, O/N₂ 분포는 지자기 폭풍 중에 우리나라에 나타난 TEC 감소를 이해하기 위한 단서를 제공한다.

4. 토의와 결론

한국천문연구원은 전리권 변화를 감시하고 원인을 연구하기 위해 국내 · 외 전리권 관측 시스템을 구축해 왔고[11], 이를 통해 2024년 5월에 있었던 G5 지자기 폭풍동안 중요한 관측 자료를 얻을 수 있었다. 이 장에서는 수집한 자료의 의미를 분석하고, 앞으로 필요한 관측에 대해 알아본다.

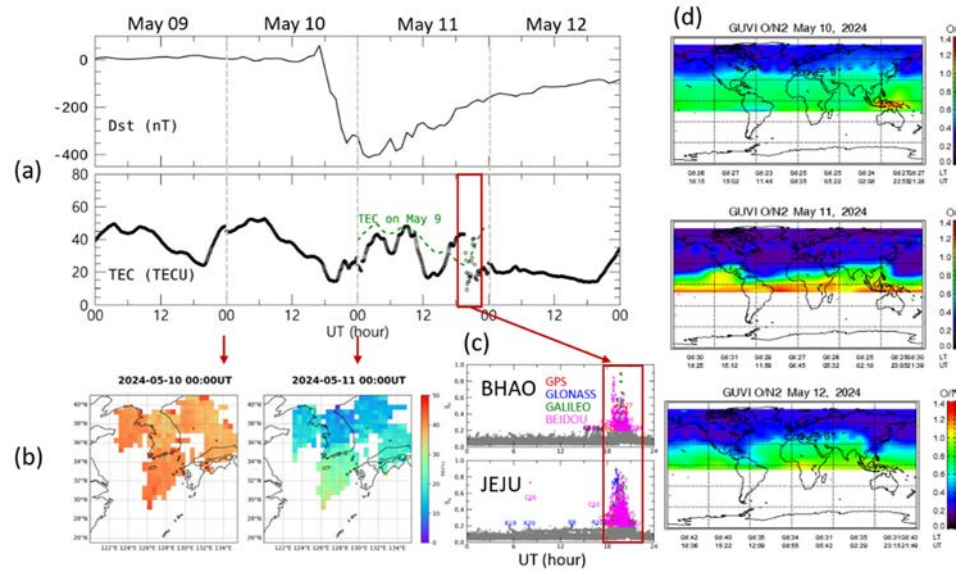


Fig. 3. Ionospheric and thermospheric disturbances during the storm. (a) QZSS TEC at Daejeon GNSS station, along with the Dst index. The green dashed line represents the TEC level on May 9 for comparison. (b) Comparison of TEC maps before and after the storm. (c) GNSS scintillations (S4 index) observed at Bohyun (BHAO) and Jeju (JEJU) stations. Different GNSS satellites are represented by distinct colors. (d) DMSP/SSUSI O/N₂ maps over three consecutive days. These maps are synthesized from observations at successive orbits each day. As the satellite moves westward, the observation times (UT) shift with longitude. QZSS, Quasi-Zenith Satellite System; TEC, total electron content; GNSS, Global Navigation Satellite System; DMSP, Defense Meteorological Satellite Program; SSUSI, Special Sensor Ultraviolet Spectrographic Imager.

이번 지자기 폭풍 동안 우리나라에 나타난 주목할 만한 현상 두 가지는 (1) 밤 동안 TEC 증가와 (2) 저위도 전리권 교란인 플라스마 버블과 비슷한 수준의 강한 신틸레이션이다. 일반적으로 지자기 폭풍 기간에 나타나는 TEC 또는 전자 밀도 변화는 전기장, 열권 구성 성분, 그리고 바람 변화와 연결해서 이해한다. 전리권 전자 밀도는 고도와 대기 구성 성분에 민감하게 반응하는데, 열권의 중성 대기 구성 성분이 고도에 따라 변하기 때문이다. 전리권 전자밀도는 대기 중 모든 이온의 총량과 같다. 이온의 대부분을 차지하는 산소 이온은 질소나 산소분자와 반응해 소멸하는데, 높은 고도에서는 질소와 산소 분자 밀도가 낮아서 산소 이온이 오래 살아남을 수 있고, 낮은 고도에서는 이들의 밀도가 높아 산소 이온이 빠르게 소멸한다. 지자기 폭풍이 일어나면 극지방으로 많은 에너지가 들어와 대기를 가열해 팽창시킨다. 이 때문에 높은 고도에서 평소보다 질소와 산소 분자가 늘어나 산소 이온이 빠르게 사라지므로 전리권 전자밀도가 감소한다. 대기의 가열은 주로 오로라 지역에서 일어나고 팽창한 대기는 들어오는 에너지양, 즉 오로라의 세기에 비례해 저위도로 확장한다. 따라서 오로라가 우리나라에서 보일 정도로 강하게 일어났던 이번 지자기 폭풍에서, 5월 11과 12일에 나타난 낮은 TEC는 이와 관련이 있으며 TIMED/GUVI가 관측한 O/N₂ 분포를 통해 확인할 수 있다.

그러나 밤에 TEC가 증가하고 강한 신틸레이션이 발생한 이유는 명확하지 않다. 지자기 폭풍이 전리권의 높이를 변화시켜 전자밀도를 바꿀 수 있다. 하지만 Fig. 3(a)에서 보듯 TEC가 감소하다가 밤에 다시 증가하는 현상은 단순히 전리권 고도 변화만으로는 설명하기 어렵다. 지자기 폭풍 기간 중 EIA(equatorial ionization anomaly, 지자기 적도 플라스마가 자기력선을 따라 높은 위도로 이동해 적도에서는 감소하고 위도 $\pm 10^{\circ}$ – 15° 에서 증가하는 현상)가 중위도까지 확장해 TEC 증가를 불러올 수 있지만[12–14], 이는 확인이 필요하다. 5월 11일 18시에서 21시 사이에 나타난 신틸레이션은 보현산과 제주관측소 기준 남쪽에서 나타났으므로 우리나라 북쪽에서 보인 오로라와는 관련이 없는 것으로 보인다. 열권 바람에 의한 전리권 고도 상승과 이에 따른 플라스마 불안정성이 결합해 신틸레이션이 발생할 수 있으나, 다른 관측자료와 함께 분석하는 것이 필요하다.

전리권과 고층대기는 전 지구가 연결된 시스템으로 대한민국 상공에서 일어나는 현상을 지역 관측 자료만으로는 이해하기 어렵다. 극지방으로 들어오는 에너지와 대기 순환, 구성 성분의 변화 등에 대한 전 지구 관측 정보가 필요하다. 이를 위해 한국천문연구원은 국외 관측소를 설치하고 위성 프로그램을 개발 중이다. 2025년 발사 예정인 차세대중형위성3호 탑재체 ROKITS(Republic of Korea Imaging Test System)도 그 중 하나로, 오로라를 포함한 전 지구 전리권-고층대기 관측 자료를 제공할 것이다. 또한, 올해 말 고층대기 바람을 관측하는 페브리-페로 간섭계(Fabry-Perot Interferometer, FPI)를 보현산 천문대에 설치해 대기 순환을 비롯한 열권 변화 정보를 수집할 예정이다.

감사의 글

이 연구는 한국천문연구원 주요사업 ‘GNSS 자료를 사용한 준 실시간 동아시아 전리권 변화 감시(2024-1-9-0201)’와 과학기술정보통신부 ‘우주용 광시야 대기광 관측 카메라 개발(2021 M1A3A4A06099441)’, 한국연구재단(NRF-2018R1C1B6006700, NRF-2022R1C1C2 0095 91), 미국 National Science Foundation(NSF-AGS2029840)의 지원을 받았습니다.

References

1. Chung JK, Wu Q, Kim YH, Won YI, Solomon S, et al., Enhancement of OI 630.0 nm emission at mid-latitudes during an intense magnetic storm, *J. Atmos. Sol. Terres. Phys.* 69, 697–706 (2007). <https://doi.org/10.1016/j.jastp.2007.01.010>
2. Dang T, Li X, Luo B, Li R, Zhang B, et al., Unveiling the space weather during the Starlink satellites destruction event on 4 February 2022, *Space Weather*. 20, e2022SW003152 (2022). <https://doi.org/10.1029/2022SW003152>
3. Fang TW, Kubaryk A, Goldstein D, Li Z, Fuller-Rowell T, et al., Space weather environment during the SpaceX Starlink satellite loss in February 2022, *Space Weather*. 20, e2022SW003193 (2022). <https://doi.org/10.1029/2022SW003193>
4. Lin D, Wang W, Garcia-Sage K, Yue J, Merkin V, et al., Thermospheric neutral density variation during the “SpaceX” storm: implications from physics-based whole geospace

- modeling, *Space Weather*. 20, e2022SW003254 (2022). <https://doi.org/10.1029/2022SW003254>
5. Zhang Y, Paxton LJ, Schaefer R, Swartz WH, Thermospheric conditions associated with the loss of 40 Starlink satellites, *Space Weather*. 20, e2022SW003168 (2022). <https://doi.org/10.1029/2022SW003168>
 6. CACTUS, A software package for 'Computer Aided CME Tracking' (2013) [Internet], viewed 2024 July 28, available from: <https://www.sidc.be/cactus>
 7. Buonsanto MJ, Ionospheric storms: a review, *Space Sci. Rev.* 88, 563–601 (1999). <https://doi.org/10.1023/A:1005107532631>
 8. Yue X, Wang W, Lei J, Burns A, Zhang Y, et al., Long-lasting negative ionospheric storm effects in low and middle latitudes during the recovery phase of the 17 March 2013 geomagnetic storm, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 121, 9234–9249 (2016). <https://doi.org/10.1002/2016JA022984>
 9. Kil H, Paxton LJ, The origin of the nonmigrating tidal structure in the column number density ratio of atomic oxygen to molecular nitrogen, *Geophys. Res. Lett.* 38, L19108 (2011). <https://doi.org/10.1029/2011gl049432>
 10. Lee WK, Kil H, Paxton LJ, Zhang Y, Shim JS, The effect of geomagnetic-storm-induced enhancements to ionospheric emissions on the interpretation of the TIMED/GUVI O/N₂ ratio, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 118, 7834–7840 (2013). <https://doi.org/10.1002/2013JA019132>
 11. Lee C, Lee W, Ionospheric and upper atmospheric observations in Korea, *J. Space Technol. Appl.* 1, 199–216 (2021).
 12. Fagundes PR, Cardoso FA, Fejer BG, Venkatesh K, Ribeiro BAG, et al., Positive and negative GPS-TEC ionospheric storm effects during the extreme space weather event of March 2015 over the Brazilian sector, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 121, 5613–5625 (2016). <https://doi.org/10.1002/2015JA022214>
 13. Lu G, Goncharenko L, Nicolls MJ, Maute A, Coster A, et al., Ionospheric and thermospheric variations associated with prompt penetration electric fields, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 117, A08312 (2012). <https://doi.org/10.1029/2012JA017769>
 14. Kim J, Kwak YS, Lee C, Lee J, Kam H, et al., Observational evidence of thermospheric wind and composition changes and the resulting ionospheric disturbances in the European sector during extreme geomagnetic storms, *J. Space Weather Space Clim.* 13, 24 (2023). <https://doi.org/10.1051/swsc/2023025>

Author Information

이 우 경 wklee@kasi.re.kr

재제 ROKITS 개발 책임을 맡고 있다.

과학기술연합대학원대학교(UST)에서 박사학위를 받은 후 2014년부터 한국천문연구원에
서 일하고 있다. GNSS(위성항법)와 위성 관
측 자료를 사용해 전리권과 고층대기를 연구
하고 있으며, GNSS 자료를 사용한 준 실시간
전리권 감시 시스템과 차세대중형위성3호 탐

길 효 섭 hyosub.kil@jhuapl.edu

하고 있다.

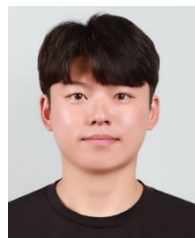
1997년 텍사스 주립대학교에서 박사학위를
받고 코넬대학교에서 박사 후 과정을 거쳐
2000년부터 존스홉킨스대학교 응용물리연구
소에서 근무하고 있다. 지구의 고층대기와 전
리권의 상호작용, 전리권 전자밀도의 특성, 그
리고 이들이 일으키는 우주날씨 변화를 연구

최 병 규 bkchoi@kasi.re.kr

2004년부터 한국천문연구원에 재직하고 있
으며, 충남대학교 전자공학과에서 2009년 박사
학위를 취득했다. 고정밀 단독측위(PPP), PPP-
RTK, GNSS TEC 모델링 등을 연구를 수행하였
으며, 현재는 한국형 위성항법시스템(KPS) 궤
도 및 전리층 핵심기술 개발을 수행하고 있다.

홍 준 석 junseok@kasi.re.kr

2020년 충남대학교에서 우주·지질학과에서
우주과학 전공으로 박사학위를 취득한 후,
2017년부터 한국천문연구원에 일하고 있다.
GNSS TEC & DCB 분석 및 자료처리 기술 개
발을 하고 있으며, 전리권 전자밀도 불균일 현
상을 연구하고 있다.

정 세 헌 shjeong@kasi.re.kr

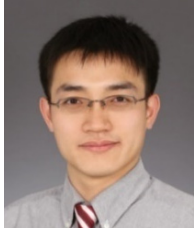
2022년 충남대학교에서 우주·지질학과에서
우주과학 전공으로 박사학위를 취득한 후,
2020년부터 한국천문연구원에 일하고 있
다. 딥러닝을 활용하여 GNSS TEC map 복
원 및 예측하는 모델 개발을 하고 있으며, 중
위도 지역의 전리권 현상을 연구하고 있다.

김 수 진 sjkim@kasi.re.kr

경희대학교 우주과학과에서 2009년 태양물리
학으로 박사학위를 받았다. 2010년부터 2013
년까지 일본국립천문대 노베야마전파관측소
에서 박사후연구원으로 태양전파 연구를 수행
하였으며, 현재 한국천문연구원 우주과학본부
책임연구원으로 재직 중이다. 태양 폭발, 코로
나 플라스마 구조, 태양활동주기 등 태양의 다양한 활동과 태양활동으
로 인한 우주환경 변화 연구를 수행하고 있다.

김 정 헌 kimjh@kasi.re.kr

충남대학교 우주지질학과에서 우주과학 박사
학위를 취득하였으며, 2019년부터 한국천문연
구원 태양우주환경그룹에 재직 중이다. 전리권
/고층대기 플라스마 이론모델을 활용한 다양
한 연구를 수행해왔다. 현재는 차세대 우주환
경 변화와 예측 연구 사업에 참여해 자기권-전
리권/고층대기-중층대기 우주환경 통합모델을 개발 중이며, 자기권-
전리권 커플링 연구를 수행하고 있다.

손 동 호 dhsohn@kasi.re.kr

구를 수행하고 있다.

인하대학교 공간정보공학과에서 박사학위를
취득한 후, 2019년부터 한국천문연구원
에 일하고 있다. GNSS 관측자료를 처리하여 전리
권 총전자량, 대류권 대기 수증기량, 지각변동
등을 연구한다. 또한 선박기반 GNSS 자료를
이용하여 해양상공의 전리권 및 대류권 감시연

Author Information

노 경 민 kmroh@kasi.re.kr



연세대학교 천문우주학과에서 2006년 박사학위를 취득했다, 독일 지구과학연구소(GFZ- German Research Center for Geosciences)에서의 박사 후 과정을 거쳐 현재 한국천문연구원에서 책임연구원으로 GNSS 데이터 처리, 정밀궤도결정과 우주 측지기술을 활용 연구를 수행 중이다. 현재는

한국형위성항법시스템(Korean Positioning System)개발에 참여하고 있다.

유 성 문 yoo@kasi.re.kr



연세대학교 천문우주학과에서 2009년 박사학위를 취득한 후, 2009년부터 한국천문연구원에 재직하고 있다. GNSS 관측자료를 활용한 지각변위와 지구기준계관련 연구를 하고 있으며, KVN (Korean VLBI Network)의 측지기준점 결정과

초정밀 광대역 VLBI 시스템을 활용한 사공간 정밀도 측정 연구에 참여하고 있다.

양 태 용 yty16@kasi.re.kr



과학기술연합대학원대학교(UST)에서 천문우주과학 박사학위를 받았으며 2019년부터 한국천문연구원에서 근무하고 있다. 초소형위성 개발과 운영에 참여하고 있으며, 위성 및 지상 관측 자료를 활용하여 전리권/고층대기를 연구하고 있다.

박 재 흥 pj@kasi.re.kr



2000년대 초 인공위성연구소에서 과학기술위성 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, 도요셋 지상국 구축 및 관제

업무 등을 수행하고 있다.

정 종 균 jkchung@kasi.re.kr



충남대학교 천문우주학과에서 2005년 이학박사 학위 취득 후, 2006년부터 한국천문연구원서 위성항법시스템 신호의 전리권 시간지연과 페이딩 현상을 연구하고, 남극내륙 고원 우주탐사 모듈을 개발하여 운영 중에 있다. 현재 한국형 위성항법시스템 지상시스템 개발과 우주측지기

술을 이용한 자연재해 연구 등을 수행하고 있다.

곽 영 실 yskwak@kasi.re.kr



경북대학교 천문대기과학과에서 이학박사 학위를 취득하였고, 미국립대기과학연구소(National Center for Atmospheric Research, NCAR)의 High Altitude Observatory(HAO)에서 박사후연구원과 방문연구원으로 근무하였다. 2007년부터 한국천문연구원서 전리권/고층대기를 포함한

우주환경 변화 및 예측 연구를 수행해 오고 있다. 현재 태양우주환경그림자으로서 차세대우주환경 연구팀을 이끌고 있으며, SNIPE(도요셋) 프로젝트와 차세대중형위성3호 탑재체(ROKITS) 개발 프로젝트에 project scientist로 참여하고 있다

연구논문

헬륨풍선을 이용한 대기 중 오존 밀도 측정 및 대기 높이 척도 분석: 한반도 남부 지역의 대류권 및 성층권 하부

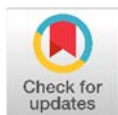
유승우¹, 김민준¹, 한병현², 김어진^{3†}, 김기남¹, 정종균⁴

¹충남대학교 천문우주과학과

²김해분성고등학교

³충남대학교 자연과학연구소

⁴한국천문연구원



Received: July 29, 2024

Revised: August 19, 2024

Accepted: August 21, 2024

†Corresponding author :

Eojin Kim

Tel : +82-42-821-7492

E-mail : jinastro23@cnu.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

Seungwoo Yoo

<https://orcid.org/0009-0007-6250-7252>

Min Jun Kim

<https://orcid.org/0009-0008-4351-5465>

Byeong-Hyeon Han

<https://orcid.org/0009-0001-5592-5858>

Eojin Kim

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

Ki-nam Kim

<https://orcid.org/0009-0009-4836-128X>

Jong-Kyun Chung

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

Ozone Concentration Measurement and Atmospheric Scale Height Analysis Using Helium Balloon in the Troposphere and the Lower Stratosphere Over the Southern Korean Peninsula

Seungwoo Yoo¹, Min Jun Kim¹, Byeong-Hyeon Han², Eojin Kim^{3†}, Ki-nam Kim¹, Jong-Kyun Chung⁴

¹Department of Astronomy and Space Science, Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea

²Gimhae Bunseong High School, Gimhae 50899, Korea

³Natural Science Institute, Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea

⁴Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea

요약

이 연구는 헬륨풍선을 사용하여 한반도 전라북도 상공 대기층의 오존 밀도를 측정하고 높이 척도를 기반으로 대기 밀도의 변화를 분석하는 실험을 다룬다. 실험에서는 아두이노 Uno를 사용하여 데이터를 수집하고 MQ131 센서를 통해 오존 밀도를 측정했다. 또한 BMP280 센서를 사용하여 온도 및 대기 압력을 다양한 고도에서 측정했다. 실험 결과, 한반도 상공 대기의 높이 척도는 6,828.30 m로 나타났으며, 이를 기반으로 대기 밀도의 감소 패턴을 확인했다. 또한, 측정된 오존 수준의 그래프를 분석하여 8 km에서 9 km 고도 사이에서 오존 수준이 급격히 감소하는 현상이 관찰되었다. 이러한 결과들은 대기 환경 및 오존 밀도 변화를 이해하고 환경 모니터링에 중요한 정보를 제공할 수 있다.

Abstract

This study deals with an experiment to measure ozone concentration in the atmosphere over the Korean Peninsula, Jeollabuk-do, using a helium balloon and analyze the change in atmospheric density based on the scale height. In the experiment, Arduino Uno was used to collect data and ozone concentration was measured using the MQ131 sensor. In addition, the BMP280 sensor was used to measure temperature and atmospheric pressure at various altitudes. The experimental results showed that the scale height of the atmosphere over the Korean Peninsula was 6,828.30 m, and the decreasing pattern of atmospheric density was confirmed based on this. In addition, by analyzing the graph of the measured ozone level, a phenomenon of a rapid decrease in the ozone level was observed between 8 km and 9 km altitude. These

results can provide important information for understanding the atmospheric environment and ozone concentration changes and for environmental monitoring.

핵심어 : 오존 밀도, 높이 척도, 대류권, 성층권, 헬륨풍선

Keywords : ozone concentration, scale height, troposphere, stratosphere, helium balloon

1. 서론

지구의 대기는 고도에 따라 대류권, 성층권, 중간권, 열권으로 구분되며 대기 중 오존(ozone, O_3)은 90%가 성층권에, 10%가 대류권에 존재한다. 성층권(14–50 km 고도) 내의 15–35 km 고도 지역에서 주로 형성되는 오존층(ozone layer)은 태양 자외선에 의해 산소분자가 산소원자로 나뉘진 후 주변의 산소분자와 결합하여 생성된다. 오존 분자도 자외선에 의해 나뉘지나 다시 산소 분자나 원자와 결합하는 산소 사이클에 의해 성층권 내에서 오존 밀도는 안정적으로 유지된다. 이러한 오존의 생성과 파괴 과정에서 150–320 nm 파장 영역의 자외선이 흡수되므로 오존층은 태양으로부터 오는 생물학적으로 유해한 자외선(200–315 nm 파장대)의 대부분을 흡수하여 막아주기 때문에 지구의 생명체에 있어 매우 직접적인 역할을 한다. 또한 대류권의 오존은 대기오염 물질 중의 하나인 질소화합물과 휘발성유기화합물이 태양빛을 받아 생성되며 일정 시간 동안 공기에 잔류하고 자극성과 산화력이 강하기 때문에 감각기와 호흡기 등에 급격한 영향을 미칠 수 있다고 알려져 있다. 이처럼 지구의 대기 중 오존은 환경과 인간 건강에 중요한 영향을 미치는 기체 중 하나로 인식되고 있다(Fig. 1)[1].

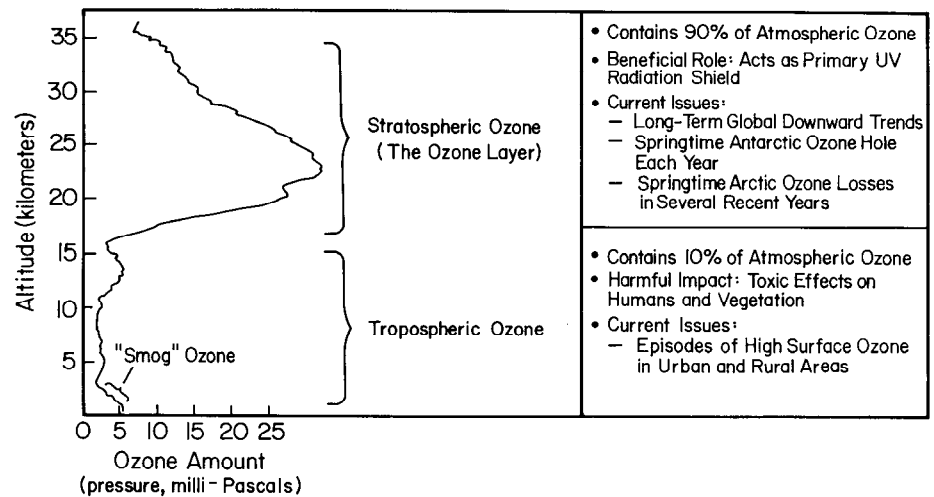


Fig. 1. Text and figure are adapted from the Introduction to "Frequently Asked Questions" of the World Meteorological Organization/United Nations Environment Programme report, Scientific Assessment of Ozone Depletion: 1998 (WMO Global Ozone Research and Monitoring Project–Report No. 44, Geneva, 1999). Science – Ozone Basics (<https://www.noaa.gov>) [1].

지구 성층권의 대기는 비행기로 관측하기에는 고도가 높고, 로켓으로 관측하기에는 빠른 속도로 인해 적절하지 않으며 인공위성으로 관측하기에는 고도가 너무 낮다. 전 세계의 기상청에서는 주기적으로 수소나 헬륨을 채운 풍선(balloon)을 띄워 대기의 속도, 온도, 습도 등을 측정하는데 고고도 기상풍선은 고고도(성층권 높이)의 대기 질을 측정하는 편리하고 저렴한 방식이다(Fig. 2)[2]. 고고도 기상풍선(High Altitude Balloon)은 1800년대에 대류권계면과 성층권을 발견한 프랑스 기상학자 레옹 테세랑 드 보르트가 발명한 기상 관측기에서 파생되었다. 보르트는 수소를 채운 계측 풍선을 약 8-17 km 고도 구간의 공기질 측정을 위해 사용하였다. 풍선을 이용한 이러한 관측은 전자 부품들이 기성화 되면서 대기 질 또는 특정 대기 오염 물질 측정을 포함하여 근거리 우주 실험에 다양하게 활용되고 있다. 특히 라텍스 풍선을 사용하면 무게의 제한은 있으나 관측 탑재물을 저렴한 비용으로 우주 공간에 쉽게 도달시킬 수 있다는 장점이 있어 연구자들은 물론 일반 학생들을 위한 교육용으로도 많이 사용된다[3,4].

이러한 배경 아래 본 연구는 헬륨을 활용한 고고도 기상 풍선을 활용하여 대기 중 오존 밀도를 측정하고 높이 척도를 기반으로 대기 밀도의 변화를 분석하는 것을 목표로 한다. 한반도 상공 성층권을 중심으로 실시된 이 실험은 대기 중 오존 밀도의 고도별 분포 및 변화를 조사하여 대기 환경 모니터링을 목적으로 한다. 일련의 과정을 통해 일반인들도 쉽게 구매가 가능한 헬륨풍선과 전자기기를 사용하여 수행할 수 있는 근우주 대기 관측을 소개하고자 한다.

2. 실험 과정

오존 측정을 위한 사운드링 벌룬(sounding balloon)의 구상 및 제작을 위해 다양한 실험 사례를 참고하여 관측 기기의 전체적인 외관을 디자인하였다. 오존 관측 실험 기기 외관은 1,200 g의 라텍스 풍선과 소형 낙하산(38인치), 낙하산을 연결할 줄, 그리고 관측 기기를 내부에 실을 스티로폼 박스로 구성된다(Fig. 3). 스티로폼 박스 내부에 고정된 실험 기기는 다음의 기기들로 구성되었다. 아두이노 우노(Arduino Uno, Devicemart / NTREX Co., Ltd., Incheon, Korea)



Fig. 2. Korea Meteorology Agency flying radiosonde using helium balloon [2].



Fig. 3. Appearance of the observation device.

를 자료 측정에 활용하였다. 고도별 오존 측정을 위해 MQ131 센서를, 대기 온도와 압력 측정을 위해 BMP280 센서(Bosch, Gerlingen, Germany)를 사용하였다(Figs. 4–7). 센서의 자료를 저장하기 위해 SD 카드 리더기가 사용되었다. 성층권 고도에서 대기 온도는 -40°C 에서 -50°C 사이로 저온에서 견딜 수 있는 Panasonic Eneloop 배터리(Panasonic, Kadoma, Japan)를 사용하였다(아두이노 우노는 9 V 배터리 팩을 사용하는 것이 적당하다.). 진동에 강하고 저온에서도 작동에 문제가 없는 U-PRO 카메라를 활용하여 영상촬영을 하였다. 추가적으로 GPS 수신기 용도로 스마트폰을 사용하였다. 헬륨 풍선을 비롯한 전체 관측기기 제작에 사용된 물품과 구매처는 Table 1에 자세하게 소개되었다.

안전한 실험 진행을 위해 우선 헬륨 풍선 발사와 관련된 기관의 허가 사항을 확인하였다. 서울지방항공청 공역관리과 및 청주와 군산 공항 출장소에 문의한 결과, 총 길이가 3 m 미만이고 무게가 2 kg 미만인 비행물체에 대해서는 추가 허가 요청이 필요하지 않다는 것을 확인하고 실험을 진행하였다. 본 실험에서 가장 중요한 측면은 시료의 회수이므로 이를 위해 적절한 발사 장소, 풍선의 예상 궤적 및 GPS 수신을 고려하는 것이 중요하다. 한반도는 일반적으로 편서풍이 부는 지역으로 풍선이 내륙에 착륙되도록 최대한 서쪽에서 발사하는 것이 유리하다. Fig. 8a에서 보여주는 바와 같이 '<https://predict.sondehub.org/>' 사이트에서 제공되는 예측된 풍선의 예상 이동 경로를 확인할 수 있다[5,6]. 따라서, 본 실험에서는 한반도 내의 최대한 서쪽에 위치한 장소에 해당하는 변산 해변에서 풍선을 발사하기로 결정했다. Fig. 8b에서 보여주는 바와 같이 위치정보 프로그램을 활용하면 1번부터 26번까지 헬륨 풍선이 비행하는 동안의 실제 위치를 표시된다(<http://www.gnali.net>). 이 프로그램은 위치 정보를 입력한 후 일정한 간격으로 위치 정보를 받기에 적합하다. 추가적으로 GPS 통신 스마트폰에서 사이렌이나 비슷한 알람을 발생시켜 관측기기가 정확하게 위치하도록 하는데 유용하다. 프로그램 아래의 압력 필드에는 발사 장소의 위도와 경도를 입력하였다. 그 후 발사시간, 최대 고도, 상승 속도 및 하강 속도를 입력한 후 예상 착륙 지점을 확인하였다.

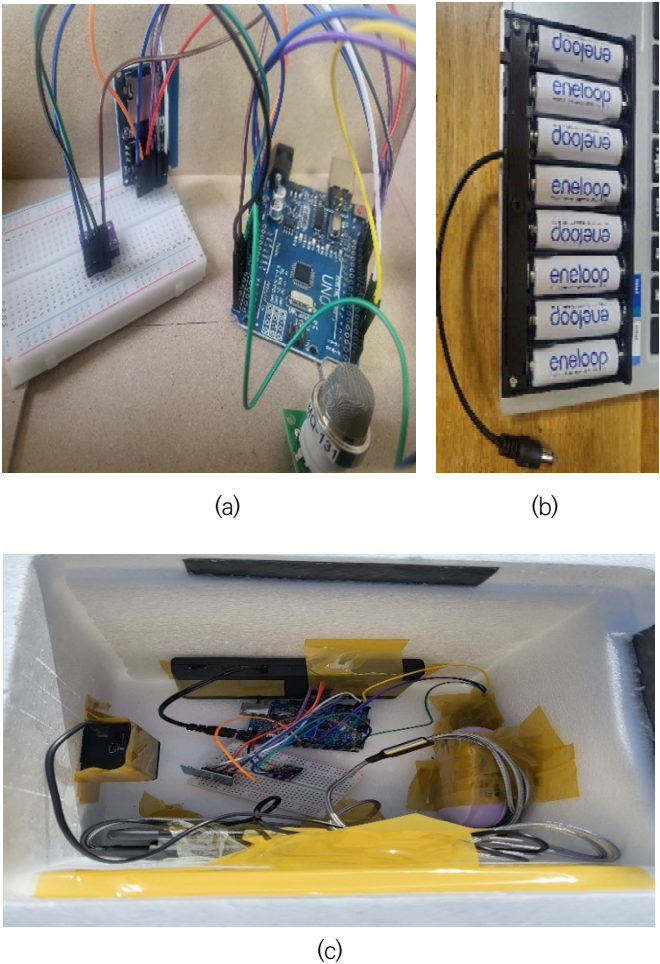


Fig. 4. Inside of the Experiment preparation of the observation device. (a) Internal configuration. (b) A pack of batteries. (c) Completed interior.

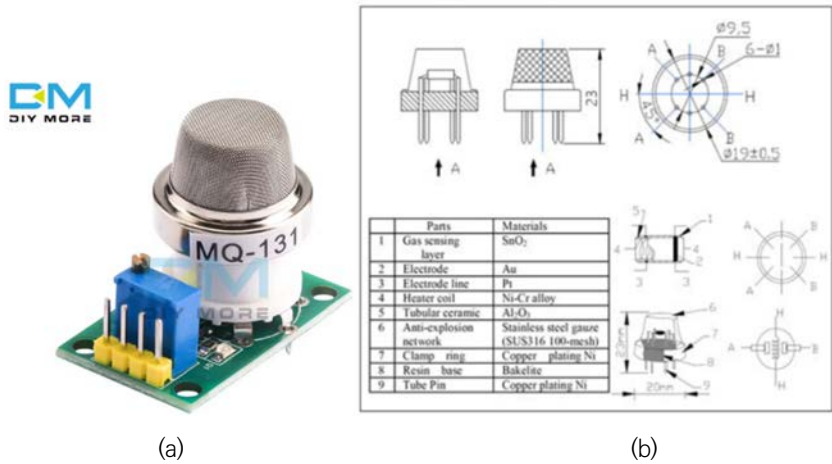


Fig. 5. Measurement device of ozone concentration. (a) MQ-131 sensor module. (b) Specifications of MQ131.

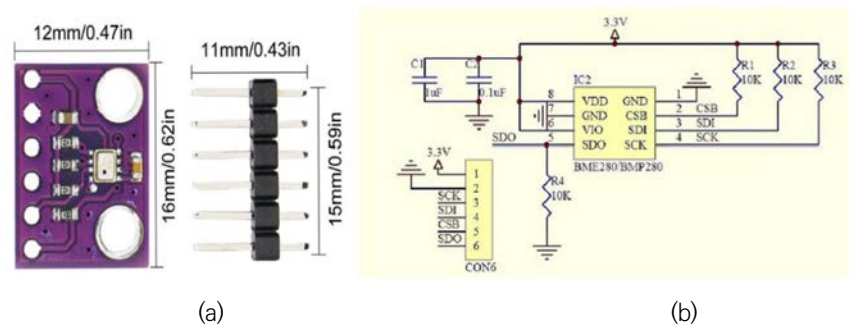


Fig. 6. Atmospheric pressure and temperature measurement module. (a) BMP280 sensor module, (b) circuit diagram of BMP280.



Fig. 7. Arduino Uno R3 compatible board.

Table 1. List of purchased items

	Items	Object	Price (₩)	Purchase site
1	U-pro primium 128 G black	Dustproof/waterproof camera	170,050	COUPANG
2	Styrofoam box	Insulating and overall frame role	6,400	COUPANG
3	Duino Rechargeable Hand Warmer Battery (10,000 mAh)	For use in charging electronic devices and preventing them from turning off due to heat generation	32,220	COUPANG
4	PE foam cushioning insulation	For insulation and shock prevention in observation boxes	10,080	COUPANG
5	High altitude weather balloon (1,200 g)	For use in ascending observation boxes into the stratosphere	225,756 (shipping included)	AliExpress

Table 1. (Continued)

	Items	Object	Price (₩)	Purchase site
6	Small parachute (38 inch)	For safe ground landing of observation devices	45,100 (shipping included)	AliExpress
7	Helium Gas	Uses for filling weather balloons	390,000 (Shipping included)	Kumkang Gas
8	String	For connecting parachute and observation box	51,100 (shipping included)	AliExpress
9	CAN communication module	Arduino board communication module	2,000	INTOPION (https://www.intopion.com)
10	Arduino atmospheric pressure altitude sensor module (BMP280)	For atmospheric pressure measurement	16,500	INTOPION
11	Arduino Uno R3 Compatible board	Arduino board BASE	7,370	INTOPION
12	Ozone gas sensor module	Ozone detection	14,054	AliExpress
13	Arduino board delivery fee		2,500	INTOPION
14	BreadBoard		990	INTOPION
15	Arduino cable		590	INTOPION
16	Arduino SD module		770	Off-line
17	Arduino USB connecting cable		6,000	Off-line
18	Soldering		5,000	Off-line
19	SD card		7,200	Off-line
20	Tariff of balloon		55,320	Off-line
21	Arduino battery pack		5,500	COUPANG
22	Panasonic Eneroop pro AA battery 8EA		41,010	COUPANG
	Total		1,095,490	

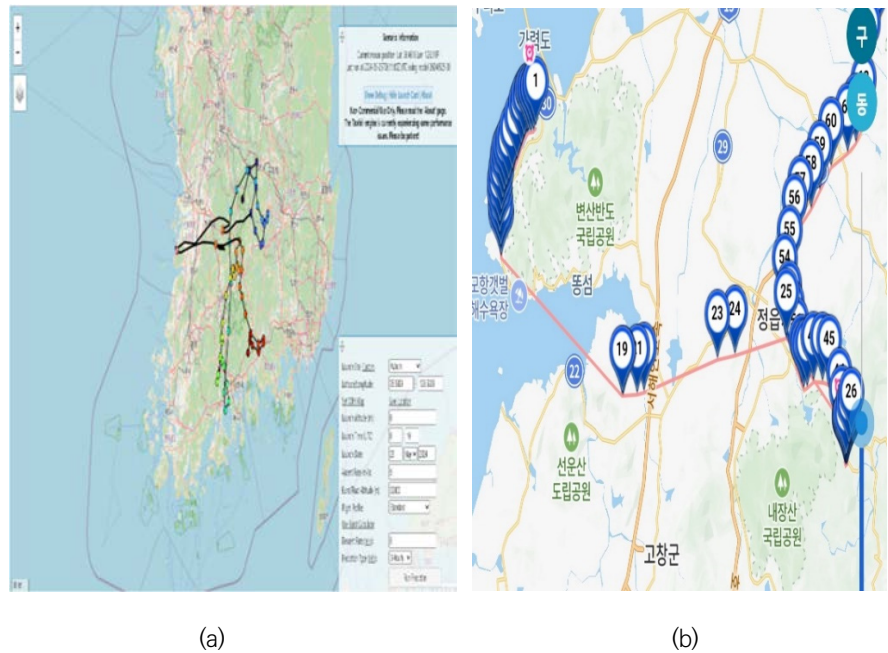


Fig. 8. Predicted balloon position before the experiment and position of the observation device during observation. Prediction of the balloon path (a) [5], GPS position of the balloon during observation (b) [6].

3. 결과 및 분석

본 실험은 2024년 5월 6일 00:30(UTC)에 전라북도 부안군 변산 해변에서 시작되었다. 시작 시간(00:30 UTC) 이후 약 30분간은 GPS 위치 측정이 불가능하였고 약 2시간 이후에 위치 측정이 가능하였다. 헬륨 풍선은 출발위치(전라북도 부안군 변산면 대항리 621-5)에서 착륙 위치(전라북도 부안군 쌍치면 정안리 12)까지 수평 방향으로 약 45 km로 직선거리를 이동하였다. 측정장비를 회수한 후 데이터 분석 결과 대기권을 수직 방향으로 약 20 km 상승한 것으로 확인되었다. 관측 기기와 함께 탑재된 카메라를 통해 촬영된 한반동 상공 대기층은 Fig. 9의 영상과 같이 촬영되었다.

실험결과 고도에 따른 대기압의 변화는 Fig. 10에 보여지는 바와 같은 관측 결과를 얻었다. 대기의 압력과 고도의 상관관계는 식 (1)과 같고, 대기의 압력은 고도가 증가함에 따라 지수 관계로 감소함을 의미한다.

$$P(h) = P_0 e^{-h/H} \quad (1)$$

$P(h)$: 고도 h 에서의 대기 압력, P_0 : 해수면 고도에서의 대기 압력, H : 스케일 고도, h : 고도

대기의 높이 척도는 대기의 밀도가 지수($e = 2.71828$)의 배수로 줄어드는 거리를 의미하며 식 (2)로 계산할 수 있다.

$$H = RT / mg \quad (2)$$

R : 기체상수($8.314 \text{ J} / (\text{mol} \times \text{K})$), T : 온도(K), m : 대기 평균 분자질량, g : 중력가속도



Fig. 9. Images taken from U-pro camera during observation.

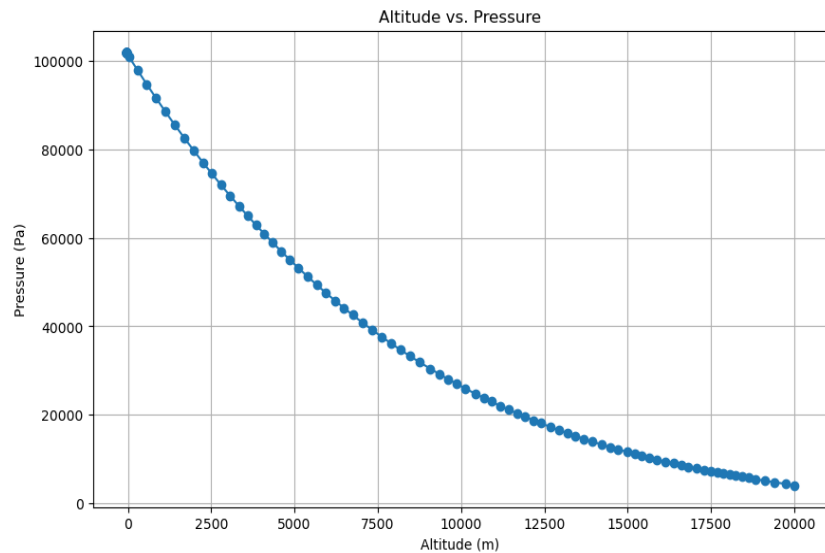


Fig. 10. Results of the atmospheric pressure variation with the altitude.

Fig. 11과 같이 관측된 대기의 고도에 따른 압력의 지수 값의 상관관계를 살펴보면 경사도 (slope)는 -0.0001464493 , 절편(intercept)은 11.55810403223 , 결정 계수(R^2)는 0.995768554193 와 같은 계수를 얻을 수 있다. 이를 바탕으로 결과적으로 관측 당시 한반도 전라북도 상공 대기의 스케일 고도는 $6,828.30$ m로 계산되었다. 고도에 따른 오존의 밀도(ppm)는 Fig. 12에 나타나는 바와 같고, 측정된 오존의 그래프를 분석하여 8 km에서 9 km 고도 사이에서 오존 밀도가 0.02 에서 0.01 ppm으로 급격히 감소하는 현상이 관찰되었다. 이는 Jeon(2001)에 따르면 이전 날의 잔류층에서 오존이 하위층으로 이동하여 표면에서 더 높은 오존 수준이 측정되었고 $8-9$ km 고도 근처에서 낮아진 것으로 추론된다[7].

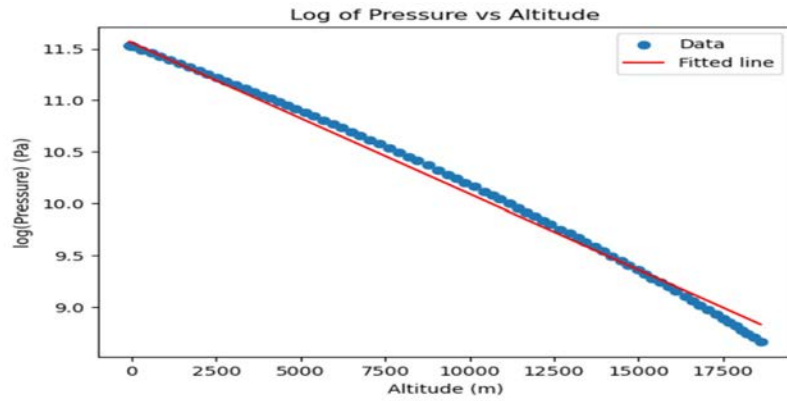


Fig. 11. Log pressure variation with altitude observed over the Korean Peninsula.

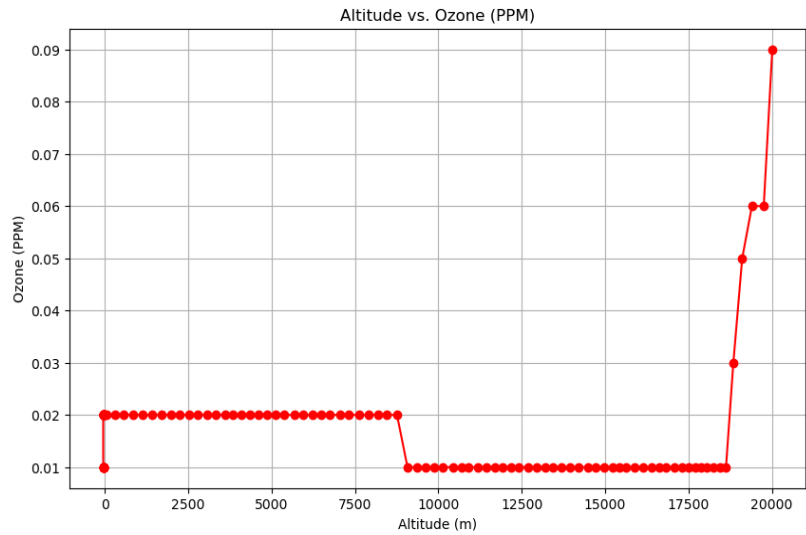


Fig. 12. Results of the ozone concentration variation with the altitude.

4. 결론

본 논문에서는 헬륨풍선을 사용하여 한반도 상공 대기층의 오존 밀도를 측정하고 높이 척도를 기반으로 대기 밀도의 변화를 분석하는 관측 과정을 소개하였다. 오존측정기(MQ131 센서), 온도 및 대기 압력 측정기(BMP280 센서), 데이터 수집 모듈(아두이노 Uno)로 구성된 실험기기를 1,200 g의 라텍스 고고도 풍선을 사용하여 약 20 km 고도까지 상승시키며 고도 별로 오존을 측정했다. 2024년 5월 6일 00:30(UTC)에 전라북도 부안군 변산 해변에서 띄운 관측기기는 수평 방향으로 약 45 km로 떨어진 지역에서 회수되었다. 상공 대기의 높이 척도는 6,828.30 m로 나타났으며, 이를 기반으로 대기 밀도의 감소 패턴을 확인했다. 또한, 측정된 오존 수준의 그래프를 분석하여 8 km에서 9 km 고도 사이에서 오존 수준이 급격히 감소하는 현상을 관찰했는데, 이는 이전 날의 잔류층에서의 오존이 하위층으로 이동하는 결과로 추론된다. 이러한 결과들은 대기 환경 및 오존 밀도 변화를 이해하고 환경 모니터링에 중요한 정보를 제공할 수 있다. 본 논문에서 소개된 관측 실험의 구상, 관측기기의 제작 및 실험, 데

이더 분석에 이르기까지의 과정을 통해 지구 고층대기에 관심있는 연구자들은 물론 일반인들도 직접 관측을 시도해 보는데 활용되기를 기대해 본다.

감사의 글

본 연구는 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다(NRF-2022R1A2C1092602).

References

1. Ozonelayar, Science: ozone basics (2008) [Internet], viewed 2024 May 6, available from: <http://www.ozonelayar.noaa.gov/science/basics.htm>
2. Korea Meteorological Administration [KMA], Rawinsodne (n.d.) [Internet], viewed 2024 May 6, available from: <https://data.kma.go.kr/data/hr/selectRdsdRltmList.do?pgmNo=49>
3. Kumar S, Balloon-based remote sensing of the atmosphere, in Atmospheric Remote Sensing, eds. Singh AK, Tiwari S (Amsterdam, Netherland, Elsevier, 2023), 211-226.
4. Dabberdt WF, Cole H, Paukkunen, A, Horhammer J, Antikainen V, et al., Radiosondes, in Encyclopedia of Atmospheric Sciences, ed. Holton JR, Pyle JA, Curry JA (Elsevier Science, Amsterdam, the Netherlands, 2002) 1900-1913.
5. Predict, Scenario Information (n.d.) [Internet], viewed 2024 May 6, available from: <https://predict.sondehub.org/>
6. Gnali, Kids & business manage employee time and attendance office assistants (n.d.) [Internet], viewed 2024 May 6, available from: <https://www.gnali.net/ko/>
7. Jeon BI, Variation of surface ozone concentration by vertical downward mixing of ozone in the residual layer of the atmospheric boundary layer at the Busan Coastal Area, J. Korean Environ. Sci. Soc. 10, 417-422 (2001).

Author Information

유 승 우 yaopoi123@naver.com



현재 충남대학교 천문우주과학과 학부 4학년에 재학 중이다. 기상학에 대해 관심이 많으며, 군 복무 당시 기상관측병으로서의 경험을 토대로 위의 연구를 진행하였다. 이러한 실험 경험과 연구 성과들을 바탕으로 하여 향후 기상학에 대해 꾸준히 공부해 나갈 예정이다.

김 어 진 jinastro23@cnu.ac.kr



충남대학교 천문우주과학과에서 위성 및 이오노존데 자료를 활용하여 전리권을 연구하였고, 장기간 이오노존데자료를 모델링하여 한반도 상공 전리권 예측 모델링을 연구하여 박사학위를 취득하였다. 현재 충남대학교 자연과학연구소에서 박사후 연구원으로 달 및 행성 환경 연구를 수행하고 있다.

김 민 준 mg78439@gmail.com



현재 충남대학교 천문우주과학과 학부 4학년에 재학 중이다. 기상학과 대기과학에 대한 관심과 호기심으로 위 연구를 계획 및 진행하였으며, 이를 통해 얻은 연구 성과를 바탕으로 계속해서 대기과학 분야에 대해 공부해 나갈 계획이다.

김 기 남 astropacekim@cnu.ac.kr



충남대학교 천문우주과학과에서 대한민국 상시 GPS 관측소 자료의 신뢰도를 분석하면서 GNSS 신호 오차의 주된 원인인 전리권의 연구에 관심을 가졌고 한국천문연구원에서 우주측지통합활용시스템 개발에 참여했다. 현재는 국내 천문우주과학 분야의 저변확대 및 지역 연구인력양성에 관심을 갖고 있다.

한 병 현 gksqudgus1@naver.com



충남대학교 기술교육과를 졸업하였고, 중고등학교 기술교사로 근무 중이다. 과학과 기술, 공학에 관심이 많아 학생들과 새롭고 도전적인 다양한 과제들을 수행하며 아이들이 자신의 꿈에 확신을 갖고 한 걸음씩 나아가도록 격려하고, 꿈에 대한 도전을 포기하지

않도록 동기부여가 될 만한 활동들을 끊임없이 찾아보며 늘 새로운 수업을 시도하고 있다.

정 종 균 jkchung@kasi.re.kr



충남대학교 천문우주과학과에서 2005년 이학 박사 학위 취득 후, 2006년부터 한국천문연구원에서는 위성항법시스템 신호의 전리층 시간지연과 페이딩 현상을 연구하고, 남극내륙 고원 무인우주탐사 플랫폼 모듈을 개발하여 운영 중에 있다. 현재 위성항법시스템 지상시스템 개발과 우주측지기술을 이용한 기후변화 연구 등을 수행하고 있다.

연구논문

별 추적기 알고리즘을 활용한 위성 자율항법 연구

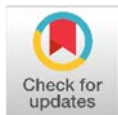
김현승[†], 현 철, 이호진, 김동건

엘아이지넥스원 전장분석개발팀

Research of Satellite Autonomous Navigation Using Star Sensor Algorithm

Hyunseung Kim[†], Chul Hyun, Hojin Lee, Donggeon Kim

Department of Battlefield Analysis and Development, Lig Nex1, Yongin 16911, Korea



Received: July 26, 2024

Revised: August 10, 2024

Accepted: August 13, 2024

†Corresponding author :

Hyunseung Kim

Tel : +82-31-5179-7272

E-mail : hyunseung.kim2@lignex1.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

Hyunseung Kim

<https://orcid.org/0000-0003-4021-5914>

Chul Hyun

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

Hojin Lee

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

Donggeon Kim

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

요 약

행성 탐사를 포함한 우주에서의 다양한 임무를 수행하기 위해 인공위성의 궤도상에서의 실시간 위치 추정 은 임무 수행 성공률과 직결되기 때문에 매우 중요한 요소이다. 이러한 위성 자율항법을 위한 연구로써 본 논문에서는 별 추적기 2대를 기반으로 별센서 알고리즘을 활용하여 위성의 자세를 추정하고, 지구센서로부터 획득한 위성의 고도 정보를 이용하여 ECI(earth-centered inertial) 좌표계 상에서의 위성 위치를 실시간으로 추정하는 기법을 연구하였다. 별센서 알고리즘을 구현을 위해 시뮬레이터를 구성하고 논문에서 제시한 기법을 통해 추정한 위성의 위치 오차를 분석하였다. 렌즈 왜곡, 중심점 찾기 알고리즘 오류 등으로 인해 자세 추정 오차의 평균은 롤방향으로 2.6 rad 수준이며, 위치 오차는 자세 오차의 반영에 따라 고도 방향으로 평균 516 m의 오차가 발생함을 확인하였다. 제시한 위성 자세 및 위치 추정 기법을 활용하여 별 센서 성능 분석 및 위치 추정 정확도 향상에 기여할 것으로 기대된다.

Abstract

In order to perform various missions in space, including planetary exploration, estimating the position of a satellite in orbit is a very important factor because it is directly related to the success rate of mission performance. As a study for autonomous satellite navigation, this study estimated the satellite's attitude and real time orbital position using a star sensor algorithm with two star trackers and earth sensor. To implement the star sensor algorithm, a simulator was constructed and the position error of the satellite estimated through the technique presented in the paper was analyzed. Due to lens distortion and errors in the center point finding algorithm, the average attitude estimation error was at the level of 2.6 rad in the roll direction. And the position error was confirmed by attitude error, so average error in altitude direction was 516 m. It is expected that the proposed satellite attitude and position estimation technique will contribute to analyzing star sensor performance and improving position estimation accuracy.

핵심어 : 위성 자율항법, 별 추적기, 위치추정, 자세결정

Keywords : satellite autonomous navigation, star sensor, position estimation, attitude determination

1. 서론

인공위성이 행성탐사 등의 다양한 임무를 수행함에 있어서 자신의 궤도를 파악하여 갱신하는 자율항법이 중요하다. 이를 위해 사용되는 방식으로 크게 레이더 추적 방식과 같은 지구 기반의 수동적 위성 항법, 타 위성 간의 GPS(Global Positioning System) 통신을 이용한 능동적 위성 항법이 있다. 하지만 기존 방식의 항법은 지상의 기지국과의 거리가 멀어짐에 따라 위성 항법 오차가 증가한다는 단점이 있다. 지구 센서의 경우에는 인공위성의 지표면으로부터의 고도를 산출하는 데에 이용되지만, 3축에 대한 자세정보를 곧바로 산출할 수 없다는 단점이 있다. 따라서 이러한 문제점을 해결하고자 인공위성의 자율항법을 위해서 지구센서로부터 현재 고도 정보를 획득하고, 별 추적기를 이용하여 국부 수평면 상에서의 위성 자세 정보를 획득하여 활용함으로써 위치를 실시간으로 추정할 수 있다. 다만 지구센서 모의는 불가하므로 위성의 동역학 방정식으로 대체하여 위성의 고도 정보를 획득하였다고 가정하였다. 별 추적기를 이용하여 위성의 자세를 추정하면 대기권의 영향이 희박한 곳에서도 관측할 수 있고, 천체 상에서 위치가 거의 변하지 않기 때문에 가장 신뢰도가 높다.

본 연구에서는 이러한 이유로 위성 자율항법을 구현하기 위해 별 추적기 시뮬레이터를 구성하였다. 2장에서는 시뮬레이터 구성에 대해 기술하고, 3-5장에서는 위성 자율항법을 위한 알고리즘을 3가지로 구분하여 기술하도록 한다. 우선 천구 영상을 별 추적기 시뮬레이터의 CCD(charge-coupled device) 카메라로 획득하여 영상처리를 통해 중심점을 찾아 별을 인식한다. 이로부터 위성이 별을 바라보는 ECI(earth-centered inertial) 좌표계에서의 자세 정보를 획득한다. 최종적으로 위성의 지역 평면과 지구로부터의 고도가 주어졌을 때 위성의 궤도 상에서의 위치를 추정하는 과정을 거친다. 시나리오 분석으로 통해 위성 자세 추정 오차는 1도 이내, 위치 추정 오차는 5 km 이내의 성능을 만족하는지 검증하였다.

본 논문에서 수행한 연구를 통해 별 추적기는 실시간으로 천구상의 별 영상을 획득하여 영상처리 및 별 인식, 자세결정 알고리즘을 통해 위성 자율항법에 활용할 수 있고, 추후 알고리즘 개선을 통해 위성 자세 및 위치 오차 수준을 줄일 수 있을 것으로 기대된다.

2. 별 추적기 시뮬레이터 흐름도

별 추적기 시뮬레이터는 Fig. 1에 도시한 바와 같이 크게 CCD 카메라로 획득한 별 이미지 영상처리를 통한 별 인식, 자세 결정, 위성 위치 추정 단계로 구분할 수 있다[1]. 영상처리 단계에서는 별의 중심점을 찾고, 중심 별과 주변 별들의 패턴을 파악하여 별 인덱스를 산출 후 인식한다. 그 후 TRIAD(Tri-Axial Attitude Determination) 알고리즘을 적용하여 센서 좌표계 상에서의 자세를 결정하고 마지막으로 이로부터 위성의 실시간 위치 정보를 추정할 수 있다.

3. 별 추적기 모의 화면 생성

별 추적기 모의 화면을 생성하기 위해 별 카탈로그는 겉보기 등급 9등성 이상의 약 8만여 개의 별로 이루어진 HYG(Hipparcos Catalog, Yale Bright Star Catalog, Gliese Catalog of Nearby Stars)를 적용하였다. Table 1은 임계 겉보기 등급 이상의 별이 카탈로그에서 차지

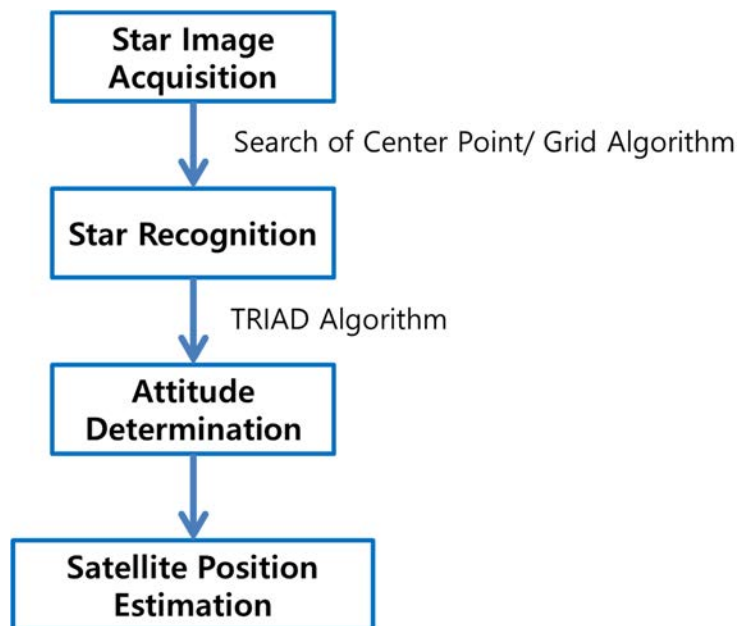


Fig. 1. Flowchart of star tracker simulator.

Table 1. Catalog occupancy percentage by apparent magnitude

Apparent magnitude	1.5	3.5	5.0	5.5	6.0	7.0	8.0
Catalog occupancy percentage (%)	0.029	0.350	1.969	3.447	6.097	15.832	23.676

하는 비율을 나타낸 것으로 HYG 카탈로그에서 겉보기 등급 8.0-9.0등급에 해당하는 별 개수가 50%만큼 차지하는 것을 알 수 있다. 일반적으로 별 추적기는 겉보기 등급 5.0-6.0 등급 이상의 별에 대한 영상을 확보하기 때문에 본 논문에서는 겉보기 등급 5.5 이상의 별 카탈로그에 대한 데이터베이스를 구축하였다.

Fig. 2는 별 추적기 CCD 카메라로 획득한 모의 화면 영상에 대하여 그레이스케일로 전환한 것을 도시한 것이다. Fig. 3과 같이 픽셀 값이 임계치 이상인 경우 해당 픽셀 값을 유지하고, 임계치 미만인 경우에는 픽셀 값을 그레이스케일 영상의 최저치인 0으로 이진화 과정을 거쳐 노이즈의 증폭을 방지함으로써 가우시안 필터에서 제거될 수 있게 하였다.

Fig. 4는 Fig. 3의 임계치에 따른 이진화 과정에 대한 상세 내용으로 좌측에 비해 우측이 임계치 처리 과정을 거쳤기 때문에 픽셀 위치에 따라 밝기가 다른 부분이 존재한다.

임계치에 따른 이진화 작업으로부터 산출한 픽셀 영역에 대해 중심점 찾기 알고리즘을 적용하기 전에 픽셀을 그룹화 하기 위해 가우시안 필터를 적용하였다[2]. 가우시안 필터링은 블러링 효과를 주어 픽셀의 깨짐을 보완한다. 실제 영상에서는 2차원 가우시안 분포 함수를 사용하는데, x 와 y 축에 대해 정규분포가 독립성을 갖는다는 가정 하에 식 (1)과 같이 1차원 가우시안 분포 함수로 분리시켜 합성곱 할 수 있다. 1차원 가우시안 분포 함수는 식 (2)의 표준 정규분포를 이용한다. 여기서 σ 는 표준편차를 의미한다.

$$G(x, y) = \frac{1}{2\pi\sigma^2} e^{-\frac{x^2+y^2}{2\sigma^2}} = g(x)g(y) \quad (1)$$

$$g(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{x^2}{2\sigma^2}} \quad (2)$$



Fig. 2. Star image converted to grayscale acquired with CCD camera. CCD, charge-coupled device.



Fig. 3. Binarization result for star image.

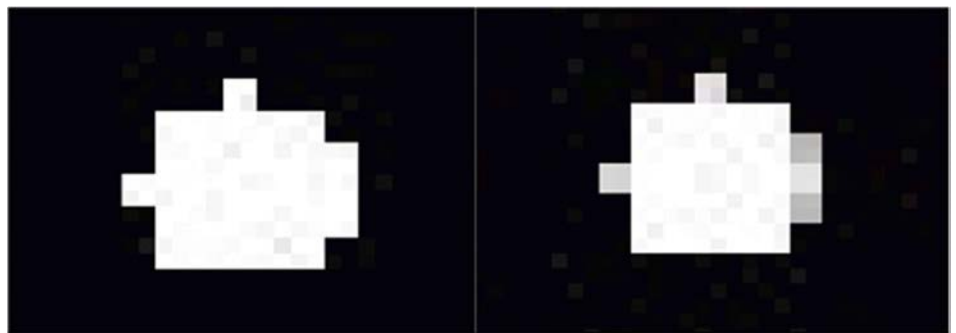


Fig. 4. Threshold processing result for star image.

가우시안 필터 적용을 통해 블러링한 영역을 한 레이블로 간주하고, 이들의 중심점을 찾기 위해 무게중심 알고리즘을 적용하였다. 무게중심 알고리즘은 픽셀 값에 가중치를 부여하여 픽셀 중심점 위치를 산출하는 원리로, 식 (3)과 같이 계산할 수 있다. 여기에서 A 는 집합을 이루는 원소들의 픽셀 값($I[i, j]$)의 합이고, $\bar{x}$ 와 $\bar{y}$ 는 식 (4)에서 무게중심 알고리즘 기법으로 산출한 픽셀의 위치가 된다.

$$A = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m I[i, j] \quad (3)$$

$$\begin{cases} \bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m x(i)I[i, j]}{A} \\ \bar{y} = \frac{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m y(j)I[i, j]}{A} \end{cases} \quad (4)$$

4. 별 인식 및 자세결정 알고리즘

위성의 자율항법을 위한 위치 추정을 위해 별센서가 별을 정확히 인식하여 자세 정보를 산출하는 것이 중요하다[3-7]. 별 추적기로 관측하여 확보한 별 영상과 카탈로그 기반의 데이터 베이스를 비교하여 일치성을 파악하여 산출한다. 별 인식 알고리즘으로는 크게 삼각패턴, 그리드 알고리즘이 있다. 먼저, 삼각패턴 알고리즘은 별 추적기로 획득한 영상에서 3개의 별을 이용하여 삼각공식으로부터 패턴을 파악하는 원리를 가지며, 가장 밝은 별과 나머지 별에 대한 각거리를 구해 간단하지만 중심점 오차에 의해 인식 실패 확률이 커진다. 이에 비해 그리드 알고리즘을 적용하여 별을 인식하면 실제 별의 카탈로그 상에서 정의한 데이터베이스와 패턴을 비교하기 때문에 인식 정확도가 높다. 연산 속도가 느리다는 단점이 있지만, 중심점 오차가 존재하더라도 동일 그리드에 속하면 같은 별로 인식하게 되므로 정확도가 증가한다.

이러한 이유로 본 연구에서는 그리드 알고리즘으로부터 별 인식 알고리즘을 구현하였다. 그리드 알고리즘의 흐름도는 Fig. 5에 나타낸 바와 같다.

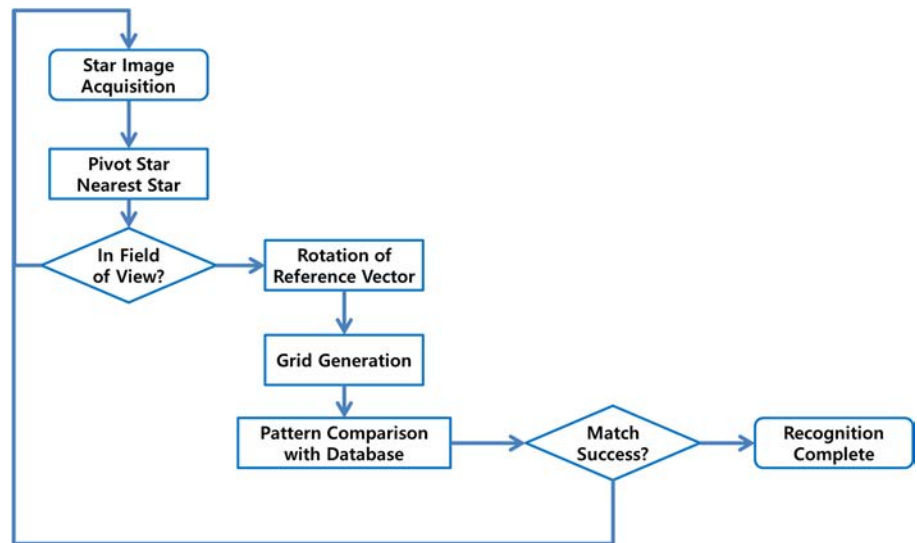


Fig. 5. Flowchart of grid algorithm.

별 추적기로부터 획득한 영상에서 화면 중심에 가장 근접한 별을 Pivot star로 정의하고, 이와 가장 가까운 별을 nearest star로 정의하였다. 둘 간의 벡터를 기준으로 이미지 전체를 회전하고, 격자를 일정 간격으로 만들어 좌측 하단부터 번호를 매긴다. 이를 카탈로그로부터 생성한 데이터베이스와 순차 비교하여 별 인덱스를 찾아 인식하였다.

인식한 별을 이용하여 위성의 ECI 좌표계에서의 자세를 결정하는 알고리즘으로는 TRIAD 알고리즘을 적용하였다. TRIAD 알고리즘의 원리는 Fig. 6에서 동체 좌표계로 정의된 별 추적기 CCD 화면과 ECI 좌표계로 정의된 카탈로그 좌표계에서 별 벡터 간의 방향코사인 행렬을 구하는 것으로, 식 (5)와 같다. 여기서 방향코사인 행렬 A 는 n 개의 별에 대해 ECI 좌표계에 대한 별 시선벡터 $\hat{s}_i$ 와 동체 좌표계에 대한 시선 벡터 $\hat{s}_i$ 간의 관계식으로 정의된다.

$$A\hat{s}_i = \hat{s}_i \text{ for } 1 \leq i \leq n \quad (5)$$

Fig. 7과 같이 2차원의 CCD 화면에 맺히는 정보는 실제 천구상의 별과 광축이 지나는 직선상에서 (U, V) 로 표현할 수 있다. 여기에서 l 은 별 추적기 시선 벡터가 CCD 화면 x축과 이루는 각도이고, λ 는 CCD 화면 y축이 이루는 각도로써 초점거리를 활용하여 산출 가능하다.

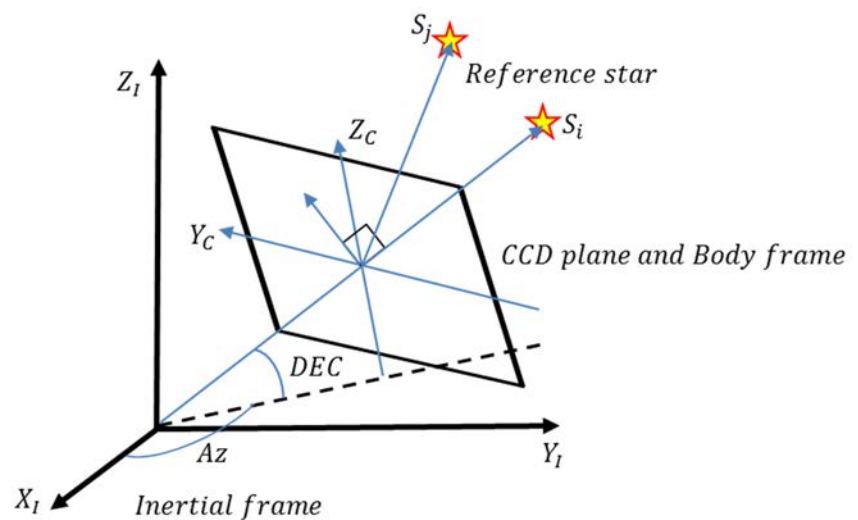


Fig. 6. Star tracker CCD screen defined in body axis. Az, azimuth; DEC, declination; CCD, charge-coupled device.

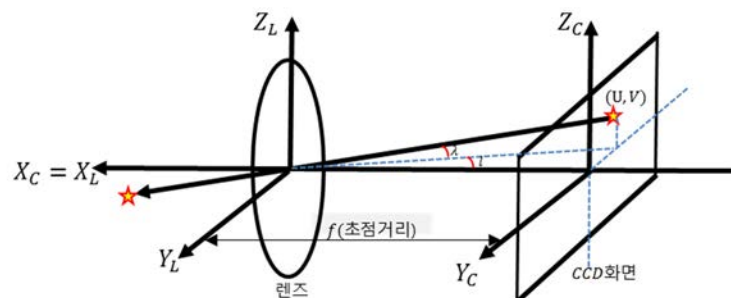


Fig. 7. Star tracker CCD screen defined in ECI axis. CCD, charge-coupled device; ECI, earth centered inertial.

Fig. 6의 기하에 따라 식 (6)과 같이 $\hat{r}_i$ 를 산출할 수 있다. 또한 Fig. 7의 기하에 따라 식 (7)로부터 $\hat{s}_i$ 를 식 (8)처럼 산출할 수 있다. Az는 방위각, DEC는 고각 성분을 의미한다.

$$\hat{r}_i = \begin{bmatrix} \cos(Az) \cos(DEC) \\ \sin(Az) \cos(DEC) \\ \sin(DEC) \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{cases} l = \tan^{-1}\left(\frac{U}{f}\right) \\ \lambda = \tan^{-1}\left(\frac{V}{\frac{f}{\cos\phi}}\right) \end{cases} \quad (7)$$

$$\hat{s}_i = \begin{bmatrix} \frac{f}{\sqrt{U^2+V^2+f^2}} \\ \frac{U}{\sqrt{U^2+V^2+f^2}} \\ \frac{V}{\sqrt{U^2+V^2+f^2}} \end{bmatrix} \quad (8)$$

식 (5)에서 정의한 방향코사인 행렬 A는 관측된 3개의 별을 이용하여 식 (9)와 같이 산출 가능하다.

$$A = \sum_{i=1}^3 \hat{s}_i \hat{r}_i^T \quad (9)$$

여기에서 위성의 자세 정보인 롤(ϕ), 피치(θ), 요(ψ)를 산출하기 위해 식 (10)의 방향코사인 행렬을 정의할 수 있다. 이때, 자세 정보 각각의 구속조건은 식 (11)에 기술한 바와 같다.

$$A = R_1(\phi)R_2(\theta)R_3(\psi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix}$$

$$\begin{cases} \phi = \tan^{-1}\left(\frac{A_{23}}{A_{33}}\right) \\ \theta = \tan^{-1}\left(-\frac{A_{13}}{\sqrt{A_{11}^2+A_{12}^2}}\right) \\ \psi = \tan^{-1}\left(\frac{A_{12}}{A_{11}}\right) \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} -\pi \leq \phi \leq \pi \\ -\frac{\pi}{2} \leq \theta \leq \frac{\pi}{2} \\ -\pi \leq \psi \leq \pi \end{cases}$$

5. 인공위성 위치 추정 알고리즘

본 논문에서는 별 추적기로 획득한 위성의 ECI 좌표계 상에서의 자세 정보와 지구센터로부터 기 획득한 고도 정보를 이용하여 위성의 위치를 실시간 추정할 수 있음을 제안한다. 단,

지구센서로부터 획득하는 고도 정보는 위성의 동역학 방정식을 이용하여 산출 가능하도록 구성하였다[8]. Fig. 8은 위성의 위치를 결정하는 원리를 흐름도로 도시한 것이다. 별 추적기 2기로부터 위성의 관측각 정보를 산출하고, 이로부터 GP(ground position)을 결정할 수 있다. 2개의 GP로부터 위성의 위치는 국부 수평면 상에서 원의 교점 2개로 귀결된다. Fig. 9는 국부 수평면에서의 별의 관측각 정보를 산출하는 원리를 나타낸다. 천정(zenith)으로부터 위성의 별 관측각을 H 라 하고, 식 (12)–(17)을 통해 위성의 위치를 추정할 수 있다. 이때, h 는 위성의 지표면으로부터 고도 정보로써 위성의 동역학 모델로부터 산출하였다. r_d 는 지구 중심으로부터 가상의 별까지의 거리이고, ρ_r 은 위성부터 가상의 별까지의 거리이다.

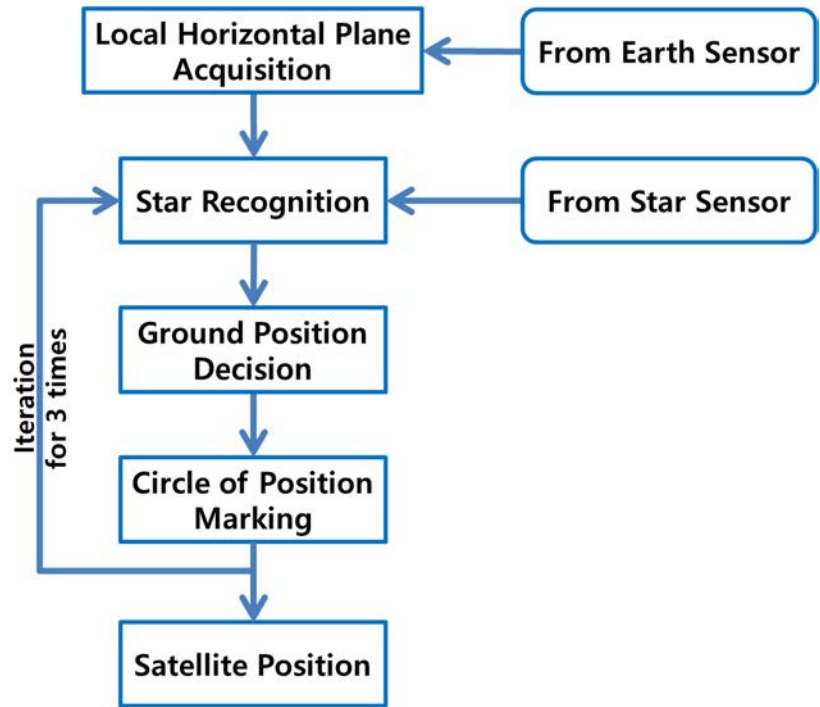


Fig. 8. Flowchart of satellite position estimation.

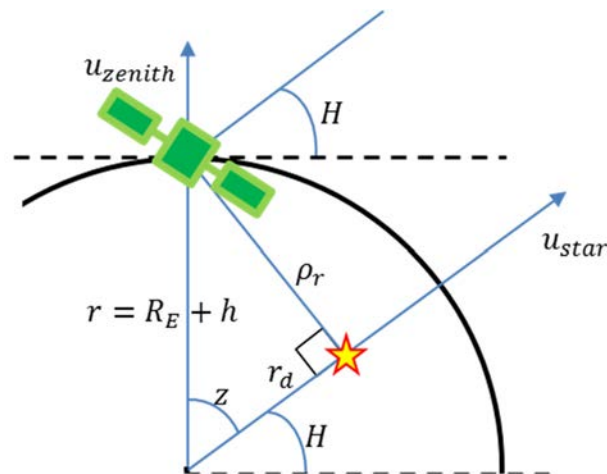


Fig. 9. Principle of calculating for star observation angle on local horizontal plane.

$$z = \cos^{-1}(u_{zenith}^n \cdot u_{star}^n) \quad (12)$$

$$H = \frac{\pi}{2} - z \quad (13)$$

$$r = R_E + h \quad (14)$$

$$\begin{cases} r_d = r \sin H \\ \rho_r = r \cos H \end{cases} \quad (15)$$

별 추적기 2기에 대한 정보를 이용하여 교점을 산출하기 때문에 식 (16)과 같이 위성의 위치 (X_I, Y_I, Z_I) 와 가상 별 위치 $(x_1, y_1, z_1), (x_2, y_2, z_2)$ 간의 기하관계를 활용하면, 식 (17)과 같이 방정식을 풀이할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} (X_I - x_1)^2 + (Y_I - y_1)^2 + (Z_I - z_1)^2 \\ (X_I - x_2)^2 + (Y_I - y_2)^2 + (Z_I - z_2)^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \rho_{r1}^2 \\ \rho_{r2}^2 \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\begin{bmatrix} X_I \\ Y_I \\ Z_I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{K_4 - Z_I}{K_2} \\ \frac{K_3 - Z_I}{K_1} \\ \frac{A_2 \pm \sqrt{A_2^2 + A_1 A_3}}{A_1} \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} A_1 &= \rho_1^2 - r_{d1}^2 - r^2 \\ A_2 &= \rho_2^2 - r_{d2}^2 - r^2 \\ K_1 &= \frac{x_2 y_1 - x_1 y_2}{x_2 z_1 - x_1 z_2} \\ K_2 &= \frac{x_2 y_1 - x_1 y_2}{z_2 y_1 - z_1 y_2} \\ K_3 &= \frac{x_1 A_2 - A_1 x_2}{2(x_2 z_1 - x_1 z_2)} \\ K_4 &= A_1 y_2 - y_1 A_2 \end{aligned} \quad \text{where,}$$

이러한 위치 추정 알고리즘 검증은 위하여 사용한 주기 4,800초의 3자유도 위성 동역학으로부터 계산한 위성의 ECI 좌표계에서의 위치 정보는 Fig. 10에 도시한 바와 같다. 이때의 ECI 좌표계 상에서의 위성 자세, 위치 추정 오차는 Tables 2와 3에 기술하였다. 위성 자세 오차 평균이 피치각 0.0153도, 요 0.0224도가 발생하는 이유는 별 영상 처리 시 중심점을 찾을 때 빛 번짐, 중심별의 뭉침 현상 때문이다. 특히 롤 각 오차 평균이 0.0458도로 2배 이상 크게 발생하는 이유는 별 추적기 카메라가 기울어짐에 따라 영상의 별 이미지가 화면 중심 방향으로 회전하기 때문이다. 위성 위치 추정은 자세 추정 오차가 반영된 결과로써, 고도 방향으로 516.2 m의 오차 평균이 발생한 것을 확인할 수 있었다.

6. 결론

일반적으로 위성의 위치 추정을 위해 GPS를 이용한 반능동적 방식의 항법이 사용되지만, 통신 두절과 송, 수신 시체에 따른 항법 오차가 발생하게 된다. 이러한 오차 발생은 위성의 실시간 위치 추정을 어렵게 하여, 자율항법이 이루어질 수 없다.

따라서 본 논문에서는 별센서를 이용한 위성 자세 정보를 추정하고, 위성 동역학 방정식으로부터 위성의 고도 정보를 획득 및 활용하여 위성의 실시간 위치 계산을 할 수 있는 기법을 제시하였으며 검증을 위해 별 추적기 시뮬레이터를 구성하였다. 별 추적기 시뮬레이터는 별

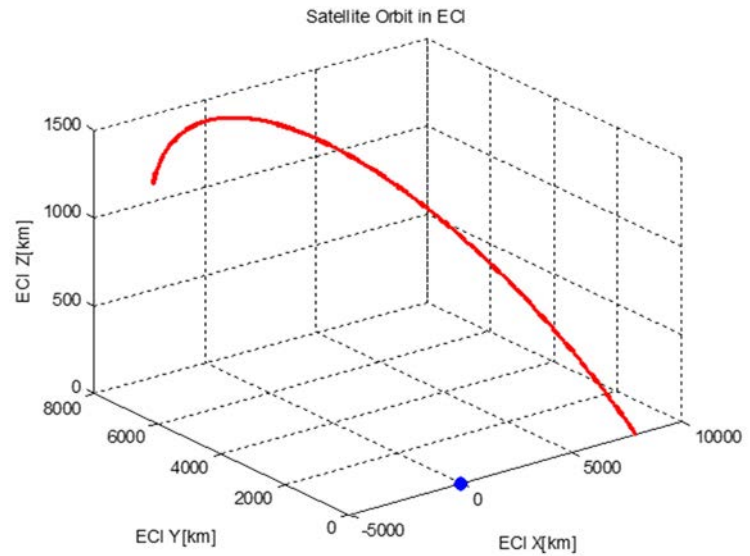


Fig. 10. Result of satellite position calculation on the ECI coordinate axis. ECI, earth centered inertial.

Table 2. Error analysis for result of satellite attitude estimation (unit: deg)

	Roll	Pitch	Yaw
Error mean value	0.0458	0.0153	0.0224
Error standard deviation	0.0210	0.0302	0.008

Table 3. Error analysis for result of satellite position estimation (unit: m)

	x	y	z
Error mean value	325.1	265.7	516.2
Error standard deviation	27.73	18.19	14.43

추적기 2대로 구성되어 획득한 천구 영상으로부터 영상처리를 통해 별 인식을 완료하고, 이로부터 위성의 ECI 좌표계에서의 자세 및 위치를 추정한다. 별 인식을 위한 알고리즘으로는 그리드 알고리즘을 이용하여 영상의 패턴을 확보하였다. 인식한 별로부터 TRIAD 알고리즘을 적용하여 위성의 ECI 좌표계에서의 자세를 산출하고, 고도 정보가 주어질 때 위치를 추정할 수 있다.

지구 저궤도뿐만 아니라 심우주에서의 위성 자율항법 수행을 위해서는 지상에서 충분한 검증이 이루어져야 하고, 본 논문에서 제시한 별 추적기 알고리즘을 기반으로 항법 성능 분석 및 위치 추정 정확도 향상 연구에 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

감사의 글

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

References

1. Kim KD, Bang HC, Highly robust autonomous star identification algorithm using singular value, in KSAS 2019 Fall Conference, Jeju, Korea, 20-23 Nov 2019.
2. Kim KD, Bang HC, Clustering based robust star identification method for star sensor, in KSAS 2021 Fall Conference, Jeju, Korea, 17-19 Nov 2021.
3. Kim JM, Lee HJ, Yoon HC, Verification of star tracker algorithm for cube-satellite, in KSAS 2018 Fall Conference, Jeju, Korea, 25 Nov-1 Dec 2018.
4. Yoon HS, Lee BH, Lee HG, Star image processing and centroiding algorithm for star sensor, in KSAS 2010 Spring Conference, Yongpyong, Korea, 14-15 Apr 2010.
5. Moon KJ, Park WS, Ryoo CK, A image distortion compensation for improving the attitude determination accuracy of star-tracker simulator, in KSAS 2015 Spring Conference, Jeongseon, Korea, 23-24 Apr 2015.
6. Lee H, Oh CS, Bang H, Modified grid algorithm for star pattern identification by using star trackers, Proceedings of International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST 2003), Istanbul, Turkey, 20-22 Nov 2003.
7. Moon KJ, Kim HS, Park WS, Ryoo CK, Simulator development for the verification of a star tracker algorithm, in KSAS 2014 Fall Conference, Jeju, Korea, 19-21 Nov 2014.
8. Kim DG, Lee SH, Park YW, Development of dynamic simulator for LEO satellites, in KSAS 2017 Spring Conference, Jeju, Korea, 15-18 Apr 2017.

Author Information

김 현 승 hyunseung.kim2@lignex1.com



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

현 철 chul.hyun2@lignex1.com



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

이 호 진 hojin.lee2@lignex1.com



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

김 동 건 donggeon.kim@lignex1.com



2016년 중앙대학교에서 기계공학부 공학박사 학위를 취득한 후, 2016년부터 엘아이지넥스원에서 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.



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

JSTA 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: ksss@ksss.or.kr



AUTHOR'S CHECKLIST

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



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

Manuscript Title: _____

COPYRIGHT TRANSFER AGREEMENT

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

DISCLOSURE OF CONFLICT INTEREST

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

DECLARATION OF ETHICAL CONDUCTS

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

Corresponding Author

E-mail: _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

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

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

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

* The above copyright transfer agreement must be signed and returned to the **JSTA Editorial Office** (Tel: +82-42-865-3351, Fax: +82-42-865-3392, E-mail: jass@kssss.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	썬스	84	지아이이앤에스
19	넥스트폼	52	썬트렉아이	85	지오스토리
20	노스롭그루만	53	아이엠티	86	카멜테크놀로지
21	단암시스템즈	54	아이파이브	87	카이로스페이스
22	달로에어로스페이스	55	알에스피	88	컨텍
23	담스테크	56	에스아이디텍션	89	캠틱종합기술원
24	동진커뮤니케이션시스템	57	에스티아이	90	코리아테스팅
25	두시텍	58	에이디솔루션에이블맥스	91	코마텍코리아
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
101 한국과학우주청소년단
102 한국기초과학지원연구원
103 한국마이크로칩테크놀로지
104 한국연구재단
105 한국전기연구원
106 한국전자통신연구원
107 한국천문연구원
108 한국항공우주산업
109 한국항공우주연구원
110 한국항공정책연구소
111 한국해양과학기술원

112 한밭대학교
113 한산마케팅연구원
114 한양이엔지
115 한컴인스페이스
116 한화
117 한화시스템
118 한화에어로스페이스
119 항공대학교
120 해군본부
121 해양경찰청
122 현대로템
123 현대중공업

124 AP 위성
125 Aurora Propulsion Tech.
126 KAIST 인공위성연구소
127 KCEI
128 KT sat
129 KTL
130 LIG 넥스원
131 S&K 항공
132 SM 인스트루먼트
133 Space K
134 Thales Korea

우주기술과 응용

제4권 3호

등 록 일 | 2021년 5월 31일

발 행 일 | 2024년 8월 31일

발 행 인 | 박종욱

편 집 인 | 임형철 · 김숙경

발 행 처 | 사단법인 한국우주과학회

대전광역시 유성구 대덕대로 776

TEL : 042-865-3391

E-mail : ksss@ksss.or.kr

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

편집 · 인쇄 | 거목문화사 · 거목인포

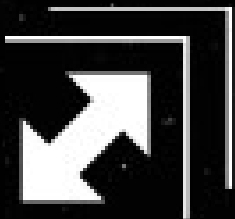
TEL : 02-2277-3324

E-mail : guhmok@guhmok.com

DALRO Aerospace

큐브위성과 로켓을 이어주는 발사 서비스
달로 에어로스페이스

큐브위성 발사관 / P-POD / 위성 분리장치



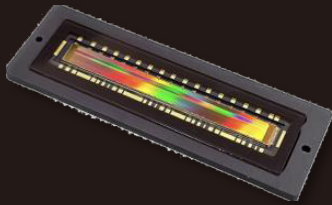
DALRO
Aerospace

하이브리드 TDI 세계 최초 상용화

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



국내 최초 우주용 이미지 센서



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

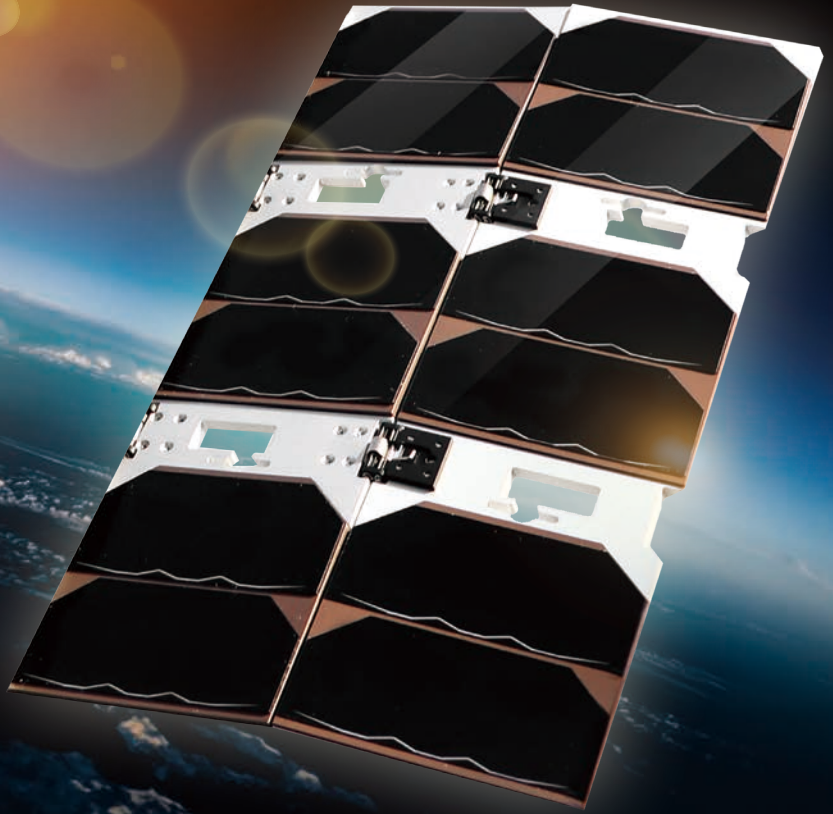
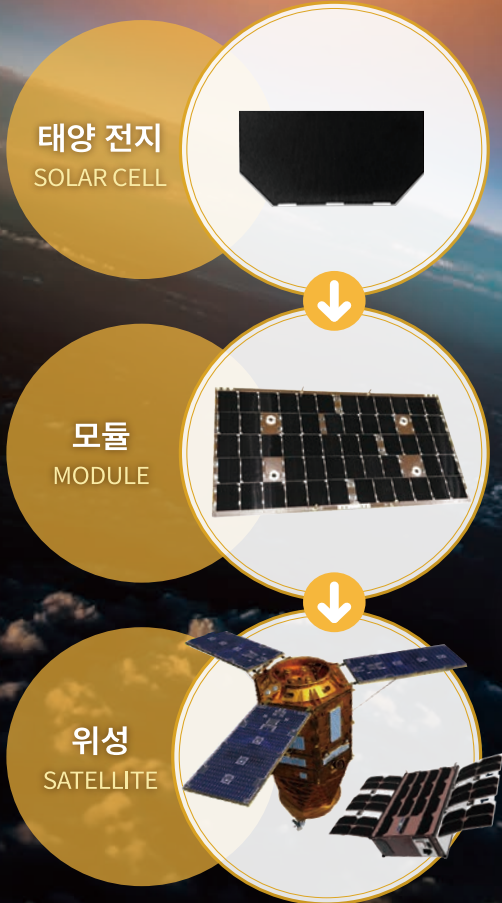
sh sensohub

Imaging Solution for Aerospace



우주용 태양전지 SOLAR CELL 대한민국 총판!

SOLAR CELL 활용 예시



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

*Solar Panel 맞춤형 제작 가능

주요 사업 분야

위성 사업



- 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

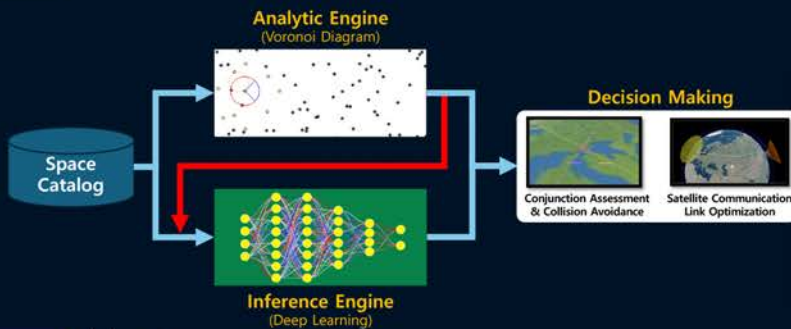


AstroOrca
The Optimization for Space



AstroLibrary
The Toolkit for Software

Core Technology



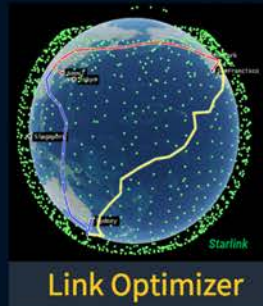
Space-Time AI (ST-AI)

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



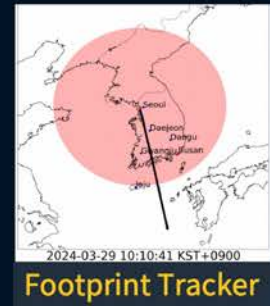
Space Scanner



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 사회가치를 창출하겠습니다.

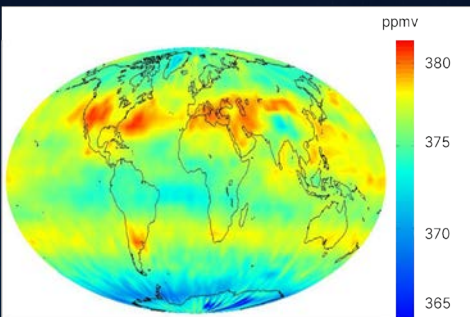
자체 환경위성 개발 (2025. 4Q)

Parameter	Value	Spatial Resolution	≤ 100m
Orbit	≥ 500 km	Spectral Resolution	Sampling 0.1nm
Payload Size	≤ 25x22x40 cm ³	Spectral Band	SWIR for CH ₄ , CO ₂

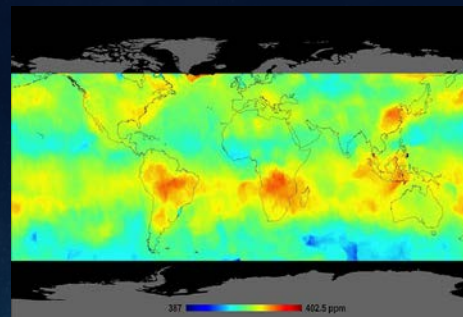
환경위성 기반의 온실가스 모니터링 및 분석 서비스

- 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

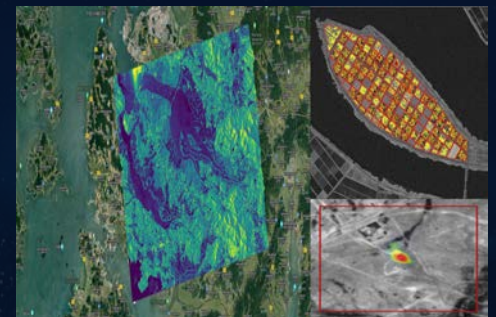
글로벌 베이스맵 서비스



메탄/탄소 모니터링



탄소 감축량 분석



국내외 위성데이터를 공급하는 글로벌 플레이어

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



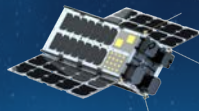
K3 / EO
(2012. 5)



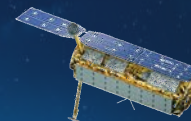
K5 / SAR
(2013. 8)



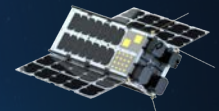
K3A / EO
(2015. 3)



CONTEC Sat / EO
(2024. 3)



K6 / K7
(2025. 4Q)



CES Sat / Environment
(2025.4Q)

광학 및 레이더 위성영상

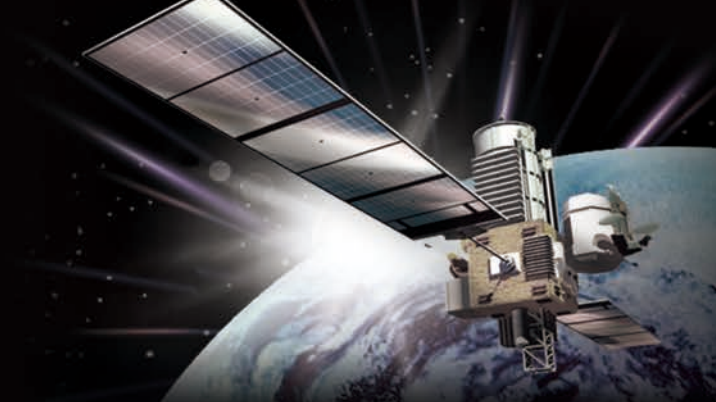
위성 명	PAN 해상도	MS 해상도
KOMPSAT-2	1.0m	4.0m
KOMPSAT-3	0.7m	2.4m
KOMPSAT-3A	0.55m	2.2m
CONTEC OREUM-Sat	1.5m	1.5m

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

발사 및 개발 예정 위성

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

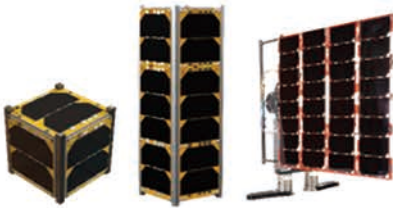
Providing Professionals in Space



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

Power Supply

Solar Panel

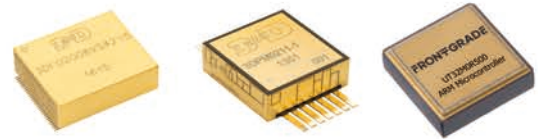


Battery, Battery Cell



Hi-Rel Applications

Micro Electronics



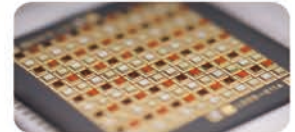
Processing and IP core Solutions

LEON

NOEL

GRLIB

Hi-Rel Components / Up-screening / Certification



Attitude Control

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



Passive Components

Passive Components



사업 분야

설계 및 해석TOOL 판매

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

설계 및 해석자동화 구축

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

해석 용역 수행

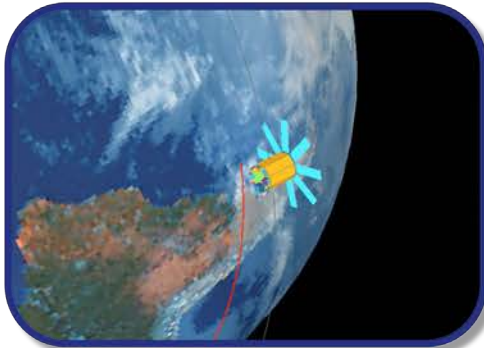
- 구조, 진동 해석
- 열, 유동 해석
- 충돌, 강성 해석
- 복합재 해석

기술 컨설팅

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

Business Fields

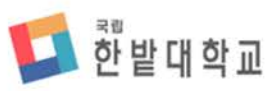
Product



실적 소개

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

파트너



항공우주분야 해석소프트웨어 선두주자, ableMAX

해석업무

위성개발전문 Simulation

위성개발컨설팅

성공적개발을 위한
설계컨설팅 전문기업

우주환경시험업무

최신장비를 활용한 부품/시스템레벨
우주환경시험지원

AbleMAX



KARMEL
TECHNOLOGIES, INC.

EMPOWERING OUR FUTURE

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

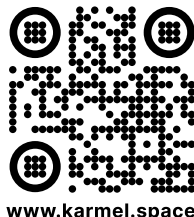
우주 부품 엔지니어링, 시험, 인증 및 공급에 대한 모든 것

- 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
P +1 (424) 300 9740
F +1 (424) 300 9741



www.karmel.space

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

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

DEEP SPACE EXPLO- RATION

www.kairo.space

Platform specification

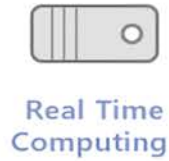
Dimensions:	440 x 440 x 330 mm ³
Mass:	~50 kg (Charged)
Payload mass:	< 7 kg
Thruster:	Ion hall
BUS voltage:	18.0 ~ 32.4 V
Life time:	~3 years
TT&C:	UHF / S-band
Downlink:	X-band
Orientation:	Sun, inertial



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.

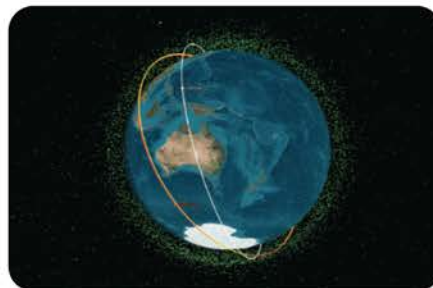
개발 경험과 M&S 기반 기술을 확대 적용하여 재해/재난 사고 예방, 자동차디자인 모델링, 산업 교육용 시뮬레이터, 의학, 게임 등 공공/오락 산업분야 전반으로 사업 영역을 확대하고 있습니다. 최근에는 가상현실(VR) 기반으로 AR, MR, XR 분야로 더욱 확대 적용하여 우주/항공분야 (달탐사, 드론 등), 자율주행, 인공지능분야 등으로 성장해 나가고 있습니다.

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

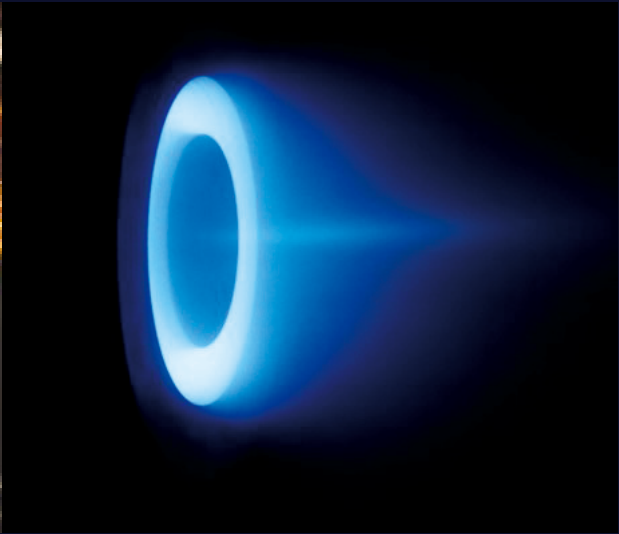
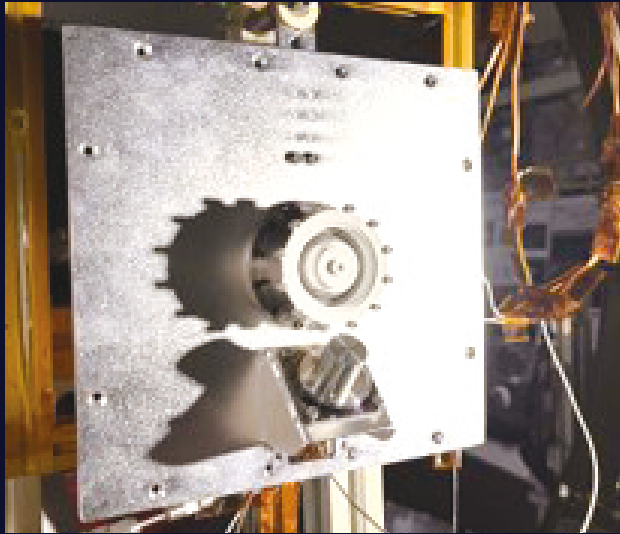


Real-Time Computing



VMT & CBT



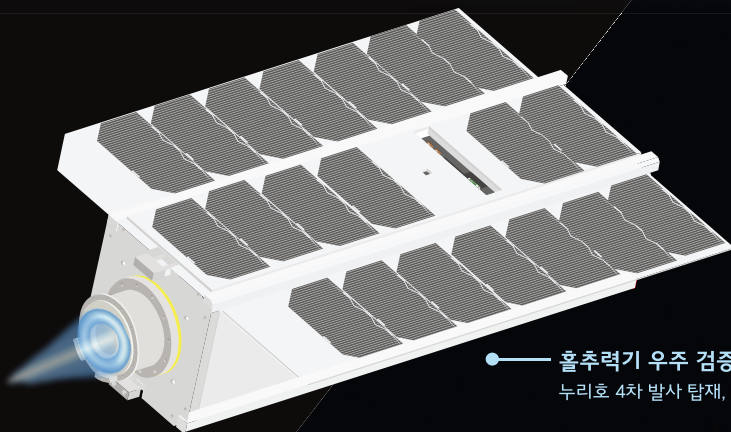


Honeybee 초소형위성용 홀추력기

Honeybee는 코스모비에서 큐브위성부터 150 kg 이하의 초소형위성까지 적용 가능한 홀추력기입니다.

Honeybee는 현재 3U 큐브위성인 K-HERO에 탑재되어 **2025년 누리호 4차 발사**를 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

☞ **코스모비**는 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

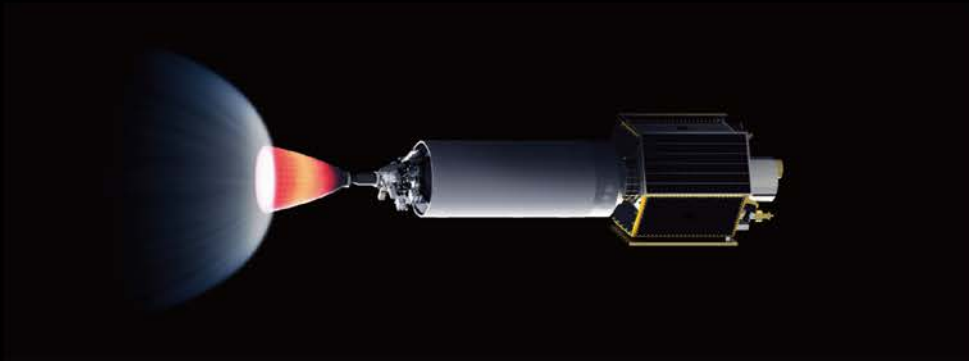
www.cosmobee.co.kr

T 070-4155-0705

E dhpark@cosmobee.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

PERIGEE

Go the Distance

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



“5.27
새로운 시작”

제1회 국제우주항공 기술대전

2024.10.23(Wed) - 25(Fri)



Exhibit Items



우주분야

| 위성발사
| 위성개발
| 위성항법
| 재난대응



항공분야

| 엔진
| 기체
| 기계장치
| 항공전자



무인항공기
분야

| 기체/부품
| 항행/교통
| 인프라
| 서비스



항공 MRO
분야

| 운항정비
| 기체정비
| 엔진/
| 부품정비



우주항공 R&D

| 센서
| 시험/
| 계측장비
| R&D기술



방위산업
분야

| 무기체계
| 무인체계
| 대테러/
| 경호장비
| 군용물자

Concurrent Event

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

AEROTEC 2024 사무국

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



공간을 초월한 다계층 초연결 네트워크 구축, 한화시스템이 함께합니다.

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



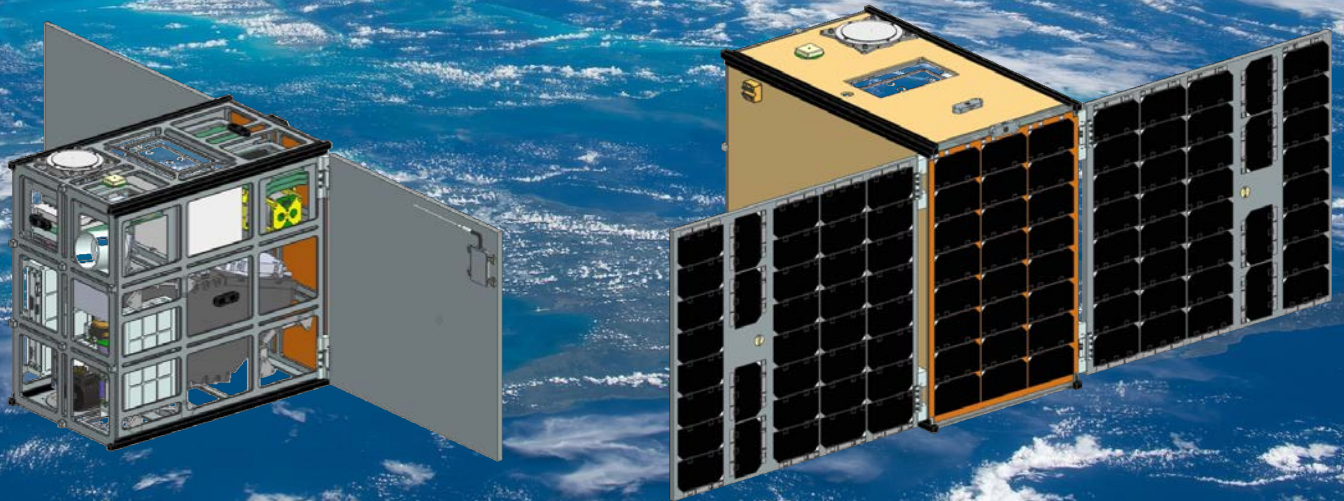
미래도전국방기술 연구개발사업

긴급대응 광역 감시정찰 큐브편대위성 개발

SpaceSCANer

Satellite Constellation Architecture for New Concept Surveillance and Reconnaissance

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



국 방 과 학 연 구 소
Agency for Defense Development



KAIST



국립
한남대학교

오늘을 지키는 기술, 세상을 향한 혁신

GO FORWARD

FOR WORLD

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]

