

우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Vol. 3 No. 4 November 2023



pISSN 2765-7469
eISSN 2799-3213
<https://www.jstna.org>

우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Volume 3 Number 4 November 2023

Published by The Korean Space Science Society

Published on November 30, 2023

Office Address

The Korean Space Science Society

776, Daedeok-daero, Yuseong-gu, Daejeon 34055, Korea

Tel: +82-42-865-3391

Fax: +82-42-865-3392

E-mail: ksss@ksss.or.kr

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

Design & Printing

Guhmok Publishing Co. / Guhmok Info Inc.

Copyright © The Korean Space Science Society

This is an Open Access journal 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.



우주기술과 응용

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

*JSTA*의 분야

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

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

학술지 *JSTA* 관련 문의

JSTA 편집국

Tel: +82-42-865-3351

E-mail: jsta@ksss.or.kr

JSTA 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: ksss@ksss.or.kr



우주기술과 응용

편집위원회 (2023.01.01 - 2023.12.31)

편집위원장 김해동 경상국립대학교

편집고문 민경욱 KAIST
이 유 충남대학교
이주희 한국항공우주연구원
최기혁 한국항공우주연구원

편집위원 김방엽 한국항공우주연구원
김홍래 국방과학연구소
박설현 조선대학교
서인호 국방과학연구소
선종호 경희대학교
송진환 AP우주항공
이균호 세종대학교
이동헌 항공대학교
이재원 (주)컨텍
이재진 한국천문연구원
듀토희 한국항공우주연구원
이창한 한국항공우주산업
임조령 한국항공우주연구원
장태성 KAIST 인공위성연구소
조동현 부산대학교
황정아 한국천문연구원

편집국장 김숙경 한국우주과학회



우주기술과 응용 Vol. 3 No. 4 November 2023

리뷰논문

- 301 Latest Research Trends on Space Environments in Korea
Eojin Kim, Seongsuk Lee, Bogyeong Kim

연구논문

- 322 Highly Agile Actuator Development Status of an 800 mNm Control Moment Gyro (CMG)
Goo-Hwan Shin, Hyosang Yoon, Hyeongcheol Kim, Dong-Soo Choi, Jae-Suk Lee, Young-Ho Shin, Eunji Lee
- 333 100 MeV 양성자가속기를 활용한 SRAM SEE(Static Random Access Memory Single Event Effect)
시험 연구 한우제, 최은혜, 김경희, 정성근
- 342 큐브위성의 시스템 설계 및 제작을 위한 시스템 공학 구인회, 이명규, 박설현
- 355 국내외 큐브위성 운용 사례로 살펴본 교훈과 대책 구인회, 이명규, 박설현

기술논문

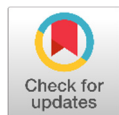
- 373 한국의 우주탐사 과학데이터 공개시스템 김주현

리뷰논문

Latest Research Trends on Space Environments in Korea

Eojin Kim[†], Seongsuk Lee, Bogyeong Kim

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



Received: October 8, 2023

Revised: October 24, 2023

Accepted: October 30, 2023

[†]Corresponding author :

Eojin Kim

Tel : +82-42-821-7492

E-mail : jinastro23@cnu.ac.kr

Copyright © 2023 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

Eojin Kim

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

Seongsuk Lee

<https://orcid.org/0000-0001-9718-814X>

Bogyeong Kim

<https://orcid.org/0000-0002-4395-0407>

Abstract

The Journal of Astronomy and Space Sciences (JASS) has published research papers on a range of topics since its initial publication in 1984, giving space science researchers a platform. In this paper, we reviewed recent publications (2019–2023) that deal with the space environment. In the space environment field, we reviewed 37 papers published in JASS during this time, covering research topics such as the sun, magnetosphere, ionosphere, atmosphere, and space radiation. We hope that researchers in the field will make use of this in the future as it will allow us to share the most recent trends in the field of space environment research that is currently underway.

Keywords : space environment, sun, magnetosphere, ionosphere, atmosphere, space radiation

1. INTRODUCTION

Since the Journal of Astronomy and Space Sciences (JASS) was first published in 1984, papers on various topics have been published as the field of space science research has steadily expanded into new areas. Jeon & Kim [1] classified all papers published from 1984, when JASS was founded, to 2018 and analyzed papers by field (see Table 1). The space-environment, space-exploration, space-application, space-technology, space-astronomy, and other categories comprised the authors' classification of all the papers published in JASS during this time frame. Within this category, the space environment was further classified as follows: sun (or solar), magnetosphere, ionosphere, atmosphere, and space radiation. Following the period examined in Jeon & Kim [1], there were 109 papers published in JASS between March 2019 and September 2023, of which 37 papers dealt with the space environment. We analyze these space environment papers recently published in JASS in order to present current research trends in the field.

The method for calculating the ionization degree of hydrogen in chromosphere [2], the statistical analysis of the solar activity cycle [3], the coronal mass ejections (CMEs) tracking model [4], and the relationship between the solar activity cycle and Earth's climate [5,6] are some of the topics of papers researching solar-related fields that will be introduced in this paper. Papers covering a wider range of magnetosphere-related subjects are available. Examining the subjects covered, these include the accuracy analysis of magnetic field models [7], observations of magnetospheric ultralow frequency (ULF) waves [8,9], modeling

Table 1. Subjects and details of research for classification of articles published in JASS during the period from 1984 to 2018 [1]

Subjects		Contents
1	Space environment	Sun (or solar), magnetosphere, ionosphere, space-ray
2	Space exploration	Solar system (except earth and sun), lunar exploration, space survey (including asteroids and comets)
3	Space application	Space geodesy, payload, application (including microgravity and remote sensing)
4	Space technology	Satellite operation, satellites (including space shuttles and rockets)
5	Space astronomy	Observation instruments, general astronomy, historical astronomy
6	Other	Education, meteorological (or climate)

JASS, Journal of Astronomy and Space Sciences.

of magnetosonic waves (MSW) [10,11], magnetohydrodynamic (MHD) simulation of interstellar solar wind [12], analysis of plasma sheet transition [13], observation and statistical analysis of field-aligned currents (FAC) [14,15], research trends of high-energy particles flowing into the magnetosphere [16,17], and examination of aurora observed at the Jang Bogo Station (JBS) [18].

Studies related to the ionosphere are divided into papers that study mid- to low-latitude and high-latitude regions. Topics related to the mid-to-low latitude ionosphere include effects of solar flux on equatorial electrojets (EEJ) and counter electrojets (CEJ) [19], review of ionospheric models applied to the mid-to-low latitude region [20], equatorial plasma bubbles (EPBs) observation and research trends [21,22], sporadic E or E region irregularities over the Korean peninsula [23,24], Ionospheric mid-latitude trough (IMT) [25], hemispheric asymmetry of equatorial ionization anomaly (EIA) [26], and ionospheric changes caused by earthquakes or solar eclipses [27,28] have been studied. Papers related to the polar ionosphere include polar cap and aurora observations from European Incoherent Scatter (EISCAT) radar [29] and JBS Vertical Incidence Pulsed Ionospheric Radar (VIPR) observation results [30].

Studies pertaining to the atmosphere include thermospheric wind observation and simulation during geomagnetic storm event [31], polar mesospheric summer echoes (PMSEs) observation analysis [32], mesosphere and lower thermosphere region wind observed over Korean peninsula [33] and observations of the stratospheric and mesospheric fluctuations during stratospheric sudden warmings (SSW) [34]. Aviation radiation observation and modeling [35–37] and analysis of cosmic ray observation data using a neutron monitor [38] are the two main topics covered in published papers linked to space radiation.

2. METHODS

In this paper, we collected and reviewed papers published in JASS from March 2019 (Vol. 37, No. 1) to September 2023 (Vol. 40, No. 3). During this period, a total of 109 papers were published in JASS. We introduced 37 research papers corresponding to subgroups of the space environment (including sun, magnetosphere, ionosphere, atmosphere, and space radiation fields). Almost all of these papers are published in JASS as review-paper or research-paper. Papers subject to review were mainly scientific papers, and even technical papers, introducing observation equipment developed domestically included papers that performed scientific analysis on observation results. The open access JASS journal web server (<http://janss.kr>) allows you to view these works.

3. CLASSIFICATION BY RESEARCH TOPIC

3.1 Sun (Solar)

From March 2019 to September 2023, a total of 5 research papers on the sun, included in the Space Environment category, were published at JASS. A variety of topics have been studied, including the sun's chromosphere, CMEs prediction models, statistical studies of solar activity, and changes in Earth's climate due to solar activity.

The entire plasma above the minimum temperature region where hydrogen remains partially ionized, mainly made up of free electrons, protons, and hydrogen atoms, is referred to as the solar chromosphere. Because it is observable from the ground and can be used to determine the hydrogen temperature, the $H\alpha$ line that neutral hydrogen in the chromosphere emits is useful. With the assumption of a stationary field of photoionizing radiation, Chae [2] proposed a straightforward method for calculating the degree of ionization of hydrogen using an equation corresponding to a non-LTE extension of the Saha equation. Consequently, in a chromospheric environment, a plasma feature with a temperature below 17,000K, can retain over 10% of its hydrogen in a non-ionized state, while temperatures above 23,000K result, in the majority of hydrogen being in an ionized state. Physically speaking, temperatures below 20,000K, are acceptable, given the results of the observations. It is highly likely that the temperature predicted by the $H\alpha$ line is not real at temperatures above 25,000K because there is no neutral hydrogen present and the plasma is likely in a state of complete ionization equilibrium [2].

Chang [3] performed a statistical analysis of the linear relationship between the number of monthly sunspots and the percentage of monthly active days (AD) during the solar minimum period. The length of the solar cycle and the rising phase were also analyzed, in addition to the number of sunspots that were observed each month at solar maximum. Relationships with groups were also compared using sunspot numbers that

were newly calibrated and provided after 2015. Daily sunspot counts from the Solar Influences Data Analysis Center (SIDC), collected at various observatories worldwide during solar cycles 9 through 23 between 1843 and 2008, were the source of the data. This makes it difficult to derive the conclusion that there is a relationship between the maximum sunspot number for a given solar cycle and the slope of a linear function relating the monthly sunspot number and AD. Conversely, the length of the solar cycle was found to be, for the most part, only weakly correlated. There is debate regarding the effect of even and odd solar cycles on the slope of the monthly group number and AD linear relationship [3].

Solar explosions known as CMEs are what set off geomagnetic storms. Geomagnetic storms can result from the dynamic compression of the Earth's magnetic field by high-velocity, high-density plasma or from the recombination of the southward magnetic field component of the interplanetary CME (ICME) and the northward magnetic field component of the magnetosphere. The speed and direction of the CME can change as it travels through interplanetary space due to interactions with other CME or the solar wind. To understand changes due to the interaction of CMEs and background solar wind, Park et al. [4] developed an algorithm to track the propagation of CMEs. This algorithm uses the interplanetary scintillation (IPS) g-values recorded at a single station to predict the speed of the CMEs. With respect to a real-time CME event that happened on October 2, 2000, the developed algorithm predicted the propagation of three daily storms; the errors in arrival time and speed were 18 minutes and 20 km/s, respectively. This demonstrated that the g-values of IPS observations from the Institute for Space-Earth Environmental Research (ISEE) can be used to track the propagation of CMEs. Furthermore, statistical validation was carried out on 50 CME-ICME pair events, yielding an average error of 310 km/s for velocity and 11.14 h for arrival time [4].

Kim & Chang [5] looked into the relationships between solar variability and teleconnection indices, which affect atmospheric circulation and the spatial distribution of the global pressure system, in order to investigate the potential role of the Sun in understanding natural climate change. Using teleconnection indices [Southern Oscillation Index (SOI), Arctic Oscillation (AO), Antarctic Oscillation (AAO), and Pacific-North American (PNA)], they have computed the normalized cross-correlations of the total sunspot area, total sunspot number, and the solar north-south asymmetry. Consequently, (1) El Niño episodes most likely happen three years after a solar maximum because the SOI index has an anti-correlated relationship with both solar activity and the solar north-south asymmetry, with a lag of approximately -3 years. (2) There exists a weak or negligible correlation between solar activity and AO, AAO, and PNA index. (3) The correlations resulting from the teleconnection indices themselves are just as good as the correlations between the teleconnection and solar activity indices [5].

Chang [6] investigated relationships between the overall sunspot area and cloud properties. The total sunspot area, solar north-south asymmetry, SOI with the cloud

coverage at various altitude ranges, total column water vapor in the cloud, global surface air temperature, cloud top temperature, cloud top pressure, and cloud optical depth were all normalized cross-correlations that were determined. The following is the primary findings: (1) The extent of upper-level cloud peaks is maximum when the solar north-south asymmetry is nearly at its minimum. (2) When solar activity is decreasing, low-level clouds are at their largest. (3) Cloud coverage and the SOI index do not significantly correlate [6].

3.2 Magnetosphere

The papers published related to the Magnetosphere accounted for 12 of 37 papers in the entire field of Space Environment. Because the magnetosphere has so many diverse topics and the number of domestic researchers is limited, the topics of all published papers were different.

For the study of magnetospheric characteristics, it is an essential element to create a model that can well explain the magnetic field phenomenon of the magnetosphere and is similar to actual values. The Tsyganenko magnetic field model (T04, T01, T96) was examined by Song & Min [7] to determine how well it predicted changes in the geomagnetic field brought on by magnetic storms. Using Kyoto University's Dst index data from 1990 to 2016, they modeled 12 events. It was confirmed with magnetic field observation data during the event period from the Geostationary Operational Environmental Satellites (GOES), and NASA's OMNI data provided the variables required to compute the Tsyganenko magnetic field model. The simultaneous and spatial comparison was conducted between observed data and model values of the magnetic field. The T04 model, with an approximate error of 13%, would be helpful even at the location where the error is largest during geomagnetic storms. T01 performed best during quiet periods, with an average error of 8%. In addition, by identifying points with significant spatial errors during a storm, the increase in magnetotail error was quantitatively ascertained [7].

The distribution of relativistic (~ 400 keV) and ultrarelativistic (~ 2 MeV) electrons in the outer Van Allen radiation belt is highly variable. Additionally, it is recognized that a major component propelling this process are plasma waves, specifically ULF waves. The interactions between ULF wave and particle were noted by Lee et al. [8] during the geomagnetic storm's recovery phase on July 16, 2000. The global ground-based magnetometer arrays were used to collect magnetic field data. Additionally, the magnetic field and particle flux data used in this study were obtained from GOES 8 and provided by the Synchronous Orbit Particle Analyzer aboard the Los Alamos geostationary satellites. The findings demonstrate the intricate relationship between ULF waves and frequency, local time, particle energy, and particle species. Consequently, they put forth two theories to account for the flux modulation that was seen: (1) Energy-dependent

particle density gradients advecting (protons and electrons show the similar amplitude and lack of phase change with energy); (2) Energetic electronic drift resonance (distinct flux oscillations varying in amplitude and phase over various energy channels). Given the obvious connection between Pc5 waves and particle flux oscillations, Pc5 ULF waves could be crucial for electron acceleration in radiation belts [8].

In the Earth's magnetosphere, Pc1 pulsations are believed to be caused by anisotropic energetic particles ($T_{\text{perp.}} > T_{\text{parallel}}$), which produce electromagnetic ion cyclotron (EMIC) waves. They are mainly generated by ring current particles with energies ranging from tens to hundreds of keV in the equatorial inner magnetosphere. Using data from the Bohyeonsan Optical Astronomy Observatory magnetic impedance (MI) ($L = 1.3$), observed from November 2009 to August 2018, Kim et al. [9] examined the statistical features of Pc1 pulsation. Temporal occurrence rate variations (seasonal, diurnal, and annual) of Pc1 pulsations were studied, along with their relationship to wave properties (duration, maximum frequency, bandwidth), and geomagnetic activity indices (Kp and Dst). The following are the outcomes: (1) From late winter to early spring, PC1 waves were more common, particularly in August and after midnight (01–03 magnetic local time (MLT)). (2) Events usually lasted 2.5 minutes, with a very narrow bandwidth (within 0.1 Hz) and a maximum frequency of about 0.9 Hz. (3) During the storm, 77% of the Pc1 waves were recorded, and 90% were seen in the storm's early recovery phase [9].

MSW, or equatorial noise, are interesting because of their potential role in electron scattering in the radiation belt. Kim [10] developed an empirical model for the global distribution of these MSW. Both inside and outside the plasmasphere, MSW are usually distributed within a few degrees of magnetic latitude. The ambient plasma environment on regions experiencing MSW are the main causes of the difference between the pitch angle and the dominant energy that MSW can scatter. The Tsyganenko TS04D model and data from Electrical and Magnetic Field Instrument and Integrated Sciences mounted on a Van Allen probe were employed. According to statistics and modeling results, the intense region propagates inward toward $L^* < 4$ and expands toward the wider MLT as Kp increases. As Kp rises in every region, the $f_{\text{pe}}/f_{\text{ce}}$ ratio falls in distinct ways in the regions above and below $L^* = 4$. These results suggest that the effective scattering power of MSW depends on the geomagnetic activity and particle energy. All MLTs, $2 \leq L^* < 6$, $|\lambda| < 20^\circ$, and $Kp \leq 6$ are valid for the model [10].

One of the most commonly seen plasma waves in the inner magnetosphere (radial distance $< \sim 10 R_E$) are near-equator MSW, which have the biggest amplitudes in the few to ~ 100 Hz frequency range. In order to calculate the wave growth rate, Min & Liu [11] firstly determine the dipole magnetic field lines and the ring-shaped proton velocity distribution on the magnetic equator; secondly, they compute the linear theory dispersion relation along the field lines. The saturation amplitude was examined using a complete particle-in-cell (PIC) simulation. It is assumed here that the background and plasma magnetic fields at various points along the magnetic field lines are uniform and

treated as local. While MSW grows fastest at high latitudes (20° – 25°), statistical observations show that the saturation amplitude actually maximizes within $\pm 10^{\circ}$ latitude. In contrast to the observed data, the rate of decrease of the saturation amplitude was not as sharp and the average wave normal angle of the excited MSW in the simulation showed little variation with latitude. It is expected that this is due to other factors that were not considered in the current analysis, such as background magnetic field, plasma inhomogeneity, and propagation effects [11].

Understanding the nature and features of the process by which the magnetosphere receives energy, momentum, and plasma from the solar wind at the magnetosphere boundary is one of the main challenges in magnetospheric physics. Fundamental processes like pressure pulse effects, viscous-like interactions like Kelvin-Helmholtz (K-H) instability, and magnetic reconnection occur at the magnetopause boundary. Park et al. [12] performed an accurate global MHD simulation to investigate the effects of a prolonged solar wind and a weak southward interplanetary magnetic field (IMF) on the magnetic configuration and vortex structure. This leads to the following outcomes: (1) vortices are generated close to the inner site of the magnetopause following dayside reconnection; (2) the vortex propagates anti-sunward at a velocity of roughly 20–60 km/s in the dayside magnetopause region and roughly 50–150 km/s in the duskside region of the magnetopause; (3) the vortex rotates clockwise on the dawnside and counterclockwise on the duskside; (4) the magnetic field and plasma properties fluctuate quasi-periodically with a period of 8–10 min across the vortex; (5) the polar region clearly displays double twin Ω_{II} , viscous cell, induced viscous cell, and the tail lobe convection cell and (vi) the peak value of the cross-polar cap potential varies ranging from 17 to 20 kV over a period of 8–10 min during the tail reconnection [12].

Geomagnetic activity is largely influenced by the magnetic tail region close to Earth, which lies between approximately 10 and $25 R_E$. In the quiet-time central plasma sheet (CPS), the average ion density and thermal energy are approximately 0.2 – 0.4 cm^{-3} and 2.6 – 6 keV , respectively. As magnetic activity increases, the temperature rises and the density slightly decreases. The case study of the transition boundary between the hot, rarefied plasma and the cold, dense plasma in the CPS near the midnight meridian was examined by Kim & Lee [13]. Observational data obtained from the Plasma Electron and Current Experiment, fluxgate magnetometer (FGM), and Cluster Ion Spectrometry aboard Cluster spacecraft were utilized. Furthermore, 1-minute average magnetic field and plasma data observed from OMNI/ACE were used in the analysis. Consequently, the properties of the border that divides the magnetotail into areas with distinct plasmas along the dawn-dusk direction were showcased. The plasma's characteristics suggest that plasmas from various sources may make up the near-Earth magnetotail, and it is anticipated that various dynamic processes will take place, potentially influencing the evolution of geomagnetic activity. Furthermore, it is concluded that field-aligned currents generated by the boundary layer can contribute to magnetosphere-ionosphere coupling [13].

Depending on the direction of the IMF B_z , the inner boundary of the auroral region expands (contracts) during geomagnetic storm conditions, moving toward the equator (poleward). Awuor et al. [14] defined a new metric called FAC extent in order to study latitudinal variations in storm-time mesoscale FAC. The Challenging Minisatellite Payload (CHAMP) satellite's FGM and OMNI data (Dst, IMF B_z , solar wind dynamic pressure data) from NASA/Goddard Space Flight Center (GSFC) were examined. When compared to the dawn and night sides, the analysis reveals that the equatorward shift is more pronounced on the northern dusk side at $\sim 58^\circ$, consistent with the minimum SymH, and $\sim 59^\circ$ on the dayside. In the northern hemisphere dusk-dawn MLT sector, the latitudinal shift in the FAC range is more correlated with the IMF B_z than in the southern hemisphere. It is also more sensitive to dynamic pressures in the dusk-side northern hemisphere and dawn-side southern hemisphere than in the dusk-dawn zone and dawn zone of the southern hemisphere. The FAC range demonstrated a strong correlation with the dynamic pressure in the daytime (nighttime) southern hemisphere (northern hemisphere), suggesting potential electrodynamic parallels in the MLT sectors of the opposing hemisphere [14].

It is well known that the FAC surrounding the auroral region, which travels along magnetic field lines into and out of the ionosphere, is crucial to the movement of particles and energy during the solar wind-magnetosphere-ionosphere coupling process. Shin et al. [15] examined the current density seen as the Cluster constellation moved through the nightside auroral region at roughly $4\text{--}5 R_E$ from the Earth's center in order to investigate the composition and generating mechanism of FAC. Data from February 22, 2002, when two FAC phenomena were observed in both the southern and northern hemispheres within the same current sheet for all four spacecraft, was used because the separation between the spacecraft was less than 200 km. The bipolar FAC linked to the Earthward current during the event had magnitudes of 70.04 nA/m^2 at the valley and 46.70 nA/m^2 at the peak, extending 516 km from valley to peak in the Southern Hemisphere. With respect to earthward currents, the mapped FAC in the northern hemisphere has a magnitude of 805 km and a magnitude of 56.76 nA/m^2 [15].

Space Radiation Detector (SRD) is a part of the instruments for the study of Stable/Storm-time Space (ISSS) installed on the Next-Generation Small Satellite-1 (NEXTSat-1) that was launched in 2018. SRD consists of the High-Energy Particle Detector (HEPD), which detects electrons in the energy range of 0.35–2 MeV, and the Medium-Energy Particle Detector (MEPD) -A and -B, which detects electrons, ions, and neutral particles in the energy range of 20–400 keV. Yoo et al. [16] documented a number of SRD-related events. MEPD-A recorded an event where substorm injection led to an enhancement of the particle flux in the energy range of several tens of keV. They detected spatial distributions of electron with energies ranging from tens to hundreds of keV (MEPD) and up to few MeV (HEPD) in the slot region and outer radiation belt. They observed electron distributions over a broad energy range. It is found that the inner edge

of the outer radiation belt corresponds to the plasma transient position of L and is relatively more consistent with sub-relativistic energies than with relativistic energies [16].

It is well known that, at energies of a few 10s keV, an anisotropic distribution of energetic ions causes $T_{\perp} > T_{\parallel}$, thereby excitation of EMIC waves. This anisotropy can be caused by both dynamic pressure enhancement of the solar wind and substorm injection. Pitch angle scattering by EMIC waves is well known to cause relativistic electrons and energetic ions to precipitate in the atmosphere within the inner magnetosphere. Research on relativistic electron scattering and precipitation resulting from interaction with EMIC waves in the inner magnetosphere was reviewed by Lee [17]. This review addresses the advances in simulation over the last ~15 years and looks at the theory of many different issues, such as quasilinear resonant diffusion, nonlinear interactions, nonresonant interactions, the effect of a finite normal angle on pitch angle scattering, the tone emission lift, and the effects of methods of scattering pitch angle electrons near the equator [17].

Auroras, a polar upper atmosphere phenomenon also called polar light, have been observed for centuries before space research began, but the physical process has only recently begun to be understood when observation capabilities from the ground and satellites have improved due to connectivity with the ionosphere and magnetosphere. Since 2018, the JBS in Antarctica has been using the All-sky camera (v-ASC) continuously to observe aurora concurrently with the ionosphere, thermosphere, and magnetosphere (ITM). Jee et al. [18] introduced analysis procedures and observations to calculate aurora occurrence by distinguishing aurora from v-ASC image data, and provided preliminary findings regarding the aurora's temporal and spatial distribution. Based on observations, the aurora appears primarily on the northern horizon during the evening sector, stretching from the northwest to the zenith and filling nearly the whole sky over JBS at 08 MLT. In the morning sector, the aurora recedes to the northeast. At 12 MLT, auroras are distributed horizontally across the northern sky disk, showing aurora occurrences in the cusp area. This means that JBS's location is ideal for investigating aurora [18].

3.3 Ionosphere

The papers published related to the Ionosphere accounted for 12 of the 37 papers in the entire field of space environment. Studies mainly focus on mid- to low-latitude ionospheric phenomena.

A narrow band of strong eastward currents that flow at altitudes of 105 to 110 km above sea level within 3 degrees of latitude on either side of the equator is known as the EEJ. The westward anti-CEJ creates the H-field depression at equatorial stations when the EEJ system's flow reverses on magnetically quiet days. The F10.7 and the impact of sunspot number (R) were studied by Cherkos [19]. Ground-based magnetic data collected in 8 sections (Peru, Brazil, West and East Africa, India, Southeast Asia, Philippines, and the

Pacific) and F10.7 and R data observed from satellites during that period were used. The results show that changes in monthly average EEJ intensity are consistent with changes in solar flux and cycle of sunspot number, with strong peaks around the vernal equinox at high F10.7 and R, and strong diurnal EEJ over Peru, Southeast Asia, and the Philippines. Strong Morning-CEJ (MCEJ) observations were made over Brazil, East Africa, and Peru. During high solar cycle periods, an anti-correlation was noted between Afternoon-CEJ (ACEJ) events and F10.7 [19].

The ionized region of the upper atmosphere, known as the ionosphere, is dispersed between 60 and 1,000 km. Numerous physical processes, including chemical reactions, diffusion, wave disturbances, plasma instability, neutral winds, and transport related to electric and magnetic fields, all have an impact on the ionospheric plasma. One of the main elements of the near-Earth space environment is the ionosphere, which is closely linked to other parts of the Earth's atmosphere like the thermosphere, magnetosphere, lower atmosphere, and plasma sphere. Ionospheric predictions using observations and models are essential due to their practical impact on human society. Numerical modeling of the ionosphere is necessary not only to specify and predict space weather, but also to comprehend the physical processes that take place within the ionosphere. There are various approaches to developing ionospheric models: data assimilation modeling, theoretical modeling based on physics, and empirical modeling based on data. These three categories of ionospheric models were briefly introduced by Jee [20], who also provided an explanation of the physics-based ionospheric model using the fundamental equations governing the mid-latitude ionosphere. Additionally, boundary conditions requiring a numerical solution of the equations were discussed [20].

Aeronautics relies heavily on far-infrared wavelength observation because it provides detailed data on the temperature, composition, and particle density of the terrestrial ionosphere-thermosphere. Nevertheless, there are no known instances of climatological analysis of EPBs using Far-Ultraviolet (FUV) limb imaging devices. Park et al. [21] investigated the small-scale measurement of oxygen ion density observed in limb images of FUV on board the Ionospheric Connection Explorer (ICON) with the aim of confirming the feasibility of using EPBs in climatological analysis. Two-dimensional limb images of oxygen airglow are available in the 135.6 nm and 157 nm channels via ICON/FUV. Consequently, the ambient density shows, in agreement with earlier research, (1) the well-known zonal wavenumber-4 structures in the EIA and (2) off-equatorial enhancement above the Caribbean. As a complement to other observations from FUV disk imagers and *in-situ* plasma probes, ICON/FUV data are expected to be useful in EPBs studies [21].

It is well known that low-density plasma rising from the bottom of the F region causes the EPBs, an irregularity in electron density in the equatorial ionosphere at night. The generation mechanism and three-dimensional structure of EPBs were discussed in the review and references by Kil [39]. EPBs observed from the ground and space over the

past 100 years shows systematic seasonal and longitudinal changes and is also affected by the solar cycle. Many theories have been proposed to account for this systematic behavior of EPBs, but because it is challenging to simultaneously observe the development of causal perturbations globally, EPBs climatology remains incompletely understood. Kil [22] reviewed the climatology of EPBs occurrence confirmed through observations and the driving mechanisms currently understood [22].

Sporadic E (E_s) is a thin layer with a thickness of roughly 1–2 km, where the electron density in the ionospheric E region at mid-latitudes is 2–3 times higher than the ambient area. It is understood to form as a result of long-term presence of metal ions from meteors that are subsequently brought together by horizontal neutral winds. Jo et al. [23] reported the E_s layer observed at the digisonde in Icheon (37.14°N, 127.54°E) and Jeju (33.4°N, 126.30°E) during the period from 2011 to 2018. At both observation sites, the incidence of E_s and the magnitude of critical frequency (f_oE_s) peak in summer, but virtual height of the E_s layer ($h'E_s$) shows semi-annual changes similar to the peak height of mesospheric meteors measured by the Sejong Science Station meteor radar (MR). Local time changes in $h'E_s$ show semi-diurnal modulations during the equinoxes and summer months, but the changes are not evident in winter. The HWM14, IGRF12, and NRLMSISE-00 models were utilized to compute vertical ion velocities and verify their association with the semidiurnal fluctuations of $h'E_s$ and the tidal horizontal wind [23].

Although the field-aligned irregularities (FAIs) of the ionospheric E-region have been extensively studied in the equatorial, low-latitude and auroral regions using radar and *in situ* measurements, the afternoon E-region FAI at mid-latitudes has not been previously reported. Yang et al. [24] reported the afternoon observation results of FAI in the mid-latitude E region using VHF radar. Data from a VHF coherent scattering radar (40.8 MHz frequency) that has been continuously operated in Daejeon, South Korea (36.18°N, 127.14°E) since December 29, 2009 was used. This means that: (1) afternoon E-region FAI occurrence in mid-latitudes peaks in summer and peaks in winter; (2) afternoon E-region FAI echo SNR in mid-latitudes is 35 dB, with an occurrence altitude of 100–135 km; and (3) the $h'E_s$ observed in Icheon in the afternoon are in the height range of 105–110 km, which is approximately 5–10 km larger than the $h'E_s$ bottom side observed at the same time. The SNR of FAI is thought to be improved by large values of $(f_oE_s - f_bE_s)$, indicating that patch-like E_s structures are in charge of excitation irregularities [24].

The large-scale ionospheric electron density depletion phenomenon known as the IMT happens at night in mid-latitude regions and is thought to be caused by intricate plasma processes in conjunction with the magnetosphere. In order to statistically examine the properties of the IMT, Hong et al. [25] examined upper-level sounding data from the Alouette and ISIS satellites in the 1960s and 1970s. The IMT depth rate and IMT features are stronger and more pronounced in the winter hemisphere under solar minimum conditions, even though the IMT position remains relatively constant throughout the season and solar activity. Furthermore, in the IMT region, the transition

height—where the densities of oxygen ions and hydrogen/helium ions are equal—was high at night and low during the day. St. Petersburg, situated both within and beyond the IMT region. They discovered that the electronic temperature in the IMT region is higher on winter nights, based on measurements from the Incoherent Scatter Radar (ISR) at Santin and Millstone Hill. Bipolar diffusion can propel the ionospheric plasma quickly into the magnetosphere, causing IMT depletion, when electron temperature rises [25].

The most prominent anomaly in the low-latitude ionospheric F region is the EIA, which is characterized by two enhanced plasma density peaks centered at a magnetic latitude of $\pm 15^\circ$ off the equator. During solar minimum on the winter solstice, there is an opposite hemispheric asymmetry in the intensity of the EIA in the morning and afternoon. The interaction of the interhemispheric winds and the fountain effect, which produces EIA, explains this phenomenon. Plasma density data from CHAMP, GPS Total Electron Content (TEC) data collected between 2001 and 2008, and plasma data from the Constellation Observing System for Meteorology, Ionosphere, and Climate satellites from 2007 to 2008 were reported, according to Kwak et al. [26]. The low-latitude ionosphere's hemispheric asymmetries were examined using density data. The findings demonstrated a stronger EIA in the winter hemisphere both in the morning and afternoon during the solar maximum, and a shift in the occurrence of stronger EIA from the winter hemisphere to the summer hemisphere around 12–14 LT during the solar minimum [26].

In addition to factors such as solar and geomagnetic activity, recent studies have suggested that seismic activity can cause ionospheric changes. Using vertical TEC data from the National Oceanic and Atmospheric Administration, Park & Park [27] examined ionospheric changes brought on by seismic activity that took place in the United States between January 2013 and December 2015. The TEC fluctuations over 40 days, including the time of the earthquake, were distinguished for four regions where earthquakes of magnitude $M \geq 5.5$ occurred, and the TEC fluctuations during earthquakes of magnitude $5.0 \leq M < 5.5$ were examined. The findings showed that upper anomalies happened between two and eighteen days prior to the earthquake and between one and eighteen days following it. Of the twelve earthquakes with a magnitude of $5.0 \leq M < 5.5$, upper anomalies were found in six (50%) of the cases prior to the earthquake and in five (42%) of the cases following it. Six (75%) and five (62%) of the eight earthquakes with a magnitude of $M \geq 5.5$ had upper anomalies prior to and following the earthquake. The TEC anomalies mentioned earlier are thought to be caused by seismic activity because the F10.7, Dst, and Kp indices show low to moderate solar and geomagnetic activity [27].

Over the past 50 years, numerous studies have examined the effects of solar eclipses on the ionosphere, making them an ideal experimental opportunity to study the effects of solar radiation on the ITM system. On August 21, 2017, between 17:20 and 18:47 UT (local daylight time), there was a total solar eclipse that crossed the United States, creating a narrow, black shadow that was roughly 160 km wide. The Swarm A and C satellites traveled 445 km during this period, entering the upper ionosphere at noon in the United

States and traveling through the lunar penumbra. Swarm mission data over the United States was used by Hussien et al. [28] to study the effects of solar eclipses on electron temperature, slanted TEC (STEC), and electron density. It can be inferred from observations that (1) a notable decrease in electron density and STEC coincided with the eclipse, possibly as a result of extreme ultraviolet reduction favoring dissociative recombination over photoionization, (2) The electron temperature in 41° – 57° latitude decreased by up to 150K compared to the reference date (December 23) [28].

The northern hemisphere aurora region, which includes Kiruna, Sweden, and Sodankylä, Finland, is the subject of ionosphere studies by the international scientific association known as EISCAT, which is composed of multiple nations. This multi-site ISR system is situated in Longyearbyen, Svalbard, and Tromsø, Norway. Since 2015, the EISCAT Science Association has included the Korea Polar Research Institute (KOPRI) and the Korea Astronomy and Space Science Institute (KASI) as affiliated organizations. Jee et al. [29] analyzed observed data from December 16 – 21, 2016 and January 3 – 9, 2018, to investigate the ionospheric characteristics of the extreme/peak regions during the winter day. For this purpose, ESR observation results (electron density profile, ion drift, electron and ion temperature) were analyzed together with the High Altitude Interferometer WIND Experiment (HIWIND) provided by the National Center for Atmospheric Research (NCAR) and the High Altitude Observatory (HAO). Additionally, using long-term polar ionospheric data recorded by EISCAT radar at three sites, an investigation was carried out on the features of ion upflow generation associated with ion/electron heating in the polar ionosphere. In addition, they looked into how the polar ionospheric density profile and the mid-latitude ionosphere differ in terms of climatology [29].

Through solar wind-magnetosphere-ionosphere interaction, the polar ionosphere—where geomagnetic field lines are open—plays a significant role in the transfer of energy from the Sun to the Earth's atmosphere. Understanding the energy exchange between the magnetosphere and polar ionosphere requires constant observation, but Antarctica is much more inaccessible than the Arctic, making observations there extremely rare. A VIPIR was installed at the JBS by the KOPRI in 2015 in order to continuously monitor the ionospheric conditions in the aurora oval and polar cap region. The fundamentals of JBS-VIPIR were presented by Ham et al. [30], along with an explanation of how it can be used for Antarctic upper atmosphere research. Understanding the polar ionosphere is anticipated to be aided by the high-resolution ionospheric data (ion drift, bottom ionospheric gradient, and electron density) supplied by JBS-VIPIR in conjunction with JBS's concurrent observations of the aurora, neutral atmosphere, and magnetosphere [30].

3.4 Atmosphere

There are a total of 4 papers related to Earth atmosphere research, including polar atmosphere research using polar observation devices.

The magnetosphere affects atmospheric winds, which are a crucial parameter for comprehending the ionosphere, particularly during geomagnetic storms. A coupled magnetosphere-ionosphere model is needed to understand magnetospheric effects on thermospheric winds. Fabry Perot interferometry (FPI) wind observations over the mid-to-high latitudes were used by Wu et al. [31] to compare with the Multiscale Atmosphere Geospace Environment (MAGE) modeling results for the geomagnetic storm that occurred on November 3–4, 2021. The findings verified that the decline in thermosphere poleward winds at high latitudes at 22 UT on November 3 was linked to an IMF reorientation towards the north. It was also confirmed that at 10 UT on November 4, the IMF shifted to the south and poleward winds strengthened. Equatorial winds strengthened in Boulder, Colorado around midnight as the IMF turned south. Auroral events that occur simultaneously can be linked to the IMF by means of a negative component, as the wind results computed using the MAGE model clearly demonstrate [31].

Radar (frequency between 3–300 MHz) can detect PMSEs which occur at altitudes of 80–90 km (upper mesosphere and ionospheric D region). It is composed of charged ice particles of 10–50 nm in size and is known to be produced at temperatures below 150 K. Lee et al. [32] statistically analyzed wind, wave, and turbulence information provided by the ESRAD, a 52 MHz VHF mesosphere-stratosphere-troposphere radar, is situated in ESRange, Sweden, at 63.7°N and 21°E to estimate PMSE. In conclusion, the enhancement of PMSE was closely related to regional substorms and was especially noticeable during the 00–04 MLT period. Furthermore, the local electromagnetic field or global convective field caused by electron precipitation may have accelerated the high zonal velocities of PMSE scatterers during the substorm in the early magnetic dawn sector (00–03 MLT) [32].

The mesosphere and lower thermosphere regions are controlled by atmospheric waves of various periods. Specifically, shorter-period gravitational waves begin in the lower atmosphere, rise, and are either dissipated or broken in the upper atmosphere, altering the upper atmosphere's thermal structure and background flow. Kam et al. [33] used KASI MR observations from 2017 to 2020 to study the hourly, daily, and seasonal circulation characteristics of the east-west and south-west winds in the mesosphere and lower thermosphere region over the Korean Peninsula. The overall characteristics of the east-west and north-south winds demonstrated clear daily and seasonal variations, according to the observational data. Semi-diurnal (12-hour period) and/or diurnal (24-hour period) tides of 80–100 km were observed for both winds. When it comes to annual variation, the strongest component for both winds is annual variation, while only zonal winds exhibit semi-annual and annual variation [33].

An example of the dynamic coupling between the lower and upper atmospheres through atmospheric waves generated in the lower atmosphere and propagating upward to affect the upper atmosphere is the phenomenon known as SSW. Kim et al. [34] examined the vertical structure of temperature and ozone in the stratosphere and mesosphere during SSW by analyzing temperature and ozone observations taken by the Microwave Limb Sounder / Aura satellite between 2005 and 2016. The WACCM4 model was used to calculate the polar daily average temperature, with the results compared to that figure. Overall mesospheric temperature appeared to be uncorrelated with stratospheric temperature during the pre-phase period. The correlation was significant in the lower thermosphere and upper mesosphere during the post-phase. Ozone density was observed to vary significantly during the main- and post-phase of three SSW events. Air flowing in the polar stratosphere from mid-latitude regions during this time can be the reason for the increase in ozone density [34].

3.5 Space Radiation

A total of 4 studies related to space radiation were published, including papers mainly related to aviation radiation and observation results from neutron monitor.

Radiation generated at the altitude of commercial airplanes is ionizing radiation from primary protons of galactic cosmic rays and solar energetic particles. Radiation Safety Management around Living Life Act (Radiation Safety Act) stipulates annual radiation dose limits for flight attendants in Korea and the need for more accurate prediction and measurement of aviation radiation is emerging. Korea Radiation Exposure Assessment Model (KREAM), radiation prediction model is being developed to ensure radiation safety for flight crew and passengers. Hwang et al. [35] verified the KREAM model by comparing it with Liulin observations. To measure radiation exposure in aircraft, a total of 25 experiments were conducted with the Liulin-6K instrument on board commercial aircraft from March 11 to May 26 of 2020. KREAM's results were generally in very good agreement with Liulin's observations. While Civil Aviation Research Institute (CARI)-6M typically produced results that were lower than the observations, Nowcast of Atmospheric Ionizing Radiation for Aviation Safety (NAIRAS) typically produced results that were higher than the Liulin observations. Compared to the Liulin observation, KREAM showed an error of 10.95%, NAIRAS showed an error of 43.38%, and CARI-6M showed an error of 22.03%. They also found that radiation exposure can suddenly increase with altitude, especially in polar regions [35].

Since 2013, cosmic radiation exposure dose of flight crew member in Korea has been governed by the Radiation Safety Act. Members of the domestic flight crew are except from this law because they are exposed to comparatively lower route doses than members of the international flight crew. However, because of the excessively frequent flights and comparatively long total flight time, Ahn et al. [36] confirmed that the annual

cumulative dose of domestic flight crew is not negligible. Therefore, using the space radiation estimation model of the CARI-6M, NAIRAS, the annual cumulative dose of domestic flight crew was statistically analyzed in order to suggest the need for radiation exposure management of domestic flight crew. On the basis of comparison with field measurements from the KREAM and Liulin-6K LET spectrometer for NAIRAS, it was determined that the average radiation exposure dose for domestic flight crew was between 0.5 and 0.8 mSv [36].

Since the outbreak of the war in Ukraine, domestic airlines have been operating routes bypassing Russian airspace since March 15, 2022, despite longer flight times. As flight times have increased, the cosmic ray exposure dose of flight crew and passengers is expected to have also increased. Ahn et al. [37] compared the radiation exposure dose according to flight time and latitude difference before and after operating on a detour route. Latitude had little effect on the regular and detour routes for the eastern US when they operated in high latitudes above 50 degrees north latitude. Radiation exposure for the European routes was greatly impacted by the latitude difference between the normal route operating in high latitude and the bypass route operating in mid-latitude. The average reduction in radiation exposure resulting from the US East route and the European route due to the bypassing to Russia was 7.97 μ Sv and 18.73 μ Sv, respectively [37].

Muons and neutrons are common secondary particles that are produced when protons, the primary cosmic ray particle, interact with the nuclei of atmospheric gas compounds. These particles can be found underground or on the surface. It is well known that the meteorological effects of temperature cause seasonal variations in muons, and that diurnal and solar variations or transitory phenomena can cause modulations in neutron intensity over a range of time periods. By averaging daily data from the Oulu Neutron Monitor, which was in operation from January 1974 to December 2019, to the grand average and annual average, Jeong & Oh [38] reported seasonal variations in cosmic ray particles. Because of where the Earth is in its orbit, more particles enter in the early spring and early winter, and the meteorological effect of the thermal expansion causes fewer particles to enter in the summer. Additionally, because of the low cutoff, low-energy protons produce observed neutrons whereas high-energy protons produce muons [38].

4. SUMMARY AND DISCUSSION

Since its first publication in 1984, the JASS has published research papers on a variety of topics and has provided a research venue for researchers in the field of space science. In particular, among these areas of space science, there is a growing interest in aspects of the space environment that have an impact on real life, such as radio communications and space weather. In order to understand the latest trends in the space environment research field, this paper introduces 37 papers related to the space environment among

those recently published by JASS from 2019 to 2023. The space environment around the Earth is spatially linked starting from the sun to the magnetosphere, ionosphere, and atmosphere, and various fields are being studied, including cosmic radiation originating from the sun or outer space.

During this period, the solar chromosphere, CMEs modeling, and the connection between the solar cycle and Earth's climate were studied in the field related with Sun. Regarding the magnetosphere, various wave observations and modeling that occur within the magnetosphere have been studied, and magnetosphere modeling according to solar activity has been performed. The phenomena seen in the EIA region (asymmetry, EPB, IMT), Sporadic E, and ionospheric alterations brought on by solar eclipses or earthquakes were examined in relation to the ionosphere in the mid- and low-latitude regions. Regarding the polar ionosphere, analysis of observation results from polar observation instruments was studied. The study focused on atmospheric aspects such as atmospheric modeling, PMSEs analysis and correlation between atmospheric layers through waves. Regarding space radiation, research on aviation radiation was mainly conducted. Through this, we hope to disseminate a range of published research topics and current trends in each field and make them useful for future field researchers.

ACKNOWLEDGEMENTS

This research was supported by the National Research Foundation of Korea (NRF-2022R1A2C1092602).

REFERENCES

1. Jeon J, Kim Y, Analysis of papers published in the Journal of Astronomy and Space Sciences from 1984 to 2018, *J. Astron. Space Sci.* 36, 199–211 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.3.199>
2. Chae J, Ionization of hydrogen in the solar atmosphere, *J. Astron. Space Sci.* 38, 83–92 (2021). <https://doi.org/10.5140/JASS.2021.38.2.83>
3. Chang HY, Active days around solar minimum and solar cycle parameter, *J. Astron. Space Sci.* 38, 23–29 (2021). <https://doi.org/10.5140/JASS.2021.38.1.23>
4. Park SR, Jeon HC, Kim R, Kim JH, Kim SJ, et al., Development of forecast algorithm for coronal mass ejection speed and arrival time based on propagation tracking by interplanetary scintillation g-value, *J. Astron. Space Sci.* 37, 43–50 (2020). <https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.1.43>
5. Kim JH, Chang HY, Association between solar variability and teleconnection index, *J. Astron. Space Sci.* 36, 149–157 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.3.149>
6. Chang HY, Normalized cross-correlations of solar cycle and physical characteristics of cloud, *J. Astron. Space Sci.* 36, 225–234 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.4.225>

7. Song SM, Min K, Analysis of the Tsyganenko magnetic field model accuracy during geomagnetic storm times using the GOES data, *J. Astron. Space Sci.* 39, 159-167 (2022). <https://doi.org/10.5140/JASS.2022.39.4.159>
8. Lee E, Mann IR, Ozeke LG, Energetic electron and proton interactions with Pc5 ultra low frequency (ULF) waves during the great geomagnetic storm of 15-16 July 2000, *J. Astron. Space Sci.* 39, 145-158 (2022). <https://doi.org/10.5140/JASS.2022.39.4.145>
9. Kim J, Hwang J, Kim H, Yu Y, Statistical analysis of Pc1 pulsations observed by a BOH magnetometer, *J. Astron. Space Sci.* 37, 19-27 (2020). <https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.1.19>
10. Kim KC, Empirical modeling of the global distribution of magnetosonic waves with ambient plasma environment using Van Allen probes, *J. Astron. Space Sci.* 39, 11-22 (2022). <https://doi.org/10.5140/JASS.2022.39.1.11>
11. Min K, Liu K, Linear instability and saturation characteristics of magnetosonic waves along the magnetic field line, *J. Astron. Space Sci.* 37, 85-94 (2020). <https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.2.85>
12. Park KS, Lee DY, Kim KH, Global MHD simulation of a prolonged steady weak southward interplanetary magnetic field condition, *J. Astron. Space Sci.* 37, 77-84 (2020). <https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.2.77>
13. Kim HE, Lee E, Observation of transition boundary between cold, dense and hot, tenuous plasmas in the near-Earth magnetotail, *J. Astron. Space Sci.* 37, 95-104 (2020). <https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.2.95>
14. Awuor AO, Baki P, Olwendo J, Kotze P, Storm-time behaviour of meso-scale field-aligned currents: case study with three geomagnetic storm events, *J. Astron. Space Sci.* 36, 133-147 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.3.133>
15. Shin Y, Lee E, Lee JJ, Analysis of field-aligned currents in the high-altitude nightside auroral region: cluster observation, *J. Astron. Space Sci.* 36, 1-9 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.1.1>
16. Yoo JH, Lee DY, Kim E, Seo H, Ryu K, et al., A substorm injection event and the radiation belt structure observed by space radiation detectors onboard next generation small satellite-1 (NEXTSat-1), *J. Astron. Space Sci.* 38, 31-38 (2021). <https://doi.org/10.5140/JASS.2021.38.1.31>
17. Lee DY, Recent progress in the theoretical understanding of relativistic electron scattering and precipitation by electromagnetic ion cyclotron waves in the Earth's inner magnetosphere, *J. Astron. Space Sci.* 36, 45-60 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.2.45>
18. Jee G, Ham YB, Choi Y, Kim E, Lee C, et al., Observations of the aurora by visible all-sky camera at Jang Bogo station, Antarctica, *J. Astron. Space Sci.* 38, 203-215 (2021). <https://doi.org/10.5140/JASS.2021.38.4.203>

19. Cherkos AM, Solar flux effects on the variations of equatorial electrojet (EEJ) and counter-electrojet (CEJ) current across the different longitudinal sectors during low and high solar activity, *J. Astron. Space Sci.* 40, 45–57 (2023). <https://doi.org/10.5140/JASS.2023.40.2.45>
20. Jee G, Fundamentals of numerical modeling of the mid-latitude ionosphere, *J. Astron. Space Sci.* 40, 11–18 (2023). <https://doi.org/10.5140/JASS.2023.40.1.11>
21. Park J, Mende SB, Eastes RW, Frey HU, Climatology of equatorial plasma bubbles in ionospheric connection explorer/far-ultraviolet (ICON/FUV) limb images, *J. Astron. Space Sci.* 39, 87–98 (2022). <https://doi.org/10.5140/JASS.2022.39.3.87>
22. Kil H, The occurrence climatology of equatorial plasma bubbles: a review, *J. Astron. Space Sci.* 39, 23–33 (2022). <https://doi.org/10.5140/JASS.2022.39.2.23>
23. Jo E, Kim YH, Moon S, Kwak YS, Seasonal and local time variations of sporadic E layer over South Korea, *J. Astron. Space Sci.* 36, 61–68 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.2.61>
24. Yang TY, Kwak YS, Lee J, Park J, Choi S, The first report on the afternoon E-region plasma density irregularities in middle latitude, *J. Astron. Space Sci.* 38, 135–143 (2021). <https://doi.org/10.5140/JASS.2021.38.2.135>
25. Hong J, Kim YH, Lee YS, Characteristics of the ionospheric mid-latitude trough measured by topside sounders in 1960–70s, *J. Astron. Space Sci.* 36, 121–131 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.3.121>
26. Kwak YS, Kil H, Lee WK, Yang TY, Variation of the hemispheric asymmetry of the equatorial ionization anomaly with solar cycle, *J. Astron. Space Sci.* 36, 159–168 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.3.159>
27. Park J, Park SM, Investigation of ionospheric earthquake precursors using US-TEC data during the solar maximum of 2013–2015, *J. Astron. Space Sci.* 37, 61–68 (2020). <https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.1.61>
28. Hussien F, Ghamry E, Fathy A, Mahrous S, Swarm satellite observations of the 21 August 2017 solar eclipse, *J. Astron. Space Sci.* 37, 29–34 (2020). <https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.1.29>
29. Jee G, Ji EY, Kim E, Kwak YS, Lee C, et al., Observations for the ionosphere using European incoherent scatter (EISCAT) in the dayside polar cap/cusp and auroral region, *J. Astron. Space Sci.* 40, 1–10 (2023). <https://doi.org/10.5140/JASS.2023.40.1.1>
30. Ham YB, Jee G, Lee C, Kwon HJ, Kim JH, et al., Observations of the polar ionosphere by the vertical incidence pulsed ionospheric radar at Jang Bogo station, Antarctica, *J. Astron. Space Sci.* 37, 143–156 (2020). <https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.2.143>
31. Wu Q, Lin D, Wang W, Ward W, Thermospheric wind observation and simulation during the Nov 4, 2021 geomagnetic storm event, *J. Astron. Space Sci.* 39, 79–86 (2022). <https://doi.org/10.5140/JASS.2022.39.3.79>
32. Lee YS, Singh R, Jee G, Kwak YS, Kim YH, Polar mesospheric summer echo characteristics in magnetic local time and height profiles, *J. Astron. Space Sci.* 40, 101–111 (2023). <https://doi.org/10.5140/JASS.2023.40.3.101>

33. Kam H, Kwak YS, Yang TY, Kim YH, Kim J, et al., Characteristics of horizontal winds in the mesosphere and lower thermosphere region over Korean peninsula observed from the Korea astronomy and space science institute meteor radar, *J. Astron. Space Sci.* 38, 229-236 (2021). <https://doi.org/10.5140/JASS.2021.38.4.229>
34. Kim JH, Jee G, Choi H, Kim BM, Kim SJ, Vertical structures of temperature and ozone changes in the stratosphere and mesosphere during stratospheric sudden warmings, *J. Astron. Space Sci.* 37, 69-75 (2020). <https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.1.69>
35. Hwang J, Kwak J, Jo G, Nam U, Validation of KREAM based on in-situ measurements of aviation radiation in commercial flights, *J. Astron. Space Sci.* 37, 229-236 (2020). <https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.4.229>
36. Ahn HB, Hwang J, Kwak J, Kim K, Analysis of cosmic radiation exposure for domestic flight crews in Korea, *J. Astron. Space Sci.* 39, 51-57 (2022). <https://doi.org/10.5140/JASS.2022.39.2.51>
37. Ahn HB, Kwak J, Hwang J, Comparative analysis of cosmic radiation exposure dose due to the Russian detour route, *J. Astron. Space Sci.* 40, 59-66 (2023). <https://doi.org/10.5140/JASS.2023.40.2.59>
38. Jeong J, Oh S, Seasonal variation of cosmic ray intensity observed by the Oulu neutron monitor, *J. Astron. Space Sci.* 37, 165-170 (2020). <https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.3.165>
39. Kil H, The morphology of equatorial plasma bubbles: a review, *J. Astron. Space Sci.* 32, 13-19 (2015). <https://doi.org/10.5140/JASS.2015.32.1.13>

Author Information

Eojin Kim jinastro23@cnu.ac.kr



She studied the ionosphere using satellite and ionosonde data at the Department of Astronomy and Space Science at Chungnam National University, and earned a doctorate in ionospheric prediction modeling over the Korean Peninsula. Since then she has worked at KARI, SaTReC, KISTEP, and is currently a postdoctoral researcher at the Natural Science Research Institute of Chungnam National University, where she conducts lunar and planetary environment research.

Bokyeong Kim bkastro@cnu.ac.kr



She received her doctorate in 2020 from the Department of Space Geology at Chungnam National University, and has been working as a postdoctoral researcher at the Natural Science Research Institute of Chungnam National University since 2021. Currently she is conducting solar dynamo research.

Seongsuk Lee ssllee20@cnu.ac.kr



She conducted research on high-energy charged particles incident on Earth using spacecraft neutron detector data at the Department of Astronomy and Space Science at Chungnam National University. At the Department of Space Geology at the same university, she conducted research on the geological link between deep-sea temperatures in the Pacific Ocean using satellite and reanalysis field data. She is currently a full-time researcher at the Natural Science Research Institute of Chungnam National University, where she conducts global climate change research utilizing large-capacity ocean satellite observations.

연구논문

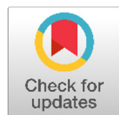
Highly Agile Actuator Development Status of an 800 mNm Control Moment Gyro (CMG)

Goo-Hwan Shin^{1†}, Hyosang Yoon¹, Hyeongcheol Kim¹, Dong-Soo Choi²,
Jae-Suk Lee², Young-Ho Shin², Eunji Lee³

¹Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon 34141, Korea

²Justek Incorporated, Pyeongtaek 17711, Korea

³Hanwha Systems, Yongin 17121, Korea



Received: October 14, 2023

Revised: October 27, 2023

Accepted: October 31, 2023

†Corresponding author :

Goo-Hwan Shin

Tel : +82-42-350-8622

E-mail : gooshin@kaist.ac.kr

Copyright © 2023 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

Goo-Hwan Shin

<https://orcid.org/0000-0002-7712-2511>

Hyosang Yoon

<https://orcid.org/0000-0002-9163-4812>

Hyeongcheol Kim

<https://orcid.org/0009-0003-4884-8721>

Dong-Soo Choi

<https://orcid.org/0009-0007-8195-5130>

Jae-Suk Lee

<https://orcid.org/0009-0001-9717-9777>

Young-Ho Shin

<https://orcid.org/0009-0007-6995-4872>

Eun-Ji Lee

<https://orcid.org/0000-0002-7159-3881>

Abstract

Satellite attitude-control actuators are equipped with a reaction wheel for three-axis attitude control. The reaction wheel rotates a motor inside the actuator to generate torque in the vector direction. When using the reaction wheel, there are restrictions on the torque values generated as the motor rotates. The torque value of the reaction wheels mounted on small satellites is approximately 10 mNm, and high values are not used. Therefore, three-axis attitude control of a small satellite is possible using a reaction wheel, but this method is not suitable for missions that require rapid attitude control at a specific time. As a technology to overcome the small torque value of the reaction wheel, the control moment gyro (CMG) is currently in wide use as a rapid attitude-control actuator in space satellites. The CMG has an internal gimbal mounted at a right angle to the rotation motor and generates a large torque value. In general, when the gimbal operates, a torque value approximately 100 times greater is generated, making it suitable for rapid posture maneuvering. Currently, we are developing a technology for mounting a controlled moment gyro on a small satellite, and here we share the development status of an 800 mNm CMG.

Keywords : control moment gyro, highly agile control, attitude control, reaction wheel assembly

1. INTRODUCTION

In order to perform its unique mission, a satellite must be oriented in the required direction in its mission orbit. In other words, when an earth observation camera is mounted, the camera must be oriented toward the earth in order to perform the observation mission. In addition, when a payload carrying out a space science mission is loaded, the attitude of the observation device must be controlled so that the sensor is aimed toward the direction of space. At this time, there can be various types of actuators required for attitude control of a satellite. Currently, the reaction wheel is the most widely used driving device for high-precision attitude control of satellites. The reaction wheel is most commonly used as an attitude-control drive device for ultra-small cube satellites, small-scale satellites, and mid- to large-scale satellites, as considerable amounts of heritage and reliability in space must be guaranteed. However, the torque generated by

reaction wheels is extremely limited. In other words, only relatively low torque is generated, making this device not feasible for use when it is necessary to control the direction of a satellite quickly. In particular, it has the disadvantage of not being able to generate the fast rotation speed of 1 to 10 deg/s required by earth observation satellites or military satellites that require high mobility [1]. In general, this level of required fast maneuvering is a performance metric that cannot be met by a momentum exchange actuator (momentum wheel assembly, MWA) or a reaction wheel (reaction wheel assembly, RWA) of the types currently mainly used in satellites [1]. A control moment gyro (CMG) is typically used as an actuator to meet these performance requirements [2–4]. The development of technology for the CMG, which generates the large amounts of torque required for high mobility and attitude control, is ongoing. Among actuators that use the momentum exchange principle, the CMG can produce high torque and has therefore been commonly used in two types of satellites that require such high torque levels in the United States since the early 1970s. One has been used in satellites with a very large moment of inertia, such as a space station, and the other finds use in the rapid maneuvering of earth observation military satellites, which require agile maneuverability [5]. Missions requiring agile maneuverability are steadily increasing and include military satellites, observation satellites, and satellite-based scientific missions. Therefore, the development of a CMG suitable for micro-satellites began in 2022 through cooperation between domestic industries, academia and research institutes. In the present study, we introduce the development status of the hardware, software, and mounting methods used in the development of ultra-small CMGs that can be mounted on domestic satellites.

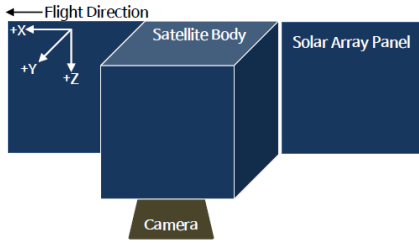
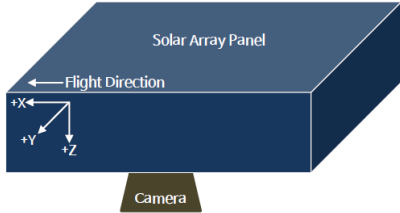
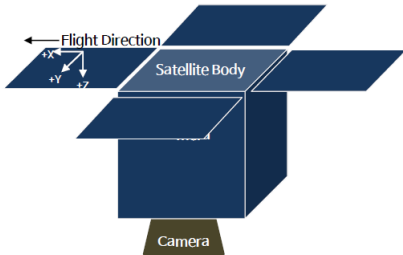
2. CMG SPECIFICATIONS

Satellites can be classified into various types according to factors such as their weight and mission. In this study, development standards were established while taking into account the physical characteristics of the ever-increasing number of microsatellites. In relation to this, satellites have various moments of inertia (MoI) depending on their mission-based configuration. Table 1 below describes the pros and cons of rapid maneuvering when using the RWA or CMG strategies depending on the development shape of the satellite structure.

MoIs of various sizes are calculated according to the various shapes of microsatellites, and CMG development specifications suitable for microsatellites capable of rapid maneuvering on each axis have been defined and developed, as shown in Table 2.

Table 2 shows the possible satellite configurations, and the MoI for each configuration has different values. Assuming CMGs are mounted on a small satellite, MoI depending on the satellite configuration is distributed from 1.5 kgm² to 60 kgm². Therefore, this CMG determined the CMG's specifications that can maneuver at 10 deg per second considering the configuration of the small satellite as shown in Table 1.

Table 1. Mol pros and cons considering various spacecraft configurations

Spacecraft configurations	Description
 <p>Type#1 satellite configuration</p>	<p>Considering the optimal placement of the CMG, the satellite shape has the advantage of being able to observe the observation target (+Y axis) quickly from the satellite's flight direction (+X axis) to the left and right.</p> <ul style="list-style-type: none"> – RWA: A shape that makes it difficult to maneuver quickly at 10 deg/s on each axis – CMG: A shape capable of rapid maneuvering at 10 deg/s on each axis
 <p>Type#2 satellite configuration</p>	<p>Considering the optimal placement of the CMG, the shape of the satellite makes it difficult quickly to observe the observation target (+Y axis) from the satellite's flight direction (+X axis) to the left and right.</p> <ul style="list-style-type: none"> – RWA: A shape that makes it difficult to maneuver quickly at 10 deg/s on each axis – CMG: A shape that makes it difficult to maneuver quickly at 10 deg/s on each axis
 <p>Type#3 satellite configuration</p>	<p>Considering the optimal placement of the CMG, the satellite shape has the advantage of being able to observe the observation target quickly (+Y axis) from the satellite's flight direction (+X axis) to the left and right.</p> <ul style="list-style-type: none"> – RWA: A shape that makes it difficult to maneuver quickly at 10 deg/s on each axis – CMG: A shape capable of rapid maneuvering at 10 deg/s on each axis

Mol, moments of inertia; RWA, reaction wheel assembly; CMG, control moment gyro.

Table 2. 800 mNm CMG specifications

Items	Specifications
Momentum	800 mNms
Torque	800 mNm
Dimensions	158 mm
Mass	3.5 kg
Communications	RS422
Voltage	+28 V

CMG, control moment gyro.

3. CMG DESIGN

3.1 CMG Electrical Configuration

A CMG consists of a spin motor that rotates at a high speed and a gimbal motor that generates high torque by controlling the angular speed of the spin motor as it rotates at a high speed. Because it must be used as a highly agile attitude-control driving device for ultra-small satellites, all circuit parts that can be commonly applied are unified in consideration of the volume and power consumption (Fig. 1).

3.2 CMG Mechanical Configuration

Spin motors rotate at high speeds and thus there should be no interference with surrounding structures or electronic components. Therefore, the shaft is configured as shown in Fig. 2 below for stable support when the spin motor rotates at a high speed. In addition, in order to generate high torque from a spin motor rotating at a high speed,

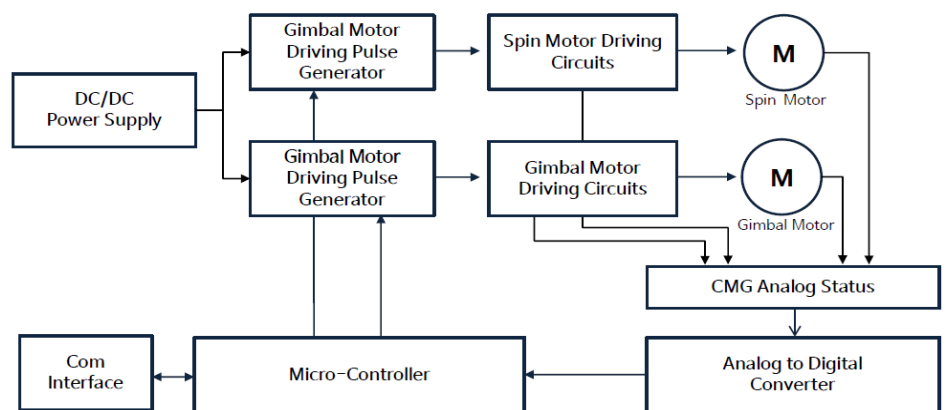


Fig. 1. Internal configuration diagram of the 800 mNm CMG electronics unit, where the power supply unit and communication unit are integrated to minimize the number of applied parts. CMG, control moment gyro.

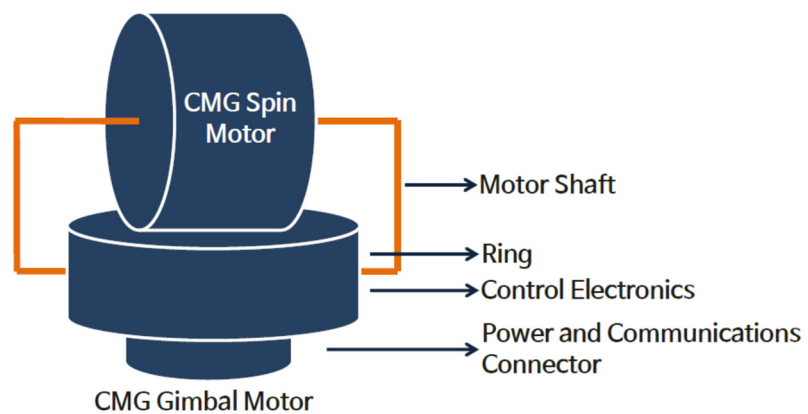


Fig. 2. Internal configuration diagram of the 800 mNm CMG structure: the structure is composed of a spin motor driving part and a gimbal motor driving part, and each motor transmits and receives data through a slip ring. CMG, control moment gyro.

the structural shape is designed to enable control of the gimbal motor at a constant angular speed. Data and power between the two motors are supplied through a slip ring. The rotational angular speed and status information of each motor are obtained through the slip ring and a communication transceiver at the bottom.

3.3 CMG Clustering

The torque direction of each CMG must be controlled to generate a high torque in a specific direction so that the target can be quickly maneuvered using the rotational angular velocity of the spin motor rotating at a high speed. In general, driving force is obtained by using a RWA and CMG in a cluster format to generate the torque necessary for posture maneuvering. For missions that do not require agile maneuverability, the RWA is configured in a certain format to ensure the necessary attitude-control driving force. Satellite three-axis attitude control using a RWA involves a pyramid shape. Each RWA remains in an uncontrolled state when the rotation speed is saturated above a certain speed. Fortunately, for the RWA, the saturated rotational angular velocity can normally be controlled using a magnetorquer. For the CMG, there are certain gimbal angle sets where certain directions of torque cannot be generated. Maneuvering performance is degraded in such gimbal angle sets; target torque could not be generated as intended, falling into uncontrollable states. Such uncontrollable case at the specific gimbal angle state is called a singularity, and an algorithm must be implemented to avoid such an area when the CMG operates. Fig. 3 below describes the pros and cons of each cluster configuration. The pyramid-type arrangement has an advantage such that the available momentum envelope is not biased in a specific direction. Therefore, the momentum capacity can be distributed evenly, and this arrangement is ideal for three-axis posture control [6]. However, because there is a complex area in which singularities

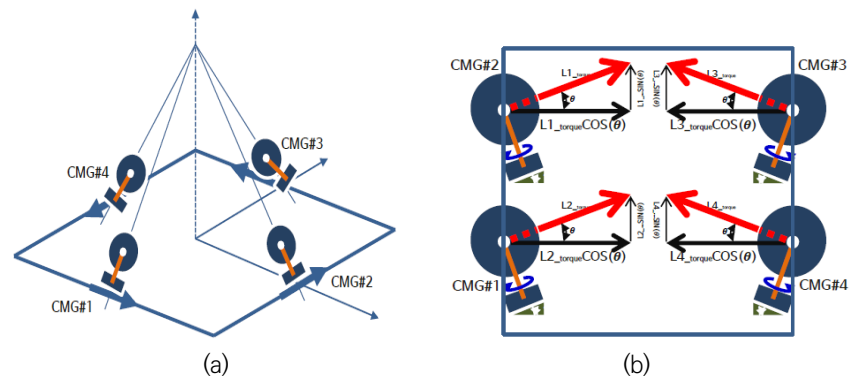


Fig. 3. CMG clustering assembly: (a) Type1 of CMG clustering assembly: the pyramid-type arrangement of CMG (b) Type2 of CMG clustering assembly: the rooftop-type arrangement of CMG. CMG, control moment gyro.

exist within the momentum envelope, there is a high possibility that maneuvering will be disrupted at that point [7]. In addition, there are cases in which singularity avoidance inevitably involves a change in the angular momentum, which has the disadvantage of making the mounting and use of this arrangement difficult on an actual satellite [6].

The rooftop-type arrangement is a CMG arrangement that has been widely used recently. Unlike the pyramid-type arrangement, the area in which the singularity exists inside the momentum envelope is simple, offering the advantage of relatively easy singularity-avoidance maneuvers [8].

For a rooftop CMG array, if six or more wheels are used, attitude-control maneuvers can be performed without restrictions due to singularity problems. Additionally, even when only four wheels are used, the singularity problem can easily be solved through feasible methods such as limiting the operation area of the CMG gimbal or applying null motion [9]. However, because the momentum envelope is elongated in a specific direction, there is a disadvantage in that the momentum capacity is not evenly distributed. However, this feature is not always necessarily a disadvantage because the momentum capacity can be increased on a specific axis when high-speed maneuvering is required [6].

4. CMG MANUFACTURING AND TEST RESULTS

4.1 CMG Prototype Fabrication

The main hardware components make up the CMG are magnets, coils, and bearings. The CMG, a driving device applied to a satellite, is a component that rotates continuously after launch and continues to operate until the end of the mission. Therefore, it must be manufactured with parts that are highly reliable at the manufacturing stage. In addition to the electromagnet component, a spin motor and a gimbal motor are used as driving

parts, with these motors controlled by the satellite using a field effect transistor (FET). Among CMG components, slip ring parts are used to ensure the electrical connection between the spin motor and the gimbal motor.

The design of the bottom of the CMG included bolt holes for assembly onto the satellite. The CMG internal spin motor rotates at a high speed and is manufactured with simulations of the bolt quantity and diameter to minimize the effects of vibration. Fig. 4 shows the internal shape of the 800 mNm CMG and the shape in which the cover is manufactured. The overall size considering the CMG cover, at 108 mm × 108 mm × 158 mm, was selected with the goal of mounting a micro-satellite.

4.2 CMG Cluster Assembly

The CMG cluster consists of a total of four clusters. CMG #1 and CMG #2 were manufactured to be arranged on the same axis, and CMG #3 and CMG #4 were also arranged on the same axis. Additionally, an electronic control device for data distribution and for the power supply was placed in the central part of the CMG cluster.

In the CMG cluster configuration, the spin motor rotates in the direction of the red arrow. The CMG gimbal motor rotates in the direction of the black arrow in Fig. 5, and the torque of an individual CMG is shown in blue in Fig. 5. When these torque values are added in the vector direction, torque and momentum suitable for high mobility are generated.

4.3 CMG Cluster Experiment and Test

The pros and cons of the CMG combination were described in previous research results. Therefore, an operability test according to the CMG cluster production was

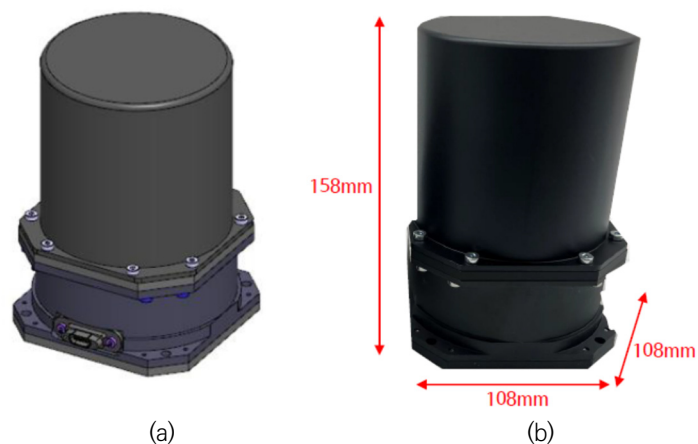


Fig. 4. Fabrication of the 800 mNm CMG hardware. (a) CMG external configuration, (b) CMG manufacturing configuration. CMG, control moment gyro.

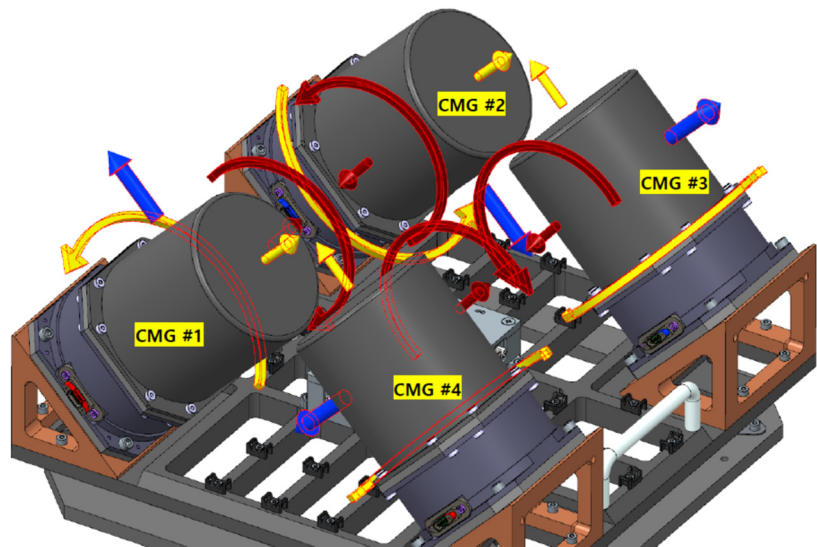


Fig. 5. 800 mNm CMG cluster hardware fabrication configuration. CMG, control moment gyro.

conducted, as shown in Fig. 6. The main components tested here consisted of a CMG cluster, a power supply, and control software. The CMG cluster and control computer were configured to be connected via a USB communication link.

The basic operation and torque generation of the CMG were tested in the environment shown in Fig. 6, and the results shown in Table 3 below were derived.

5. CONCLUSION

Satellite attitude-control technology using reaction wheels is a very old technology, continuing to find use, however, as it is a highly reliable technology. However, the torque value is low and insufficient for satellites that require quick control of the attitude and that must observe a target during flight. The reaction wheel has a rotational angular speed of about 1 deg/s per second, making quick rotations virtually impossible. Typical

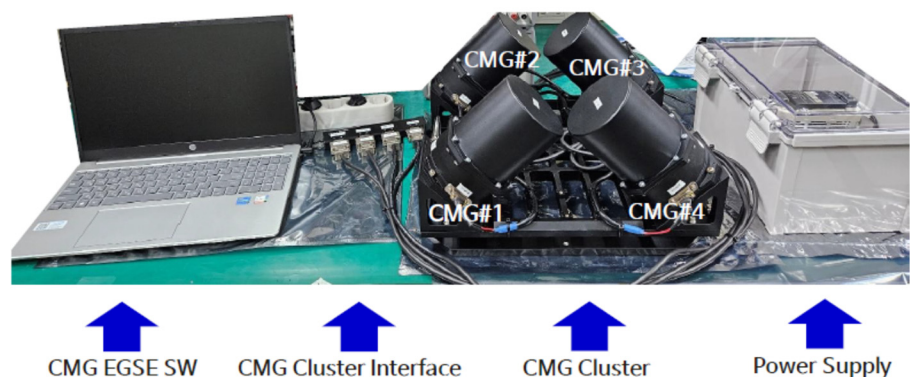

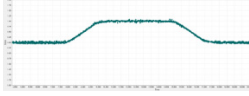


Fig. 6. Cluster hardware performance test configuration using a combination of four 800 mNm CMGs. CMG, control moment gyro.

Table 3. 800 mNm CMG test results

CMG#	Requirements		Spin motor speed	Gimbal motor speed
	Spin speed	Gimbal speed		
1	0–5,000 rpm	0–2 arcsec/s		
2	0–5,000 rpm	0–2 arcsec/s		
3	0–5,000 rpm	0–2 arcsec/s		
4	0–5,000 rpm	0–2 arcsec/s		

CMG, control moment gyro.

missions are complex and rapid attitude control of the satellite is necessary to observe various targets in a limited time. Hence, a CMG must be used to meet the rotational angular velocity per second requirement of at least 10 deg/s. Here, a CMG study was conducted to generate torque suitable for microsatellites. Although various types of satellite shapes have been designed, a CMG development standard was established considering the MoI value according to the shape of an earth observation satellite. The torque generated by the developed CMG is approximately 800 mNm, and tests were conducted of its functional operating capabilities by forming a cluster. It was confirmed through testing that each CMG generates torque of 800 mNm. In order to be mounted on a satellite, a CMG cluster configuration was used, and it was confirmed through production that each CMG meets the performance of a CMG suitable for a micro-satellite considering the corresponding vector value.

Acknowledgments

This work was supported by the program of the CMG-based Small Satellite Agile Attitude Control Technology funded by the Hanwha Systems of Korea.

References

1. Rhee SW, Kwon HJ, Low cost small CMG performance test and analysis, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 543–552 (2011). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.6.543>
2. Defendini A, Lagadec K, Guay P, Blais T, Griseri G, Low cost CMG-based AOCS designs, Proceedings of the 4th ESA International Conference, Noordwijk, Netherlands, 18–21 Oct 1999.
3. Roser X, Sghedoni M, Control moment gyroscopes (CMG's) and their application in future scientific missions, Proceedings of the 3rd International conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Noordwijk, Netherlands, 26–29 Nov 1996.
4. Lappas VJ, Steyn WH, Underwood C, Torque amplification of control moment gyros, Electron. Lett. 38, 837–839 (2002). <https://doi.org/10.1049/el:20020590>

5. Lappas V, Steyn WH, Underwood C, Design and testing of a control moment gyroscope cluster for small satellites, *J. Spacecr. Rockets* 42, 729–739 (2005). <https://doi.org/10.2514/1.7308>
6. Hyungjoo Y, Current state of the satellite attitude maneuver technology using high-torque actuators, in the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2017 Spring Conference, Samcheok, Korea, 19–21 Apr 2017.
7. Dominguez J, Wie B, Computation and visualization of control moment gyroscope singularities, in AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Monterey, CA, 5–8 Aug 2002.
8. Wie B, Singularity analysis and visualization for single-gimbal control moment gyro systems, *J. Guid. Control Dyn.* 27, 271–282 (2004). <https://doi.org/10.2514/1.9167>
9. Kurokawa H, A geometric study of single gimbal control moment gyros, Report of Mechanical Engineering Laboratory, Agency of Industrial Science and Technology, Japan, No. 175 (1998).

Author Information

Goo-Hwan Shin goohshin@kaist.ac.kr



Dr. Goo-Hwan Shin did research on small-scale satellites and core space technologies for several years at KAIST SaTReC. Currently, He is studying and developing a formation flight satellite using micro-satellites like CubeSats. His interests include

solar array systems with high photovoltaic power conversion efficient, electric propulsion systems, control moment gyro systems, laser communications, inter-satellite links and high resolution SAR antenna systems.

Hyosang Yoon hyosang.yoon@kaist.ac.kr



Prof. Hyosang Yoon received his Ph.D. in Aerospace Engineering from MIT in the United States in 2017. He is currently an assistant professor in the Department of Aerospace Engineering at KAIST. Before joining the university, he worked as a

guidance and control engineer for satellites at Satrec Initiative in Daejeon and at Planet Labs Inc. in San Francisco, USA. His research interests include CubeSat systems, satellite attitude determination and control, ultra-low orbit satellite systems, and space laser communications. Additionally, he has a keen interest in Earth atmospheric observations using CubeSats.

Author Information

Hyeongcheol Kim poinsettia80@kaist.ac.kr



He is a master's student in the aerospace engineering department of KAIST, and he is working under the supervision of professor Hyosang Yoon. His research field is attitude control with CMG and angular momentum management of GEO satellites.

He is participating in multiple cubesat development projects in his laboratory now.

Young-Ho Shin yhshin@justek.com



Mr. Yeong Ho Shin received the M.S. degree in electrical engineering from TECH University OF Korea, Siheung-si, Gyeonggi-do, Korea, with the Embedded Application Laboratory (EALAB), in 2021. His research interests include design and Application of non-linear control

system He conducted electrical and F/W design at Justek, INC.

Dong-Soo Choi dsshoi@justek.com



Dr. Dong Soo Choi (Member, IEEE) received the B.S., M.S., and Ph.D. degree in electrical engineering and computer science from Seoul National University, Seoul, South Korea, in 1996, 1998, and 2002, respectively.

Currently, he is working as a CEO of JUSTEK, Inc., Gyeonggi-do, South Korea. His current research areas include nonlinear control theory and its applications to high-precision motion control of linear servo motors.

Eunji Lee lej315@hanwha.com



Dr. Eunji Lee did research at precise orbit determination for space situational awareness. Currently, she is designing and analyzing space system for special mission.

Jae-Suk Lee Jaesuk.lee@austek.co.kr



He performed mechanical design work at Samsung Electronics and Seagate technology, LLC during pasted 20 years. Currently, he conducted CMG mecha design at Justek, INC.

연구논문

100 MeV 양성자가속기를 활용한 SRAM SEE(Static Random Access Memory Single Event Effect) 시험 연구

한우제^{1†}, 최은혜¹, 김경희¹, 정성근²

¹한국산업기술시험원

²(주)엠아이다



Received: October 2, 2023

Revised: October 16, 2023

Accepted: October 20, 2023

†Corresponding author :

Wooje Han

Tel : +82-55-791-3680

E-mail : wooje@ktl.re.kr

Copyright © 2023 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

Wooje Han

<https://orcid.org/0000-0002-2625-9235>

Eunhye Choi

<https://orcid.org/0009-0009-5968-1377>

Kyunghee Kim

<https://orcid.org/0009-0005-4322-1684>

Seong-Keun Jeong

<https://orcid.org/0009-0000-3236-6304>

A Study of Static Random Access Memory Single Event Effect (SRAM SEE) Test using 100 MeV Proton Accelerator

Wooje Han^{1†}, Eunhye Choi¹, Kyunghee Kim¹, Seong-Keun Jeong²

¹Korea Testing Laboratory, Jinju 52782, Korea

²MID, Daejeon 34025, Korea

요약

본 연구는 국내 100 MeV 양성자가속기와 우주부품시험센터 우주전문시험시설기반을 활용하여 우주부품의 우주 방사선환경 시험검증 기술을 개발하고자 한다. 우주개발의 진전에 따라 고도화된 위성의 임무는 위성의 핵심부품인 메모리 등에 고집적 회로를 필수적으로 사용하고, 태양전지, 광학센서 및 opto-electronics 등 부수 장치에 반도체 소자의 활용이 증가하고 있다. 특히, 전자부품을 우주에 적용하기 위해서는 우주환경 시험을 반드시 거쳐야 하며, 그 중 가장 중요한 것이 고 에너지 방사선환경에서의 우주부품시험이다. 따라서 이에 필요한 우주 방사선 환경 구현 시설을 갖추어 체계적인 시험절차를 수립할 필요가 있다. 한국산업기술시험원 우주부품시험센터는 메모리 부품에 대한 방사선 시험 장치를 제작하고 이를 이용한 메모리 방사선 영향 평가 시험을 수행하였다. 경주양성자가속기에서 100 MeV 양성자를 활용하여 한국에서 활용가능한 수준의 방사선 시험을 진행하였다. 이러한 시험을 통해 메모리 반도체에서 나타나는 single event upset을 관찰할 수 있었다. 향후 해당 시험을 체계화하여 우주산업화에 기반을 마련하고자 한다.

Abstract

This study aims to develop technology for testing and verifying the space radiation environment of miniature space components using the facilities of the domestic 100 MeV proton accelerator and the Space Component Test Facility at the Space Testing Center. As advancements in space development progress, high-performance satellites increasingly rely on densely integrated circuits, particularly in core components like memory. The application of semiconductor components in essential devices such as solar panels, optical sensors, and opto-electronics is also on the rise. To apply these technologies in space, it is imperative to undergo space environment testing, with the most critical aspect being the evaluation and testing of space components in high-energy radiation environments. Therefore, the Space Testing Center at the Korea testing laboratory has developed a radiation testing device for memory components and conducted radiation impact assessment tests using it. The investigation was carried out using 100 MeV protons at a low flux level achievable at the Gyeongju Proton Accelerator. Through these tests, single event upsets observed in memory semiconductor components were confirmed.

핵심어 : 메모리, 우주방사선, 양성자 시험

Keywords : memory, space radiation, proton test

1. 서론

전세계적으로 우주산업 활성화가 진행됨에 따라 다양한 우주환경에서 필요한 전자부품들이 증가하고 있다[1]. 위성이 작동하는 우주환경은 지상의 환경과 여러 가지 면에서 다른데, 여러 차이점 중 가장 중요한 것이 바로 우주방사선이다. 반도체를 활용한 전자부품의 경우 재료적인 한계로 인해 방사선이 부품작동에 막대한 영향을 미친다[2].

우주방사선 환경으로는 자외선, X-선 등 고에너지 전자파와 수백 keV에서 수십 MeV에 이르는 전자와 이온으로 구성된 반알렌대, 그리고 수백 MeV 이상의 하전입자(양성자 85%, α 입자 14%, 중이온 1%)로 구성된 우주선 등이 대표적이며, 이들 중 특히 반알렌대 및 우주선의 고에너지 하전입자는 반도체 등 우주 전자부품과 위성소재에 심각한 영향을 초래할 수 있다[3]. 이러한, 양성자, 중성자, 중이온 및 알파 입자와 같이 종류가 다양한 우주방사선은 반도체의 민감한 영역에 다양한 장애 또는 단일사건 효과를 유발하며 시스템에 원치 않는 영향을 발생시킬 수 있다[4].

단일사건효과(single event effect, SEE)는 고에너지 우주 입자가 위성 내부에 탑재된 전자소자에 일시적인 문제를 발생시키는 현상을 의미한다[5]. 입사된 고에너지 입자는 자신의 에너지를 잃고 전자-정공쌍을 생성하는데, 이때 생성된 입자가 단위 거리당 이동하는 물질로 전달하는 에너지양을 LET(linear energy transfer)라고 하며, 입사하는 입자의 종류, 전하상태와 물질의 종류에 따라 달라지며 입자의 에너지에 따라 SEE가 발생하는 종류가 다양하다. 반도체 표면에서 외부로부터 고에너지 입사가 빈번히 생성이 되며, 전자-정공 쌍이 많아질 경우 공핍층에 걸린 전기장이 외부 영역에까지 영향을 미쳐 위성 주변 전하를 더욱 가속시키기 때문에 더 많은 전하가 위성에 모이게 되는 특성이 있다[6].

SEU(single event upset)는 반도체 내부로 침투한 고에너지 입자가 메모리를 구성하는 부분에 상태변화를 일으키는 현상이다[7]. 반도체 메모리의 종류는 매우 다양하나 우주에서 사용하는 부품은 주로 SRAM(static random access memory), flash, flop과 latch 등이 있다. SEU 경우 메모리의 기기 이상을 일으키는 비트 수에 따라 SBU(single-bit upset)와 MBU(multi-bit upsets)로 구분이 되어 있는데, SEU는 SEE 현상에서 위성운영에 관련하여 가장 일반적으로 많이 발생하는 현상이다[8].

다양한 범위의 LET를 가진 중이온 가속기를 사용한 latch-up 분석이 주로 사용되어 왔으나, 국내에서는 해당시험을 수행할 수 있는 중이온가속기가 현재 개발 중에 있다[9]. 해당 가속기가 우주시험에 활용되기까지는 아직 많은 연구가 필요하며, 우주산업 활성화에 맞추어 국내 기술로 접근 가능한 시험기술 연구 개발이 필수적이다.

본 연구는 100 MeV 양성자 가속기에서 확인가능한 SRAM의 SEU의 분석방법을 확립하고 결과를 획득하는 것이다. 이를 기반한 장비로 해외시험설비를 사용하기 전 사전 시험하는 프로세스를 제공하여 시험에 들어가는 기회비용을 줄일 수 있게 하려고 한다.

2. 재료 및 방법

사용한 메모리 부품은 (주)넷솔의 16 Mb Async. Fast Ram이다. 메모리의 구성은 Fig. 1과 같다. 시험부품의 로직은 일반적인 SRAM과 다르지 않으며, 우주용 소자설계기술이 적용되지 않은 제품이다. 해당 부품을 활용한 시험을 수행하여 상용부품의 접근 기회를 넓히고자 하였다.

메모리 분석장비는 Xilinx의 FPGA를 사용하여 single event effect 중 SEU을 관찰하기 위해 메모리의 read/write를 조절하여 시험장치를 구성하였다[10]. (주)넷솔의 16 Mb SRAM를 보드에 장착하고 보드와 FPGA serial 케이블로 연결하여 필요한 전압과 결과를 동시에 전송 가능한 시험장비를 구성하였다.

메모리에 기록된 정보의 변화를 관찰하기 위해 메모리 셀을 기준으로 전체에 “0” 또는 “1”을 기록 후 방사선을 조사하는 static 시험과 dynamic classic {↑(w0):↑(r0):↑(w1):↑(r1)}를 활용한 dynamic 시험을 구성하였다. 이때, all “0”은 “0x0000”, all “1”은 “0xFFFF” 패턴을 이용하였다.

방사선원은 경주양성자가속기(korea multi-purpose accelerator complex, KOMAC)의 시험시설에서 100 MeV 양성자를 이용하였다. 저궤도 우주환경을 고려하여 10^5 의 fluence [cm^2] level부터 SEU 확인 실험을 수행하였다.

3. 결과

방사선 시험 장비는 경주양성자가속기 TR102에 Fig. 2와 같이 시험품을 설치하고, 초기작동 검사를 수행하였다. 메모리에 All “0” 또는 “1”의 패턴을 기록하고 같은 패턴을 읽어오는 시험을 반복하였다. 이때 발생하는 error 수는 0으로 DUT(device under test) 및 시험보드의 정상작동을 확인하였다.

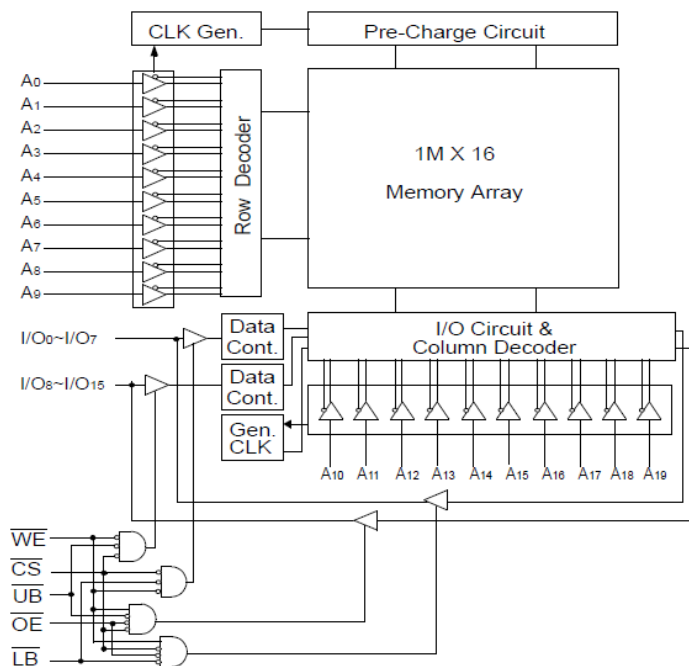


Fig. 1. SRAM (S6R1616W1M) structure. SRAM, static random access memory.

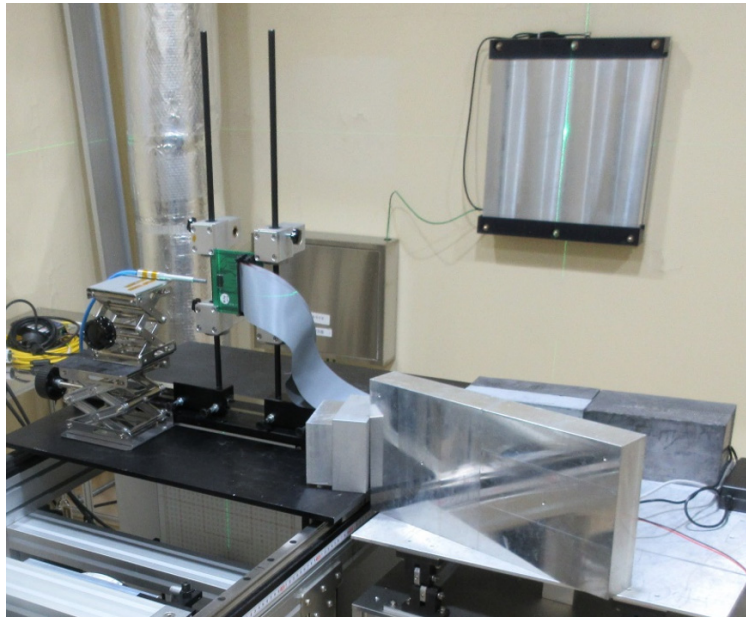


Fig. 2. Image of device under test (DUT).

Fig. 3은 static 시험으로 수행된 패턴에 따른 단일사건효과(SEU) 발생 수를 나타냈다. 장치가 켜진 상태에서 all “0”을 기록한 결과와 all “1”을 기록하고 양성자가 조사되었을 때 10^6 의 fluence [cm^2] 영역에서부터 SEU가 관찰되었다. 이후 조사되는 양성자 입자수의 증가에 따라 SEU 발생빈도가 증가하는 것을 확인할 수 있다. “0”과 “1”의 차이는 order 단위에서 비슷하게 맞춰지는 결과를 확인하였다. 쓰여진 data에 의해 상대적으로 “1” pattern에서 취약해 보이는 것처럼 보이나, SRAM 작동원리를 이해하면 두 개 차이가 없음을 확인할 수 있다.

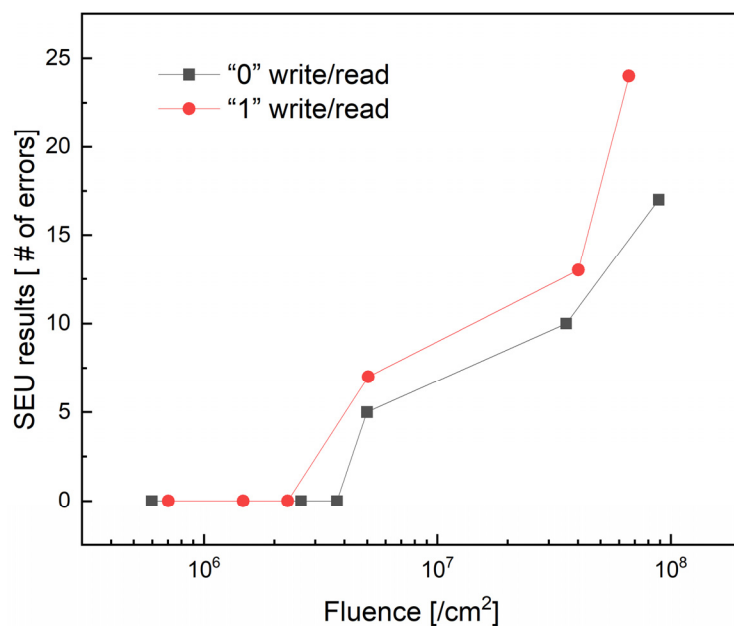


Fig. 3. SEU dynamic test results of SRAM. SEU, single event upset; SRAM, static random access memory.

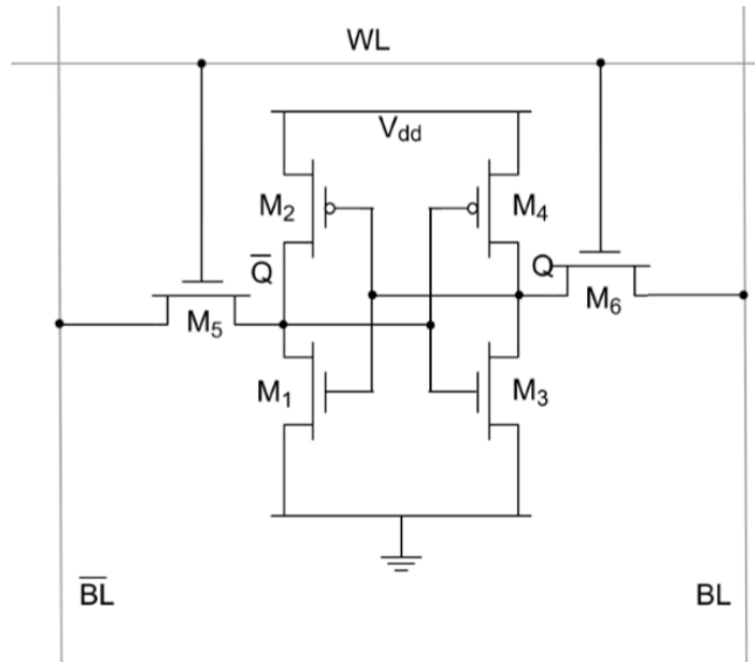


Fig. 4. SRAM structure. SRAM, static random access memory.

SRAM은 Fig. 4와 같은 WL, BL, BL_bar의 3개의 라인이 존재한다. 데이터를 저장에 있어 BL wire의 신호변화가 생기면 “0”, BL_bar wire의 신호변화가 생기면 “1”을 저장하게 되는데, 읽어 오는 과정 역시도 이 부분이 반영되어 있기 때문에 wire가 존재하는 확률과 양성자들과의 마주칠 확률이 서로 반반인 메모리이므로 두 개의 값이 SEU 발생수가 크게 변화할 수 없다[11].

이러한 결과는 Fig. 5에서와 같이 누적된 방사선량에 따른 SEU 발생 수를 비교하여 확인할 수 있다. Fig. 5는 SRAM에서 발생한 SEU에 대해 물리적인 cell mapping을 구현한 것이다. Memory의 physical address를 확보하여 실제 SEU와의 연관성을 통해 인접영역에 일어나는 변화를 확인하기 위하여 분석하였다. 메모리 소자에 WL, BL, BL_bar 정보를 바탕으로 SEU 발생 주소를 확인한 후 메모리 셀들을 2차원적으로 표현하였다. 검은 태두리로 보이는 것이 WL, BL, BL_bar의 정보이고 회색 바탕은 정상적인 cell, 빨간색 cell은 SEU가 발생한 영역을 나타내었다. 이때 조사한 빔의 fluence가 4.5 E+9 수준이다. Fig. 5(a)에서는 “0”의 SEU 발생 수로 1905가 확인되었고, Fig. 5(b)에서는 “1”의 발생 수로 1,948로가 확인되었다. 해당제품에서는 SEU가 인접하여도 2-3 cell 정도의 규모로 발생되고, 조사하는 면적과 상관없이 일정한 수준의 SEU가 발생한 것을 확인할 수 있다. 이러한 결과는 사용한 선원에 대한 차이이다 [12]. ECSS에서 양성자를 이용한 SEU 시험은 500 MeV까지 권장하고 있다. 국내에서 활용할 수 있는 최대 에너지를 사용한 결과에도 2-3 cell 수준의 MBU이 관찰된 것으로 알 수 있다. 또한 LET 분석이 가능한 중이온선원의 경우 이보다 더 많은 수의 SEU가 관찰될 것이고 이때는 fluence를 조절해야 할 것이다.

Fig. 6는 SRAM에 dynamic 시험을 수행한 SEU 결과이다. 계속적으로 write/read 반복됨에 따라 error 차이는 더 확대되는 결과를 확인하였다. 해당 표는 처음 조사한 선량을 바탕으로 축적된 선량에 따라 발생한 SEU를 나타내었다. 일반적으로 static test보다 dynamic test가 더 취약한 결과가 나오는 것이 알려져 있는데, 본 그룹의 시험에서도 비슷한 결과를 관찰

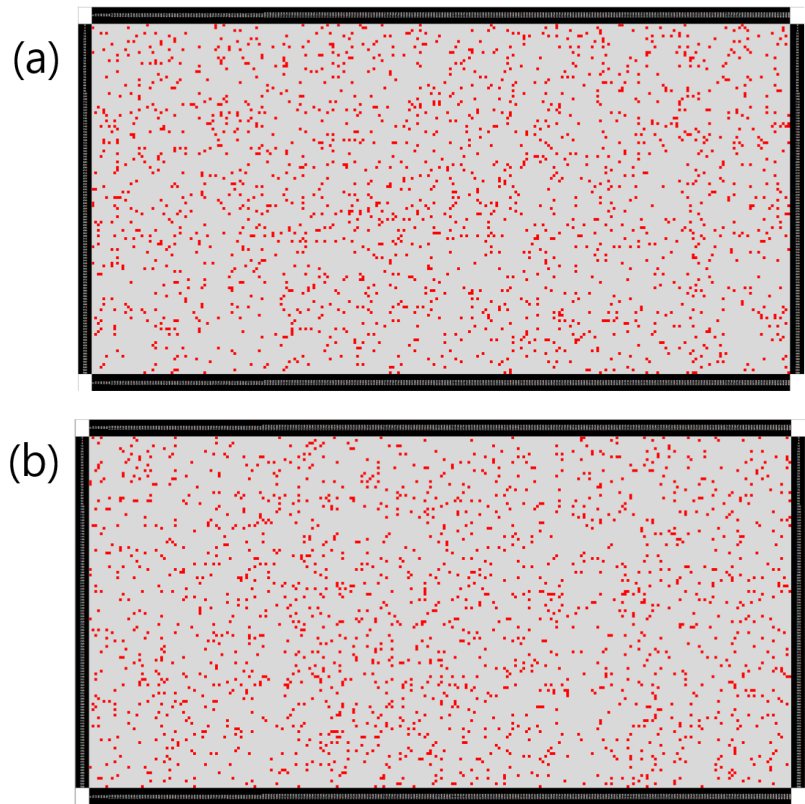


Fig. 5. SEU mapping results of SRAM: (a) "0" write/read and (b) "1" write/read. SEU, single event upset; SRAM, static random access memory.

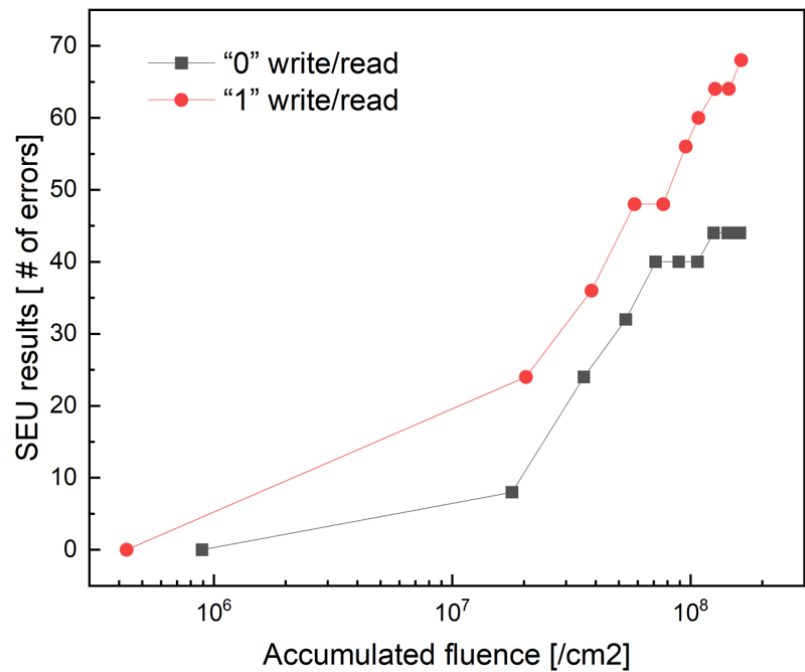


Fig. 6. SEU dynamic test results of SRAM. SEU, single event upset; SRAM, static random access memory.

하였다. 이러한 현상은 메모리에서 data를 읽어오는 static test와 달리 dynamic test에서는 data 값을 쓰는 action이 추가된 것에 기인한 것으로 확인하였다. 메모리구동 중에 BL, BL_bar line에 직접적으로 방사선이 전류의 흐름을 방해하면서 이러한 결과를 발생하였다. 특히 “0”이 저장되었을 때는 ground 전위가 연결되어 있고 “1” 저장되었을 때는 Vdd에 연결되면서 이러한 부분에 있어 “0”이 더 전위회복이 쉽게 이루어졌음을 확인하였다. 누적된 방사선으로 static, dynamic test 따라 SEU가 발생한 것을 관찰하였다[13].

4. 결론

본 연구는 국내 100 MeV 양성자가속기와 우주부품시험센터 우주전문시험시설기반을 활용하여 SRAM 부품의 SEU 검증 시험기술을 개발하였다. 양성자가속기에서 수행된 시험에서는 조사되는 양성자 입자수의 증가에 따라 SEU 발생빈도가 증가하는 것을 확인할 수 있다. SRAM 구동방식에 따라 “0”, “1”의 시험결과가 유사하게 나타났고, dynamic 시험이 더욱 더 민감한 SEU가 관찰되었다. 낮은 양성자 에너지에 따라 관찰할 수 있는 결과는 한정적이지만, 같은 분석 장비를 활용한 해외 LET 시험수행전 사전 데이터로 활용할 수 있다.

본 기술을 활용해 시험기술 국산화를 위해 가속에너지를 조절한 SEU 시험을 수행하고자 하며, 이는 국내에서 저 에너지 LET 시험기반을 확보할 수 있을 것이다. 향후 해당 시험을 체계화하여 우주산업화의 기반을 마련하고자 한다.

감사의 글

이 논문은 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다(NRF-2019M1A3B2A01067932, NRF-2021M2D1A1045669).

References

1. Wall J and Sinnadurai N, The past, present and future of EEE components for space application: COTS-the next generation, Proceedings of the 1998 IEEE International Frequency Control Symposium (Cat. No.98CH36165), Pasadena, CA, USA, 392-404 (1998) <https://doi.org/10.1109/FREQ.1998.717933>
2. Budroweit J, Patscheider H, Risk assessment for the use of COTS devices in space systems under consideration of radiation effects, Electronics 10, 1008 (2021). <https://doi.org/10.3390/electronics10091008>
3. Douglas S, EEE parts selection for space missions, NASA Electronic Parts and Packaging (NEPP) Program, Document ID 202300094761 (2023).
4. Olifer L, Mann IR, Kale A, Mauk BH, Claudepierre SG, et al., A tale of two radiation belts: the energy-dependence of self-limiting electron space radiation, Geophys. Res. Lett. 48, e2021GL095779 (2021). <https://doi.org/10.1029/2021GL095779>
5. Pearton SJ, Aitkaliyeva A, Xian M, Ren F, Khachatrian A, et al., Radiation damage in wide and ultra-wide bandgap semiconductors, ECS J. Solid State Sci. Technol. 10, 055008 (2021). <https://doi.org/10.1149/2162-8777/abfc23>

6. Kobayashi D, Scaling trends of digital single-event effects: a survey of SEU and SET parameters and comparison with transistor performance, *IEEE Trans. Nucl. Sci.* 68, 124-148 (2021). <https://doi.org/10.1109/TNS.2020.3044659>
7. Shangguan SP, Ma YQ, Han JW, Cui YX, Wang YH, et al., Single event effects of SiC diode demonstrated by pulsed-laser two photon absorption, *Microelectron. Reliab.* 125, 114364 (2021). <https://doi.org/10.1016/j.microrel.2021.114364>
8. Tonigan AM, Ball D, Vizkelethy G, Black J, Black D, et al., Impact of surface recombination on single-event charge collection in an SOI technology, *IEEE Trans. Nucl. Sci.* 68, 305-311 (2021). <https://doi.org/10.1109/TNS.2021.3056898>
9. Chung Y, Kim H, Kwon M, Current status of the RAON low-energy heavy ion accelerator, *J. Korean Phys. Soc.* 80, 693-697 (2022). <https://doi.org/10.1007/s40042-021-00373-y>
10. Lesea A, Drimer S, Fabula JJ, Carmichael C, Alfke P, The rosetta experiment: atmospheric soft error rate testing in differing technology FPGAs, *IEEE Trans. Device Mater. Reliab.* 5, 317-328 (2005). <https://doi.org/10.1109/TDMR.2005.854207>
11. He Z, Cai C, Liu TQ, Ye B, Mo LH, et al., Heavy ion and proton induced single event upsets in 3D SRAM, *Microelectron. Reliab.* 114, 113854 (2020). <https://doi.org/10.1016/j.microrel.2020.113854>
12. Luo Y, Zhang F, Pan X, Guo H, Wang Y, Impact of total ionizing dose on low energy proton single event upsets in nanometer SRAM, *IEEE Trans. Nucl. Sci.* 66, 1848-1853 (2019). <https://doi.org/10.1109/TNS.2019.2922501>
13. Cannon JM, Loveless TD, Estrada R, Boggs R, Lawrence SP, et al., Electrical measurement of cell-to-cell variation of critical charge in SRAM and sensitivity to single-event upsets by low-energy protons, *IEEE Trans. Nucl. Sci.* 68, 815-822 (2021). <https://doi.org/10.1109/TNS.2021.3061672>

Author Information

한 우 제 wooje@ktl.re.kr



2019년에 연세대학교에서 산화물양자점 합성을 통한 발광 및 유전특성 제어를 주제로 박사 학위를 취득하고, 2020년부터 KTL 우주부품 시험센터에서 EEE parts 시험 기술 개발과 우주소자개발, 우주인력양성에 관한 연구를 수행하고 있음.

김 경 희 oliver77@ktl.re.kr



2016년에 카이스트 항공우주공학과에서 박사 학위를 취득하고, SaTRec에서 인공위성 및 지상국 연구를 수행함. 2017년부터 KTL 우주부품시험센터를 구축하고 소자급, 유닛급 우주부품시험기술개발 및 국제우주품질시스템확보를 위해 우주부품시험센터장으로서 우주산업기반 조성 연구를 수행하고 있음.

최 은 혜 ceh@ktl.re.kr



2010년 충북대학교에서 스퍼터링으로 증착한 ZnO 박막의 전자적 특성을 분석하여 석사학위를 취득하였고, 한국세라믹기술원에서 물성 분석과 반도체 박막의 표면 분석을 주로 하였으며, 2020년부터 KTL 우주부품시험센터에서 우주 소자 시험기술개발과 시험업무를 수행하고 있음.

정 성 근 skjeong@mid-space.com



1998년 인천대학교에서 전자공학 석사학위를 취득하고, KAIST 인공위성연구소와 (주)세트렉아이에서 인공위성 시스템 개발을 담당하였으며, 2019년부터 (주)엠아이디를 창업하여 우주용 EEE Part 개발 및 업스크리닝 시험을 지원하고 있음.

연구논문

큐브위성의 시스템 설계 및 제작을 위한 시스템 공학

구인회¹, 이명규², 박설현^{3†}

¹한국항공우주연구원 KARI 아카데미

²조선대학교 대학원 기계공학과

³조선대학교 기계공학과

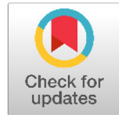
Systems Engineering for System Design and Fabrication of CubeSats

In-Hoi Koo¹, Myung-Kyu Lee², Seul-Hyun Park^{3†}

¹Korea Aerospace Research Institute, KARI Academy, Daejeon 34133, Korea

²Department of Mechanical Engineering, Graduate School of Chosun University, Gwangju 61452, Korea

³Department of Mechanical Engineering, Chosun University, Gwangju 61452, Korea



Received: October 13, 2023

Revised: October 22, 2023

Accepted: October 26, 2023

†Corresponding author :

Seul-Hyun Park

Tel : +82-42-230-7174

E-mail : isaac@chosun.ac.kr

Copyright © 2023 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

In-Hoi Koo

<https://orcid.org/0009-0008-1769-0833>

Myung-Kyu Lee

<https://orcid.org/0000-0003-1207-3955>

Seul-Hyun Park

<https://orcid.org/0000-0001-8852-0016>

요약

뉴스페이스 패러다임에서 바라본 큐브 위성 개발과정의 역설은 복잡하고 험난한 시스템 엔지니어링 절차와 관련이 있다. 상업적 관점에서 큐브 위성은 비용 측면은 물론 제작 기간도 짧아 스타트업 주도의 뉴 스페이스 산업구조에서 접근성이 뛰어난 우주자산이다. 하지만 큐브 위성 경연대회와 같이 대학 주체의 개발팀들이 마주할 개발과정은 생각과는 너무나 다르다. 이는 큐브 위성 또한, 시스템 공학기반의 체계사업이 제시하고 있는 길고도 험난한 과정을 통해 위성을 개발하고 검증받기 때문이다. 따라서 본 논문에서는 체계사업에 익숙하지 않은 개발자들에게 큐브 위성의 각 개발 단계에 적용되는 시스템공학의 역할과 기능을 전달하고자 한다.

Abstract

The paradox of cubesat development process in the New Space paradigm is related to a complicated and time-consuming system engineering procedure. Due to their low cost and quick production time, cubesats are a highly accessible space asset in the startup-driven "New Space" industry. In reality, however, the development process experienced by the student teams selected through the national cubesat competition is quite different from what we expect. This is because cubesats are designed and implemented using a lengthy and tedious procedure defined by the systems engineering perspective. The purpose of this work is to explain to developers who are unfamiliar with systems engineering the role and function of systems engineering in each step of the cubesat development process.

핵심어 : 큐브 위성, 뉴 스페이스, 시스템 공학

Keywords : cubesat, new space, system engineering

1. 서론

체계사업의 관점에서 큐브위성 개발에 적용되는 시스템공학(system engineering, SE)은 임무 목적을 성공적으로 달성하기 위해서 위성을 구성하는 탑재체, 각각의 서브 시스템 등을 유기적으로 통합 관리하고, 제한된 자원(예산, 인력, 개발 인프라, 일정 등)을 최대한 활용하여 요구사항에 부합하는 위성 설계를 수행하고 제작·검증·확인(입증)하고자 하는 종합적인 공학적 접근 방법이다. 큐브위성 시스템공학은 임무의 목적을 달성하기 위해 설정된 요구사항을 분석하여 시스템을 설계·제작하고 검증·확인(입증)-운용에 이르는 전 주기적 관점에서 요구사항의 충족도를 체계적으로 평가하는 기법이다. NASA의 우주개발 프로그램을 통해 시스템공학에 기반을 둔 임무 관리체계는 고도화되었으며[1], 민간 분야에도 차츰 도입하여 시스템 설계 및 제작·검증 과정을 체계적으로 연구하는 학문 분야로 발전하였다. 임무의 목적을 달성하기 위해 시스템공학 프로세스가 진행된다면 개발자는 지속적으로 시스템의 요구사항을 정의하고 분석하는 과정을 통해 세부적인 시스템의 기능을 할당하게 된다. 이를 바탕으로 설계와 구현 과정이 진행되고 시스템의 기능과 성능을 검증함으로써 개발과정 전반의 위험을 감소시키며 비용과 일정의 단축 효과를 극대화할 수 있다. 시스템공학의 개념이 적용되지 않았던 전통적인 시스템 개발 방식에서는 체계의 생산, 통합 및 시험평가에 초점이 맞추어져 있다. 그러나, 시스템 공학적 사고에 기반한 개발 방식은 초기부터 체계적인 시스템 설계에 주안점을 두고 있으며, 이를 바탕으로 신속하고 정확한 통합-테스트를 추구하고 있다. 결국 시스템공학을 적용하여 제품을 개발하는 경우 단계별로 체계적인 설계와 검증을 통해 제작 과정에서 시행착오를 줄임으로써 고품질의 제품을 시간과 비용을 절약하며, 제작할 수 있다. 아울러 개발 전 단계에서 위험 관리를 통해 조기에 위험 요소를 식별하고 사전에 예방함으로써 통합 및 시험 간에 발생할 수 있는 문제를 최소화하고 제작 비용은 물론 공정 기간 단축에도 도움이 될 수 있다. 따라서 본 논문에서는 큐브위성의 각 개발 단계에 적용되는 시스템공학의 역할과 기능에 대하여 기술하였다.

2. 큐브위성에 적용되는 시스템 공학의 진행 단계

시스템공학 진행 단계에서 이루어지는 기술 활동의 기본적 개념은 우선 임무의 요구 조건을 분석하고 이를 충족할 수 있는 기능을 구현하기 위해 각 시스템 구성 요소에(기능을) 할당하고 설계-제작-통합-검증-확인 단계를 임무 전주기 동안 반복하여 요구사항을 충족시키는 일이다. 큐브위성 시스템공학의 첫 시작점도 임무 개념설계 단계에서부터 발사·운용 단계까지의 과정을 phase별로 세분화하고, 다음 phase로의 진입 결정을 위한 'Go'-'No Go'의 판정 기준을 명확히 하는 것이다. 다만, 중·대형 위성의 방대한 개발 기간과 자원을 바탕으로 구분된 시스템 공학적 절차를 큐브위성 개발 프로그램에 적용하기에는 무리가 있다. 따라서 본 논문에서는 NASA 우주개발 프로그램에 적용되는 시스템 공학적 절차를 바탕으로 Fig. 1과 같이 재구성하였다. 큐브위성의 개발 단계에 맞추어 개념설계 단계인 Pre-Phase A부터 위성 운용 단계인 Phase F까지 구분하고 각 단계별 시스템 공학의 역할과 기능을 기술하였다. 그림에서와 같이 큐브위성 개발과정은 SRR(시스템 요구 조건 검토회의), SDR(시스템설계 검토회의), PDR(예비설계 검토회의), CDR(상세설계 검토회의), TRR(시험 준비 검토회의), PSR(선적 전 검토회의) 등의 점검 회의를 통해 모니터링된다. 여러 단계의 검토회의를 통해

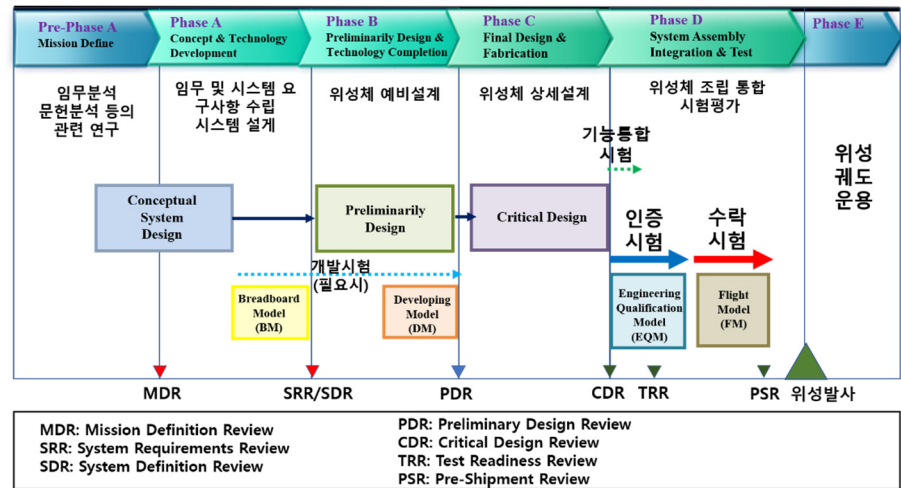


Fig. 1. Development phases and key activities from a system engineering perspective.

각 phase별로 제시된 요구사항의 만족 여부를 판단하고 미흡사항을 보완하여 다음 단계로 진행여부가 결정된다. 아울러 각 검토회의의 주안점은 아래와 같다[2].

2.1 시스템 요구사항 검토회의(System Requirements Review, SRR)

큐브위성을 활용하여 수행하고 하는 임무의 목적이 시스템 개발을 위한 기술적 요구사항으로 잘 정의되었는지를 확인하기 위해 시행되는 회의이다. 일반적으로 이 검토회의에서는 임무의 정의와 목적이 시스템의 구성과 개발에 필요한 요구사항으로 잘 반영되어 있는지를 검토한다.

2.2 시스템 설계 검토회의(System Design Review, SDR)

임무의 정의와 요구사항을 바탕으로 작성된 시스템 기초 설계서를 검토, 수정, 확정하기 위해 시스템 수준의 설계가 진행된 시점에서 시스템 요구 조건을 만족하는지를 확인하는 검토회의이다. 위성 개발 프로세스를 체계적·단계적으로 점검 및 관리하기 위해서 위성 시스템, 본체, 탑재체, 지상국 등의 시스템 기본설계에 대한 검토한다.

2.3 예비설계 검토회의(Preliminary Design Review, PDR)

위성 버스 및 임무 탑재체에 대한 예비설계 결과물이 상세설계에 진입해도 되는지 보증하고 기술된 성능 요구사항이 비용, 성능, 위험 및 기타 제약사항에 부합하는지를 검토하는 기술 검토회의이다. 이 검토회의에서는 시스템 전체의 예비설계를 평가하게 되며, 위성체를 구성하는 서브시스템과 탑재체의 각 형상 항목 성능 규격(기능 기준선)에 대해 평가한다.

2.4 상세설계 검토회의(Critical Design Review, CDR)

임무 수행을 위해 설계된 위성체가 제작, 시연, 시험 단계로 진입해도 되는지를 보증하고 기술된 성능 요구사항에 부합하는지를 확인하는 기술 검토회의이다. 이 검토회의에서는 서브

시스템과 탑재체 최종 설계와 완성도를 평가하며 위성체 전체 형상 항목의 제작 규격(제작 기준)에 대해 평가한다.

2.5 시험 준비 검토회의(Test Readiness Review, TRR)

위성체를 구성하는 서브시스템과 탑재체에 대한 공식적인 시험평가(통합 기능 시험, 환경시험 등을 모두 포괄)를 착수할 준비가 되어 있는지 확인하기 위한 것으로 시험목적, 시험방법 및 절차, 시험항목 및 기준, 시험범위 및 안전성을 평가하기 위해 수행한다. 또한, 시험에 필요한 시설 및 장비, 인력 등의 자원이 계획된 시험을 수행하기 위해 적절하게 식별되어 있는지를 확인한다.

2.6 선적 전 검토회의(Pre-Shipment Review, PSR)

제작된 위성체 요구사항에 대한 검증 및 입증 확인, 통합 및 환경시험 결과 보고, 임무 수행 운영 지침, 지상국 운영 지침을 점검하고 위성의 발사장 선적 및 운송 계획 및 절차, 발사장 운영 계획 등을 검토하는 회의이다.

Pre-Phase A와 Phase A 단계는 임무의 개념설계를 수행하는 단계로 임무 목적과 임무 요구사항을 결정하고 임무 해석을 통해 임무 설계를 수행한다. Phase B는 예비설계 단계로 Phase A에서 결정된 임무 설계를 바탕으로 시스템의 요구 조건을 정립하고 탑재체와 버스 서브 시스템(구조계, 열 제어계, 전력계, 통신계 등)의 예비설계를 수행하며, 주로 검사, 해석 시험 등의 방법을 통해 예비설계에 대한 검증을 수행한다. 특히, 큐브위성의 임무 탑재체는 상용 기성품을 주로 사용하는 서브 시스템과 달리 직접 제작하는 경우가 상당수이므로 개발 시제품(breadboard model, BM 혹은 prototype model)의 제작과 시험을 통해 예비 설계된 탑재체의 임무 실현 가능성을 판단하고, 개발 모델(developing model, DM)로 발전시켜 상세 설계 결과에 반영하는 것이 바람직하다. 세 번째 단계인 Phase C는 상세설계 단계로 사실상 위성의 모든 설계를 마무리하는 단계이다. 이 단계에서는 임무 요구사항과 시스템 요구사항을 바탕으로 모든 서브 시스템의 요구사항이 정립이 완료되고, 위성의 운용 시나리오와 상세한 운용 모드 설계도 거의 마무리되어야 한다. Phase D는 상세설계 내용을 토대로 시스템을 제작·통합·테스트(assembly, integration and test, AIT)하는 단계로 엔지니어링 모델(engineering model, EM)을 제작하고 서브시스템과 임무 탑재체에 대한 기능, 성능 검증을 수행한다. 또한, 비행 모델(flight model, FM)과 동일한 인증 모델(qualification model, QM)을 제작하고 발사/우주 환경시험을 수행하며 상세 설계 단계에서 수행하였던 해석과 비교하여 최종 비행 모델 개발의 발사 및 궤도 운영 적합성을 확인하게 된다. 다만, 큐브 위성 개발 과정의 특성상 짧은 개발 기간과 예산의 한계로 인해 엔지니어링 모델과 인증 모델을 제작하지 못하는 경우, 비행 모델을 이용하여 발사/우주 환경시험을 바로 수행할 수도 있다. 다만, 이러한 경우 발사/우주 환경시험의 최대 극한 조건이 적용된 인증(qualification) 시험조건으로 시험을 진행하되 시험 시간을 기준이 완화된 수락(acceptance) 조건을 적용하여 진행하여야 한다. 또한, 엔지니어링 모델과 인증 모델이 결합된 형태로도 제작이 가능하며 엔지니어링-인증 모델(engineering-qualification model, EQM)의 발사/우주환경시험은 인증시험 조건을 사용한다.

2.7 시스템 공학의 프로세스와 체계 관리

시스템공학의 기술 프로세스의 핵심 중 하나는 위성체를 구성하는 버스와 탑재체의 설계 프로세스를 거쳐 조립 통합 과정 전반에 할당된 시스템과 서브시스템 레벨의 요구사항에 대한 검증이다. 요구사항에 대한 일반적인 검증 방법으로는 검사-분석-시연-시험이 대표적이다. 검사는 육안 점검이나 관련 기록(data sheet, 제조사에서 제공하는 시험 보고서 등)의 점검을 통해 검증하는 방식으로, 주로 대상물의 외형, 치수, 마감 상태 등의 형상 특성이나 발사 및 우주환경시험 기록 등을 확인하는 방식이다. 분석은 해석이나 실험 결과를 바탕으로 검증하는 전통적인 방식으로, 해석 모델이나 실험 결과의 상사성이 물리적으로 타당해야 한다. 분석을 통해 검증할 경우에는 모델링의 부정확성이나 실험 조건의 오차 요인을 감안하여, 검증 여유분을 충분히 두어야 한다. 시연은 BM과 같은 시험 장비나 DM, EM과 같은 위성 개발 모델을 이용하여 실제 하드웨어나 소프트웨어의 기능적 성능이나 운용 특성을 검증하는 방식이다. 시험은 일반적으로 비용, 안전, 용이성, 일정 등의 측면에서 어려움이 없는 경우 일반적으로 사용되는 검증방식으로, 요구사항에 부합하는 환경조건에서 대상물의 성능을 직접 측정하는 방법이다. Table 1에는 시스템공학의 기술 프로세스에서 사용되는 검증 방법을 정리한 것이다.

이해를 돕기 위해서 일례로 시스템공학의 기술 프로세스를 살펴보도록 하자. 가령 스스로 발광하는 큐브위성을 이용해서 지상에서 망원경으로 관측하는 과학(교육) 임무를 설계한다고 가정해 보자. 첫 번째 Phase인 개념설계 단계에서 우선 수행해야 할 일은 스스로 발광하는 광원을 어떻게 구현하느냐와 얼마나 밝은 광원을 사용하면, 지상에서 망원경으로 관측 가능

Table 1. Requirements verification method for systems engineering technical processes

Category	Verification method	Description	Reference data
I	Inspection	Inspection of documents such as design drawings or verification based on similarity data	Inspection - Drawings, design review - Bill of materials - Technical Description/specification/publication - Material and process - Standards or maintenance manual
		Verification using various certification results at the component level	Qualification - Declaration of design and performance - Software qualification - Technical standard order (TSO) - Inspection on equipment - Test reports on equipment

Table 1. (Continued)

Category	Verification method	Description	Reference data
A	Analysis	Verification of load, stress, performance, electrical load, etc. through theoretical or numerical analysis	<ul style="list-style-type: none"> – Calculations(loads, stress, performance, etc.) – Theoretical checks – Functional analysis – Electrical loads analysis – Weight and center of gravity – Reliability/maintainability/safety analysis
D	Demonstration	Verification of operational performance through various non-measurement tests performed during the operation process of the satellite model (EM, QM, etc.) or demonstration on a satellite or payload mock-up or verification through simulation	<ul style="list-style-type: none"> – Maintainability demonstration – Demonstration on mock-up – Inspection on spacecraft or system – Demonstration on simulation bench (dynamic demo) – Flight test simulator
T	Test	Validate results with testing at the part level, prototype or development model level.	<ul style="list-style-type: none"> – Laboratory test reports – Bench test reports – ETB test reports – Ground test reports

EM, engineering model; QM, qualification model; ETB, electrical test bed.

한가의 문제를 과학적 분석 등을 통해 결정하는 것이다. 연구팀의 의사결정 과정을 통해 큐브 위성 LED(light emitting diode)를 광원으로 하는 임무 탑재체를 설계·개발하기로 결정했고, 분석 결과 LED 광원의 밝기가 절대등급으로 10등급 이하일 때 자성에서 망원경으로 관

측 가능하다는 결론에 도달했다면, 이러한 내용이 임무 요구사항에 반영되어야 한다. Table 2는 앞서 언급한 내용을 정리한 임무 요구사항의 예이다.

앞서 설명한 바와 같이 시스템공학 기술 프로세스의 주안점은 임무목적을 달성하기 위해서 위성을 구성하는 탑재체, 각각의 서브시스템 등을 유기적으로 통합 관리하고, 제한된 자원(예산, 인력, 개발 인프라, 일정 등)을 최대한 활용하여 요구사항에 부합하는 위성 설계를 수행하고 Top Down 방식으로 제작·검증·확인하고자 하는 종합적인 공학적 활동이다. 따라서 Table 2에 정리된 임무 요구사항을 근거로 Phase A 말기부터 Phase B 사이에서 수행되어야 시스템 공학적 기술 프로세스는 하위 레벨인 시스템의 요구사항으로 고도화하는 작업이다. Table 2에서 MR-01은 위성의 개발과 동시에 자연적으로 모든 개발 팀에게 주어지는 임무 요구사항의 예이며, MR-02는 연구팀의 임무 개념설계의 결과로 도출된 임무 요구사항이다.

MR-01의 임무 요구사항으로부터 여러 개의 시스템 요구사항이 파생될 수 있지만, Table 3에 제시된 것과 같이 가장 대표적인 사항은 발사체의 발사 규정에 부합하도록 위성 시스템을 구성하고 이를 구축할 수 있는 요구사항을 도출하는 일이다. 결국 임무 요구사항 MR-01로부터 개발 초기 시스템의 설계를 구축할 수 있는 SYS-SS-07과 같은 시스템 요구사항을 전체 시스템에 할당할 수 있다. 그리고 이렇게 할당된 시스템 요구사항은 시스템 요구사항 검토회

Table 2. Example of a cube satellite mission requirement

Level 1		Mission requirements
ID	Title	Requirements
MR-01	Intrinsic mission requirements	Cube satellite must be designed and built to meet the requirements of the launch vehicle.
MR-02	Mission operating requirements	Cube satellite's in-house LED payload must be capable of maintaining an absolute brightness rating of 10 or less when the LEDs are operational for the duration of the mission.

LED, light emitting diode.

Table 3. Example of a cube satellite system requirement

Level 2		System requirements – space segment			
ID	Title	Requirements	Parents ID	Verification	
				A	I T D
SYS-SS-07	ITAR free	CubeSat must use only ITAR free components.	MR-01	O	
SYS-SS-55	LED module output power	The LED (power) output of the CubeSat should be at least 20 W.	MR-02		O

ITAR, international traffic in arms regulations; LED, light emitting diode.

의(SRR)와 시스템 설계 검토회의(SDR)를 통해 요구사항의 만족 여부를 검토하게 되며, Table 3에 제시된 바와 같이 제품의 사양서 등의 검토(inspection, I)를 통해 적합성(compliance) 여부를 검증할 수 있다.

MR-02는 MR-01과 다르게 임무 탑재체의 기능과 관련된 임무 요구사항으로 MR-01과 마찬가지로 여러 개의 시스템 요구사항으로 분기될 수 있다. 이는 임무 요구사항 MR-02가 LED 탑재체의 광원의 밝기와 관련되어 있어 탑재체에 공급되어야 할 전력량(EPS 및 배터리의 선정 등)을 비롯하여 광원 발열부의 최적 수동 열 제어를 위해 탑재체 형상에 직접적으로 영향을 미칠 수 있기 때문이다. 하지만, 여기서는 전력량에만 한정 지어 시스템 요구사항 도출한 예를 살펴보자. 우선 MR-02의 핵심 요구 조건인 절대등급의 밝기는 위성과 지상 관측점과의 거리에 따라 달라질 수 있으므로, 지상 관측점과 위성 사이의 양각(elevation angle)에 따라서 달라지는 거리가 설계 과정에 충분히 반영되어야 한다.

Fig. 2는 지상 관측점과 위성 사이의 양각에 따라 달라지는 위성-관측점 간의 거리를 도시한 결과이다. 그림에 도시된 결과로부터 양각이 30도 이상의 경우(관측점과 위성 간 최대 거리가 900 km 이내인 조건)만 임무를 수행하도록 시나리오 설계를 하였다면, 이론적 해석을 통해 양각의 변화에 따라 지상 관측점에서 계산된 LED 광원의 밝기가 절대등급 기준 10등급 이하를 유지하기 위해서는 최소 20 W의 전력이 안정적으로 공급되어야 하는 것을 확인할 수 있다(Fig. 3). 이 해석 결과를 바탕으로 임무 요구사항 MR-02에 구속되는 시스템 요구사항 SYS-SS-55를 도출할 수 있고 도출 타당성은 시스템 요구사항 검토회의를 통해 점검해야 한다.

앞서 기술한 바와 같이 MR-02와 SYS-SS-55는 시스템 기능과 관련되어 있는 요구사항이다. 따라서 시스템 설계 검토회의를 통해 MR-02와 SYS-SS-55의 요구 조건에서 제시하고 있는 기능 구현 여부를 검증하여야 한다. 통상 요구사항에 제시된 기능 만족 여부를 판단하기 위해 사용되는 검증 방법은 앞서 기술한 바와 같이 시험(test)이다. 따라서 시험을 통해 요구사항에서 제시되고 있는 기능의 만족 여부를 검증하기로 의사결정이 이루어진 경우, 개발 초기 단계(~Phase A) 임을 감안하여, Fig. 4에 제시된 바와 같이 LED 탑재체의 BM을 제작하여 기능 적합성을 판단할 수 있다.

Fig. 5는 Fig. 4에 제시된 LED 탑재체 BM의 실제 구동 시 실시간으로 측정된 전력을 도시한 결과이다. 그림에 도시된 PWM(pulse width modulation)을 적용하여 LED 드라이버를 구동시키면 LED의 on-off 제어는 물론 공급되는 전력을 약 20 W로 안정적으로 유지할 수 있

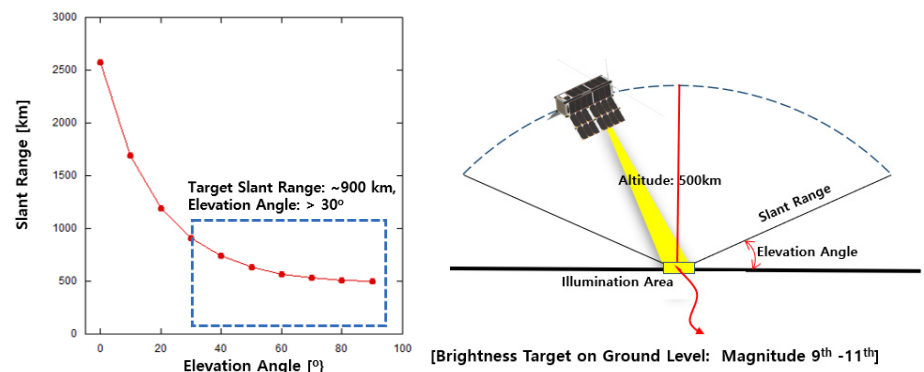


Fig. 2. Calculated distance between ground observation point and satellite as a function of elevation change.

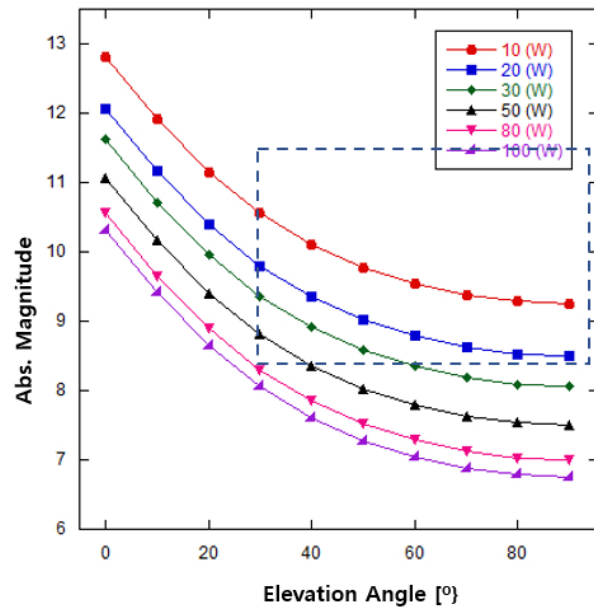


Fig. 3. Calculated power required to meet system requirements with elevation angle.

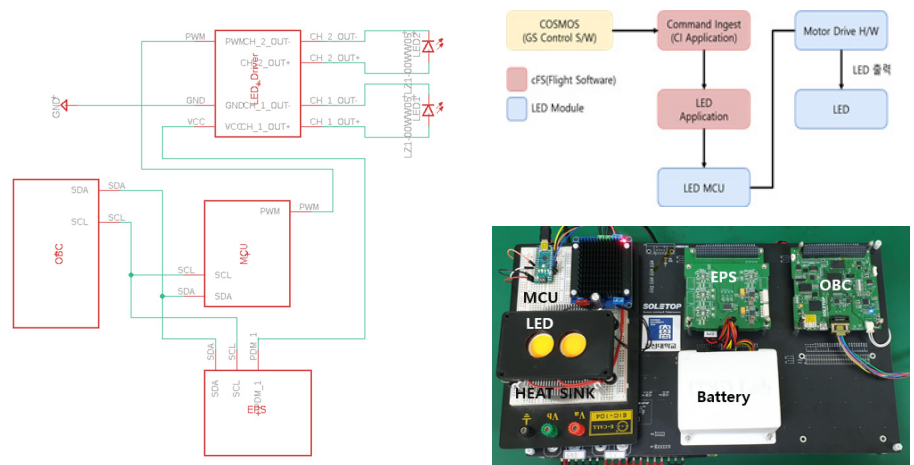


Fig. 4. Example of configuration of an LED payload BM. LED, light emitting diode; BM, breadboard model.

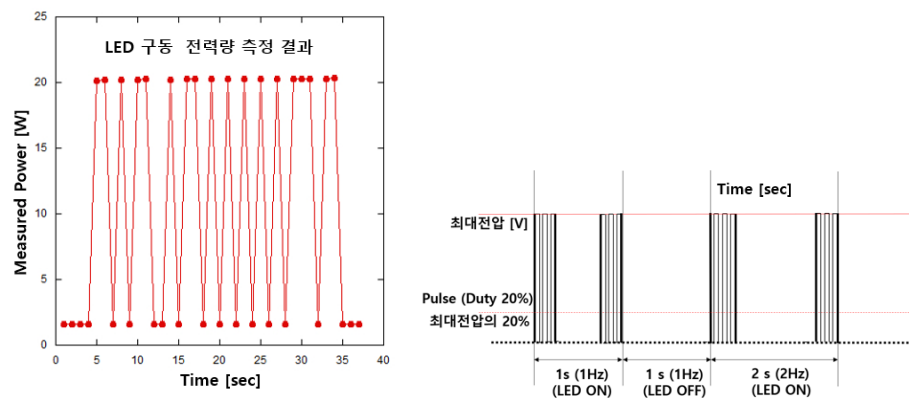


Fig. 5. Measurement of the supply power of the LED payload. LED, light emitting diode.

는 것을 확인할 수 있다. 앞서 기술된 일련의 설계 과정과 검증 결과를 바탕으로 시스템 설계 검토회의에서 GO 판정을 내리게 되면 다음 단계인 Phase B(예비설계)로 진입할 수 있다. 이렇듯 시스템 설계 요구사항에서 제시된 기능을 충족시키게 되면 Phase A 개념 설계 단계의 시스템 기능 기준선에 부합되는 것이며, 이때 BM 시스템의 구성이나 구동 방식, 전기적 인터페이스 등은 형상관리를 위해 문서화되어야 하고 추후 변경해야 하는 경우, 반드시 관리자의 승인을 얻어야 한다.

Table 2와 Table 3에 제시한 임무와 시스템 요구사항은 예시이므로, 실제 시스템 요구사항 검토회의와 시스템 설계 검토회의에서는 전체 임무와 시스템 기능을 정의하기 위해 도출된 요구사항에 대해서 만족 여부를 검증하고 시스템의 형상관리를 위해 기능 기준선을 할당한 뒤 다음 단계로 진입하여야 한다. 예비설계(Phase B)와 상세설계(Phase C) 단계에서도 앞서 기술 내용을 서브시스템 레벨로 확장하여 요구사항을 도출하고 동일한 검증 과정을 반복하게 된다. 다만, 예비설계와 상세설계 단계에서 기능적 측면의 시스템 형상관리를 위해 할당되는 기준선은 각각 할당 기준선과 제품 기준선으로 명명하게 된다. 상세설계에서 제시된 요구사항의 검증이 완료되면 마지막 단계인 위성 시스템의 조립·통합·시험 단계(Phase D)에 진입하게 된다. 이 단계 진입 직후 시험 준비 검토회의(TRR)를 수행하여 통합 시험 및 발사/우주 환경시험에 대한 준비도를 점검한 뒤, 최종 조립된 상태에서 위성 전체 시스템의 기능과 성능을 확인(validation)하는 절차를 거치게 된다. 최종 확인된 위성 시스템의 기능과 성능이 임무 목적에 부합되면 선적전 검토회의(PSR)을 통해 그 내용과 결과를 최종 검토하게 된다.

2.8 시스템 공학의 기술 관리 프로세스

시스템공학의 활동 중 기술 관리 프로세스는 통합 사업 관리, 요구사항 관리, 위험 관리, 형상관리 등을 수행하는 것을 의미한다. 먼저 통합 사업 관리는 전체 사업 관리 및 진행을 위해 개발 단계별 목적에 맞는 기술 검토회의 및 시험준비 검토회의(TRR), 선적전 검토회의(PSR) 등의 주요 회의를 준비하고 원활하게 수행할 수 있도록 지원한 것이다. 아울러 단계별 요구사항과 시스템 기능의 기준선, 검증 결과 등을 체계적으로 정리하여 기술문서를 생산하고 관리하는 것을 목적으로 한다. 형상관리는 시스템 개발의 전주기 동안 요구되는 설계/운용 조건에 맞도록 해당 제품의 성능, 기능 및 물리적 특성이 일관성 있게 유지되도록 관리하며 변경을 통제하고 형상 현황을 개발 단계에 따라 기능 기준선(SRR/SDR), 할당 기준선(PDR), 제품 기준선(CDR)을 설정하여 체계적으로 관리하는 것을 의미한다. 위험관리는 시스템 개발의 전주기 동안 위험 요소의 조기 식별과 적절한 완화 계획을 수립하고 적용함으로써 사업의 일정, 비용, 성능 등 사업에 부정적 영향을 미칠 수 있는 위험을 수용 가능한 수준으로 최소화하는 것으로써 위험 관리 계획 → 위험 식별 → 위험 분석 → 위험 대응 → 위험 감시의 순으로 대응할 수 있는 관리 체계를 통해 구현될 수 있어야 한다[2]. 아울러 Table 4에는 각 단계별 검토회의와 생산 문서를 요약한 것이다.

3. 결론

큐브위성은 위성의 사출을 담당하는 발사관과 위성의 전장품의 표준화를 빠르게 이루어 규격화에 성공하였다. 이러한 장점을 바탕으로 기존의 실용 위성 즉, 중대형 위성에 비해 개발 기간이 짧고 저비용으로 개발이 가능하다. 이에 과거와 달리 우주개발을 위한 예산의 절감이

Table 4. Summarize development phase review meetings and production documents

Phase	Design review	Purpose and related documentation	
Pre-Phase A	System requirement review	(목적) 시스템 요구사항 정의, 시스템 계획 수립, 장비설계 임무 정의서 시스템 요구사항 정의서 요구사항별 구현 가능성 분석 및 처리 방안 - 임무 요구사항 반영 여부 - 기능적/비기능적 요구사항 분류	
		(목적) 시스템 개념 설계 완료, 검증 모델 설계 시스템 및 서브시스템 구성 및 기능 정의 시스템 및 서브시스템 규격서 - 시스템 요구사항 반영 여부 - 시스템 규격의 서브시스템 적용 여부	
		Mission requirements	New
		Mission operation concept	New
Phase A	System design review	System architecture definition	New
		System requirements	New
		Budget analysis	New
Phase B	Preliminary design review	(목적) 예비설계 완료, 상세설계 착수, 검증 모델 설계 및 제작, 관제 및 수신처리 예비설계 완료 예비설계서 - 시스템규격서 반영 여부 - 소프트웨어 및 하드웨어 구성/시스템별 인터페이스 정의	
		Project organization plan	Updated
		Mission requirements	Finalized
		Mission operation concept	Updated
Phase C	Critical design review	System architecture definition	Updated
		System requirements	Finalized
		Spacecraft technical specification	New
		Ground segment technical specification	New
Phase C	Critical design review	Budget analysis	Updated
		AIT plan	New
Phase C	Critical design review	(목적) 시스템 상세설계 완료 등 상세설계서 - 예비설계 검토 결과 반영 여부 - 소프트웨어 및 하드웨어 규격 현실화/각 기능 간 연동관계 등	

Table 4. (Continued)

Phase	Design review	Purpose and related documentation		
Phase C	Technical document	Project organization plan	Finalized	
		Mission operation concept	Updated	
		System architecture definition	Finalized	
		Spacecraft technical specification	Finalized	
		Ground segment technical specification	Finalized	
		Budget analysis	Finalized	
		AIT plan and procedures	Finalized	
		Verification control	New	
		Mission operation procedures	New	
		Phase D	Test Readiness review	(목적) 서브시스템-탑재체 통합 테스트 및 환경시험 완료
시스템 통합 및 환경시험 절차서				
시스템 통합 및 환경시험 결과서				
- 서브시스템별 규격 만족 확인 방법				
- 서브시스템별 요구 기능/성능 만족 확인 방법				
- 서브시스템 간 접속 연동 확인 방법				
- 통합 시스템 기능 및 성능 만족 확인 /외부 접속 연동 기능 확인 방법				
- 발사 및 우주환경시험 기준				
Technical document	Test paln			New/finalized
	Test reports			New/finalized
	Verification control	Finalized		
	Mission operation concept	Finalized		
	Mission operation procedures	Finalized		
Pre-shipment review	(목적) 검증 및 확인 시험 결과 보고, 비행 운영 지침, 지상국 운영 설명, 검보정 절차 확인			
	- 궤도상 시험 계획 및 절차, 발사장 선적 및 운송 계획 및 절차 검토			

AIT, assembly, integration and test.

크게 요구되는 시대적인 상황이 결합되면서, 수요가 폭발적으로 증가하였다. 큐브위성의 개발도 시스템 공학기반의 체계사업이 제시하고 있는 길고도 험난한 과정을 통해 위성을 개발하고 검증을 수행해야 한다. 하지만, 중·대형 위성의 방대한 개발 기간과 자원을 바탕으로 구분된 시스템 공학적 절차를 큐브 위성 개발 프로그램에 적용하기에는 무리가 있다. 따라서 본 논문에서는 NASA 우주개발 프로그램에 적용되는 시스템 공학적 절차를 바탕으로 큐브위성의 개발 단계에 맞추어 각 단계별 시스템 공학의 역할과 기능을 기술하였다. 이에 체계사업에 익숙하지 않은 개발자들에게 큐브위성의 각 개발 단계에 적용되는 시스템공학의 역할과 기능을 인지하는데 작은 도움이 될 것이라 판단된다.

감사의 글

이 논문은 2023년도 정부(과학기술정보통신부) 재원으로 정보통신기획평가원의 지원(No. RS-2023-00271403, 초소형 위성의 운용 지원을 위한 지상 SW 플랫폼 기술개발)과 2023년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다 (NRF-2022M1A3C2014567).

References

1. NASA, Systems Engineering Handbook, NASA Langley Research Center Technical Report, NASA SP-2016-6105 (2016).
2. Defense Acquisition Program Administration, Systems Engineering Technical Review Guidebook (Defense Acquisition Program Administration, Gyeonggi-do, 2017).

Author Information

구인회 freewill@kari.re.kr



충남대학교 전자정보통신공학과에서 석사학위를 취득하였고, 2001년부터 한국항공우주연구원에서 아리랑위성 및 천리안 위성의 지상국 관련 개발과 연구를 수행하였으며, 현재는 KARI 아카데미에서 초소형위성개발 저변화대 과제의 책임을 맡아 관련 연구업무를 수행하고 있다.

박설현 isaac@chosun.ac.kr



2007년 미국 Drexel 대학 기계공학과에서 박사학위를 취득하고 2010년까지 미국 국립표준기술원(National Institute of Standards and Technology, NIST)에서 박사후 연구원으로 국제우주정거장 연소실험 탑재체 운용 및 해석연구에 참여하였다. 이후 2013년까지 한국항공우주연구원 선임연구원으로 재직한 뒤, 현재는 조선대학교 기계공학과에서 유인우주 가압모듈 화재안전시스템, 우주정거장 과학 탑재체, 초소형위성 설계/제작을 포함한 우주 응용 시스템에 관련된 연구를 수행하고 있다.

이명규 leemg0214@chosun.kr



조선대학교 기계시스템공학과에서 2022년 석사 학위를 취득하고, 현재 동 대학교에서 박사과정에 재학 중이다. 제4회 큐브위성 경연대회에 참여하여 KMSL 큐브위성의 설계 및 지상 관제를 수행하였으며, 현재는 제6회 큐브위성 경연대회에 선정되어 개발중인 CPSat의 시스템 엔지니어링 등 큐브위성에 대한 다양한 프로젝트에 참여하고 있다.

연구논문

국내외 큐브위성 운용 사례로 살펴본 교훈과 대책

구인회¹, 이명규², 박설현^{3†}

¹한국항공우주연구원 KARI 아카데미

²조선대학교 대학원 기계공학과

³조선대학교 기계공학과

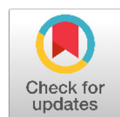
Lessons and Countermeasures Learned from Both Domestic and Foreign CubeSat Missions

In-Hoi Koo¹, Myung-Kyu Lee², Seul-Hyun Park^{3†}

¹Korea Aerospace Research Institute, KARI Academy, Daejeon 34133, Korea

²Department of Mechanical Engineering, Graduate School of Chosun University, Gwangju 61452, Korea

³Department of Mechanical Engineering, Chosun University, Gwangju 61452, Korea



Received: October 12, 2023

Revised: October 24, 2023

Accepted: October 30, 2023

†Corresponding author :

Seul-Hyun Park

Tel : +82-42-230-7174

E-mail : isaac@chosun.ac.kr

Copyright © 2023 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

In-Hoi Koo

<https://orcid.org/0009-0008-1769-0833>

Myung-Kyu Lee

<https://orcid.org/0000-0003-1207-3955>

Seul-Hyun Park

<https://orcid.org/0000-0001-8852-0016>

요약

민간 주도의 상업적 목표가 최우선 과제가 된 뉴 스페이스 시대에 이르러 낮은 투자 비용 대비 높은 효율을 가진 큐브위성이 시대적 상황과 결합되면서 수요가 폭발적으로 증가하고 있다. 따라서 본 논문에서는 국내 및 해외의 큐브위성 발사와 운영사례를 통해 밝혀진 문제점을 살펴보고 실무적인 관점에서 위성의 강건성과 신뢰성을 확보하는 방안에 대해서 제시하였다. 특히 위성의 사출 과정에서부터 임무 시나리오 상 정상모드나 임무모드 이전 단계까지 발생하는 주요 이벤트를 중심으로 놓치기 쉬운 점검 사항들에 대해 중점적으로 다루었다. 다만, 논문에 제시된 내용은 위성 버스 시스템의 특성에 따라 기술적으로 적용할 수 없거나 상이한 측면이 있을 수 있다. 하지만, 위성의 운용 과정에서 충분히 발생 가능한 개연성 높은 문제점을 중심으로 기술하였기 때문에 위성의 조립·통합·테스트 과정에서 해당 내용이 작은 도움이 될 수 있을 것으로 판단된다.

Abstract

As the need for low-cost, high-efficiency cubesats develops in the new space age, commercial paradigms are shifting in the private sector. This paper examines the challenges of launching and operating both domestic and foreign cubesats, and proposes practical solutions to ensure the robustness and reliability of the satellites from a practical perspective. In particular, the paper deals with checkpoints that are easy to miss, focusing on key events that can occur from the satellite deployment process through normal mode to mission mode in the operation scenario. Although the contents presented in this paper may not be technically applicable to all cubesat systems due to the different nature of each satellite bus system, they will be of some help during satellite assembly, integration and testing.

핵심어 : 큐브위성, 위성 운영, 교훈

Keywords : cube satellite, satellite operations, lessons learned

1. 서론

4차 산업혁명 기술과 기존 우주기술의 융합으로 새로운 비즈니스 모델을 기반으로 한 상업적 목적의 우주개발이 가속화되면서 위성 활용에 기반을 둔 시장이 급격하게 증가하고 있다 [1]. 이러한 위성 활용의 시장 증가로 가장 큰 주목을 받는 분야 중 하나인 큐브위성은 1999년 캘리포니아 폴리 테크닉 주립대학의 조르디 푸이그 수아리(Jordi Puig-Suari) 교수와 스탠퍼드 대학의 우주 시스템 개발 연구소(Space Systems Development Laboratory, SSDL)를 이끌었던 밥 트윅스(Bob Twiggs) 교수의 공동 연구의 산물로 교육 목적으로 제작된 위성이다 [2]. 최근에는 고밀도 집적회로 기술의 발달로 인해 전자 부품의 소형화가 가능해지고 저전력으로 구동되는 마이크로프로세서 기술 또한 눈부시게 발전하면서 큐브위성과 소형 위성 간의 성능 격차가 빠른 속도로 줄어들고 있다[3]. 특히 과거와 달리 우주개발을 위한 예산의 절감이 크게 요구되는 시대적인 상황이 결합하면서, 큐브위성의 수요는 폭발적으로 증가하고 있다. 아울러 큐브 위성 성능의 비약적인 발전으로 인해 교육 목적을 뛰어넘어 다양한 기술 임무 수행이 가능하게 되고 여러 대 큐브위성을 이용한 편대 비행 기술이 결합되면서 지구 관측, 통신, 지진 감시 등의 상업적 활용 가치가 증가하고 있다. 실제로 개발 초기에 큐브위성의 활용도가 순수 교육기관 위주였다면 이후 산업계에서 활용하는 빈도가 매년 큰 폭으로 증가하여 궤도 진입 장벽이 크게 낮아져 우주에 대한 접근성을 크게 증가시키고 있다[4]. 국내에서는 2000년부터 큐브위성의 제작, 연구, 발사와 관련된 다양한 프로젝트를 진행하고 있고, 특히 정부 차원의 지원을 토대로 대학(원)생들이 참가하는 큐브 위성 경연대회가 정기적으로 개최되어 우주기술 저변 확대와 우주산업 기술 개발의 활성화에 박차를 가하고 있다[5]. 하지만, 큐브위성의 경우 크기와 무게의 제약으로 인해 하드웨어의 이중화(redundancy)에 한계가 분명히 존재한다. 또한, 큐브 위성 임무 실패의 대부분은 위성 사출 이후 운영 초기 시스템의 오작동이나 고장(infant mortality)과 관련 있는 것으로 알려져 있다[6]. 아울러 현재까지 국내에서 수행된 큐브 위성 경연대회를 통해 제작·발사된 큐브 위성 중 일부 임무 데이터 수신한 경우를 제외하고는 대부분이 시스템의 오작동이나 고장에 해당하는 것으로 판단된다. 따라서, 시스템이 안정화되어 임무 실패율이 급격하게 낮아지는 시점에 진입할 수 있도록 큐브 위성 개발 단계에서 시스템 신뢰성 확보 방안 마련 필요하다고 판단된다. 따라서 본 논문에서는 국내·외의 큐브 위성 발사와 운영사례를 통해 밝혀진 문제점들 분석하여, 위성의 강건성과 신뢰성을 확보하는 방안에 대해서 살펴보려고 한다.

2. 국내·외 큐브 위성 발사 환경 및 운용 현황 결과 분석

큐브 위성 기반의 민간 주도 뉴 스페이스 우주산업이 급격히 성장하고 있는 전 세계적인 추세에 과학기술정보통신부도 2031년까지 공공분야 큐브 위성 100기 이상을 민간 산업체 주도로 개발하는 것을 지원하고 새로운 우주개발 생태계 조성에 기여할 예정이다. 이러한 대내외적 환경에서 큐브 위성 경연대회는 민간 주도의 우주 개발 산업 생태계에 고급 개발 인력을 공급할 수 있는 교육 플랫폼으로서의 역할을 수행할 수 있을 것으로 기대된다. 다만, 민간 영역으로의 기술 확산을 위해서는 임무 성공률이 다소 저조한 국내 큐브 위성의 성능 고도화를 통해 국내에서 제작된 큐브 위성의 기술 수준 향상과 신뢰성 제고가 필요한 상황이다. Fig. 1은 전 세계적으로 발사된 큐브 위성의 발사 및 활용 주체 그리고 해당 위성의 임무 달성 성공률

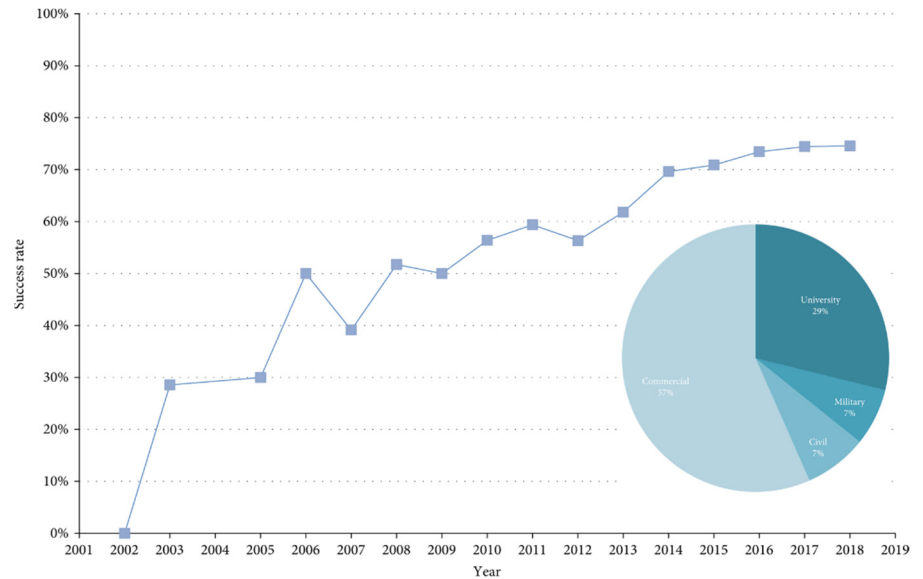


Fig. 1. CubeSat development entity and mission achievement success rate [7].

을 도시킨 결과로, 과거 대학 중심에서 산업계 중심으로 위성의 개발 및 활용 주체가 옮겨오면서 임무 성공률이 70% 중반대를 상회하고 있는 것을 확인할 수 있다[7].

해외 큐브위성 발사 및 운영 결과와 유사하게 국내 큐브위성 경연대회를 통해 개발되어 발사된 위성도 5번의 경연대회를 거치면서 전반적인 설계·제작·통합·검증 기술이 향상되고 있는 추세이다. 특히, 경연대회를 통해 배출된 인력의 창업과 큐브위성 국내 전문 기업, 기타 위성 기술 개발을 지원할 수 있는 기업 수가 증가하면서, 대학 중심으로 제작된 큐브위성의 궤도 운용 성적도 초기 경연대회에 비해 향상되고 있다. Table 1에 정리되어 있는 것처럼, 5회 경연대회를 통해 선정되어 작년에 발사된 4개 큐브위성의 경우 궤도 생존 여부를 확인할 수 있는 비콘 수신에 모두 성공하였고, 3개 팀이 양방향 통신에 성공하여 위성 본연의 기능을 성공적으로 검증하였다. 아울러 현시점에도 1개의 큐브위성(Randev)은 아직도 생존해 있으며 비콘 신호를 정상적으로 송출 중이다.

2.1 국내 큐브위성 기술 수준과 시사점

큐브위성 임무 실패의 대부분은 위성 사출 이후 운영 초기 시스템의 오작동이나 고장 (Infant mortality)과 관련 있는 것으로 알려져 있으며, Fig. 2에서 제시하고 있는 것과 같이 특정 시간을 넘어 시스템 안정화 상태로 진입하면서 임무 실패율은 급격히 낮아지고 위성의 임무 수명 점에 가까워지면서 임무 실패율은 다시 상승하게 된다.

현재까지 국내 경연대회를 통해 제작·발사된 큐브위성 중 일부 임무 데이터를 수신한 경우를 제외하고는 대부분이 시스템의 오작동이나 고장에 해당하는 것으로 판단된다. 따라서, 시스템이 안정화되어 임무 실패율이 급격하게 낮아지는 시점에 진입할 수 있도록 큐브위성 개발 단계에서 시스템 신뢰성 확보 방안 마련이 필요하다. 큐브위성과 같이 여러 서브시스템이 통합되어 기능이 구현되는 시스템에서 신뢰성을 확보하기 위한 대책으로는 서브시스템 HW/SW 기능의 이중화(redundancy)와 기능 중점의 통합 테스트 반복 수행이 대안으로 제시되고 있다.

Table 1. Status of domestic cube satellite launch and operation

Satellite name	Size	Development organization	Satellite operational results
Link	2U	KAIST	<ul style="list-style-type: none"> – Beacon signal reception – Two-way communication successful – Received some mission data
KAUSAT-5	3U	Korea Aerospace Univ.	No signal
CANYVAL-X	2U+1U	Yonsei Univ.	No signal
KHUSAT-3	3U	Kyung Hee Univ.	– Beacon signal reception
CNUSAIL-1	3U	Chungnam National Univ.	No signal
STEP Cube Lab.	1U	Chosun Univ.	– Beacon signal reception
SNUSAT-2	3U	Seoul National Univ.	<ul style="list-style-type: none"> – Beacon signal reception – Received some mission data
SNUGLITE	2U	Seoul National Univ.	– Beacon signal reception
VisionCube	2U	Korea Aerospace Univ.	No signal
KMSL	3U	Chosun Univ.	<ul style="list-style-type: none"> – Beacon signal reception – Two-way communication successful – Received some mission data
CubeSat Yonsei	2U+1U	Yonsei Univ.	No signal
STEP Cube Lab II	6U	Chosun Univ.	– Beacon signal reception

Table 1. (Continued)

Satellite name	Size	Development organization	Satellite operational results
Randev	3U	KAIST	<ul style="list-style-type: none"> – Beacon signal reception – Two-way communication successful
SNUGLITE II	3U	Seoul National Univ.	<ul style="list-style-type: none"> – Beacon signal reception – Two-way communication successful
MIMAN	3U	Yonsei Univ.	<ul style="list-style-type: none"> – Beacon signal reception – Two-way communication successful

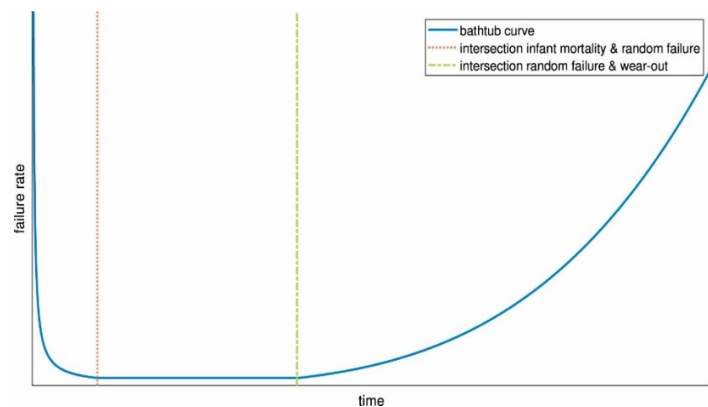


Fig. 2. Cube satellite mission failure rate during orbital operation [8].

동일한 서브시스템으로 구성된 위성을 대상으로 이중화와 통합 테스트 반복을 가정하여 수행된 신뢰성 향상(시스템의 고장 및 오류 수정) 시뮬레이션 결과를 살펴보면(Fig. 3), 실제 큐브위성의 임무 수명인 약 1년을 가정했을 때 이중화를 통해 확보된 시스템의 신뢰성이 약 73%에 비해 통합 테스트의 반복으로 인해 향상된 신뢰성이 약 6% 정도 우수한 것을 확인할 수 있다. 위성의 임무 수명을 1년 이상으로 늘리면 이중화와 통합 테스트를 반복해도 시스템의 전반적인 신뢰성은 낮아지지만, 임무 수명 1년의 결과와 마찬가지로 서브시스템의 이중화에 비해 통합 테스트의 반복으로 인한 신뢰성 향상 효과가 더 우수하다.

Fig. 4에 제시된 신뢰성 시뮬레이션 결과는 규슈 공업대학에서 개발한 HORYU-IV 위성($30 \times 30 \times 30$ cm, 무게는 10 kg으로 6U급 큐브위성과 유사)의 EM(engineering model) 통합 테스트 과정에서 얻어진 실험 결과도 Fig. 3과 유사하다. 테스트 누적 시간이 약 680 시간에도달하면서 고장이나 오류 횟수가 더 이상 증가하지 않았고, 이 시점부터는 Fig. 3에서 제시한 바와 같이 시스템의 오작동이나 고장의 한계 시점을 초과하여 임무 실패율이 낮은 상태로 유지될 가능성이 증가한다. 따라서, 큐브위성 경연대회를 통해 제작되는 위성에 대해서도 서브시스템의 이중화 구조로 인해 야기될 수 있는 복잡성을 낮추면서도 신뢰성을 확보할 수 있는 반복 통합 테스트 과정에 대한 검토가 필요하다.

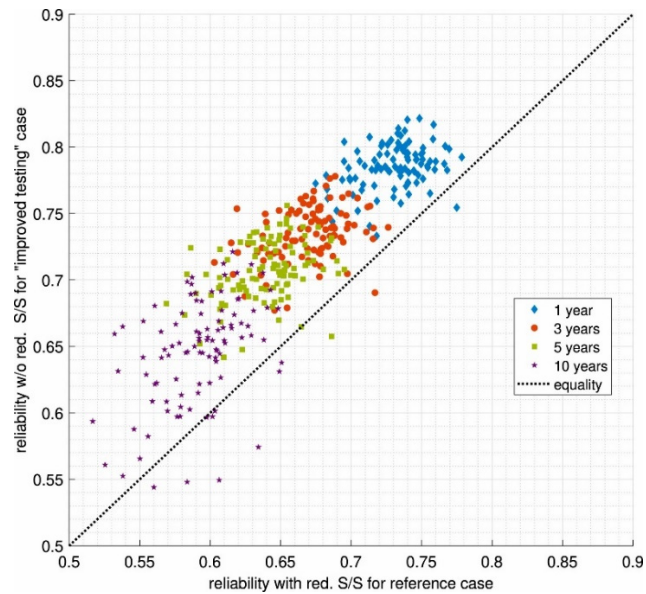


Fig. 3. Comparison of reliability improved through subsystem redundancy and integrated test repetition operation [8].

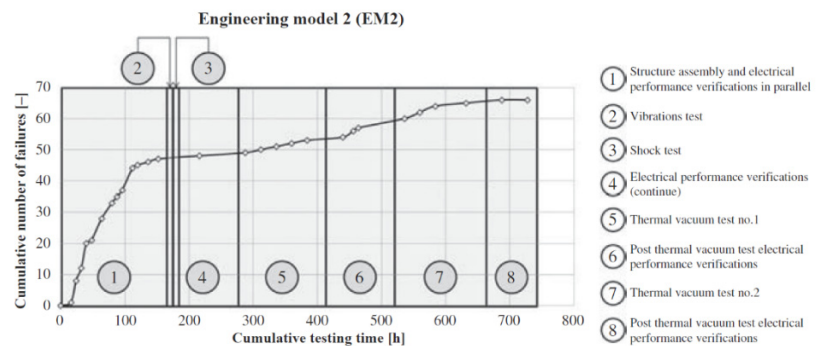


Fig. 4. Integrated test time and number of failures/errors for HORYU-IV satellite EM [6]. EM, engineering model.

3. 국내외 큐브 위성 운영 사례의 교훈 및 통합 테스트 기간 중 주안점

Table 1에 정리된 것처럼 경연대회 초기에 발사된 큐브위성의 경우 지상에서 위성의 비콘 신호를 수신하지 못해 정확한 실패의 원인을 파악하기 힘들다. 비콘이 수신되지 않으면 위성 상태를 파악하는 것 자체가 매우 제한적이기 때문에 위성 시스템의 작동 실패 원인을 파악하기는 사실상 불가능하다. 비콘을 수신한 경우라도 비콘에 담겨 있는 위성의 상태 정보가 제한적인 경우 위성의 문제점을 지상에서 쉽게 파악하기 어려울 수도 있다. 따라서 위성 시스템의 초기 설계 단계에서부터 위성이 사출되어 위성이 비콘을 송신하는 초기 사출 운영 단계에 관여되는 각 서브시스템의 기능 구현과 임무 애플리케이션의 통합 테스트가 매우 중요하다. 아울러 비콘 송신 내용을 어떻게 구성하느냐에 따라 운영 초기에 위성 상태를 파악하고 지상에서 대처하는 시간이 달라질 수 있다.

3.1 큐브위성 초기 운용 단계(사출 단계)

위성이 성공적으로 사출되어 비콘 신호를 지상국으로 송출하고 지상국에서 성공적으로 디코딩에 성공했다는 것은 초기 운영에 있어서 큰 의미를 지닌다. 목표 궤도로 사출된 큐브위성의 킬 스위치가 정상적으로 분리되어 EPS(electrical power subsystem)가 적어도 OBC(on-board computer)와 통신 보드, 안테나로 전력 공급에 성공한 뒤 OBC의 부트 로더에서 RTOS(real-time operating system) 커널이 성공적으로 로드되어 비행 소프트웨어가 정상적으로 시작되었다는 것을 의미한다. 통상 비행 소프트웨어가 작동하기 시작한 뒤 약 10분 이내 안테나 전개 명령이 수행되고 비콘 신호를 송신하는데 여기까지의 과정이 운영 초기 비콘 신호 수신 성공 여부를 판가름하게 된다. 따라서, 위성의 상세설계 이후 서브시스템 단위별로 상기 과정에 관여하는 전장품의 기능 점검(서브시스템)과 통합 작업 이후 임무 시나리오에 따라 비행 소프트웨어와 결합하여 반복 테스트를 수행해 보는 것이 매우 중요하다.

앞서 기술한 바와 같이 위성 사출 이후 가장 먼저 수행되는 작업은 킬 스위치의 분리와 EPS의 전원인가이다. 일반적으로 킬 스위치는 Fig. 5에 제시된 바와 같이 기계적으로 작동하는 일종의 점접 스위치로 평상시에는 open 상태를 유지하고 있지만 사출 후 close 상태로 전이되고 배터리로부터 EPS와 OBC는 물론 다른 서브시스템에도 전원을 공급하게 된다. 위

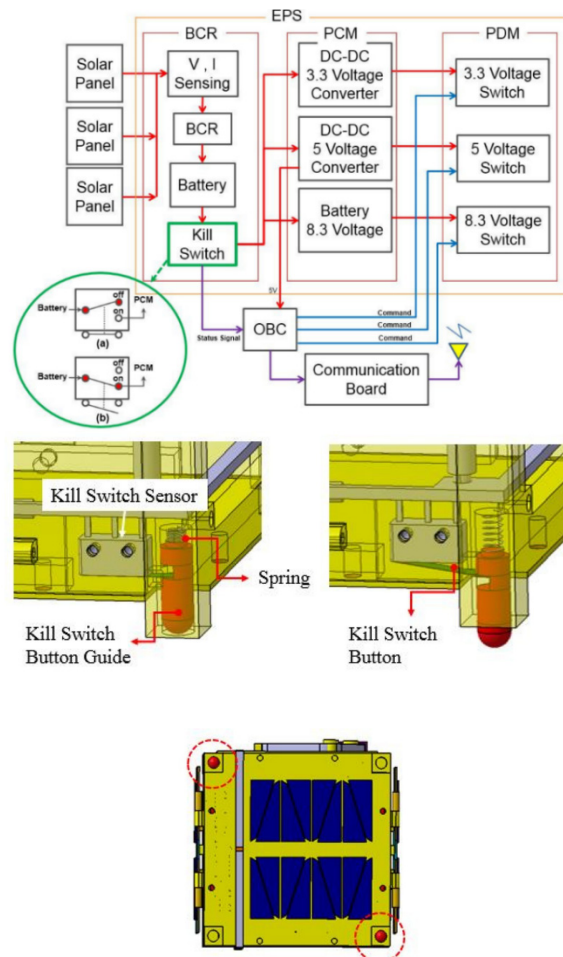


Fig. 5. Interface between kill switch and EPS [9]. EPS, electrical power subsystem.

성 사출 시 기계적 방식으로 작동하는 킷 스위치의 오작동이나 작동 불량은 바로 전원 미인가로 인한 임무 실패와 직결되므로 시스템 통합 이후 발사관의 삽입 직전까지 작동 여부를 수시로 확인해야 한다. 킷 스위치의 분리와 닫힘은 위성의 운반, 테스트 중 이동 과정에서도 쉽게 발생되므로 우발적 전원인가나 전원 차단을 방지하기 위해 시스템 통합 이후에는 EPS에 킷 스위치나 점퍼 스위치를 직접 연결하여 비활성화 시키는 경우가 대부분이다. 따라서 FM(flight model)의 통합 작업 이후에는 킷 스위치의 기계적 결함이나 정상 작동 여부를 반드시 확인하고 임무 시나리오 진행 절차에 따라 비행 소프트웨어 상에 정상적으로 작동하는지 반복 테스트를 통해 확인하여야 한다.

일반적인 임무 시나리오 상에서는 EPS에 전원이 인가된 후 OBC에 OS(operating system)가 로드되고, 비행 소프트웨어가 시작된 직후 안테나 전개 명령을 전달하게 된다. 안테나 전개 여부는 임무의 성공적 수행을 위해 담보되어야 하는 매우 중요한 과정임에도 불구하고 실제로 전개를 테스트해 볼 수 있는 기회가 매우 제한적이다. 큐브 위성 시스템 대부분이 안테나 전개 방식으로 안테나를 구속하고 있는 와이어를 가열하여 끊는 방법을 사용하고 있기 때문에 반복적인 테스트가 매우 제약적이다. 특히 안테나 EM 모델이 없이 FM 모델로만 위성을 조립해야 하는 경우 안테나 와이어의 구속을 해제하기 위해 사용되는 발열 저항의 수명 저하로 인해 반복 테스트가 자체가 제한적이기 때문에 2~3회 정도 수행하는 것이 일반적이다. 따라서 한정적인 테스트만으로 성능을 검증해야 하므로 비행 소프트웨어에 안테나 전개 애플리케이션을 추가할 때 신중하게 코딩을 진행해야 한다. 특히 COTS(commercial off-the-shelf) 제품의 종류에 따라 2~4개의 안테나를 완전히 전개하기 위해서 해당 안테나 수만큼 명령을 보내야 하는 경우도 있으므로, 비행 소프트웨어 상에서 명령의 수행이 정상적으로 구현되는지 확인하고, 처리 결과를 비콘으로 송신할 수 있도록 통신계와 연동할 수 있으면 위성의 초기 운영에 도움이 될 수 있다.

궤도 운영 초기에 안테나의 부분적인 전개는 비콘은 물론 TM(telemetry)/TC(telecommand)의 송·수신 성공률과 밀접한 관련이 있는 것으로 알려져 있다. 따라서 궤도 초기 운영 기간에 비콘 송신 내용에 안테나 전개 여부를 포함하는 것도 운영 초 통신 장애 원인을 파악하는 데 도움을 줄 수 있다. 물론 위성의 커미셔닝 기간을 지나 위성이 정상 모드에 진입하면 지상의 명령에 의해서 운용에 필요한 정보를 송출할 수 있도록 비콘 내용을 업데이트하는 것도 한 방법이다. Fig. 6은 4회 경연대회 참가팀이 제작한 KMSL 큐브위성의 비콘 디코더의 캡처화면이다. 그림에서 볼 수 있는 것과 같이 초기 궤도 운영 시에 위성 사출 후 안테나 전개 유무를 판단하기 위해 비콘 송신 내용에 배터리 전압 값 등은 물론 안테나 전개 유무를 포함하고 있는 것을 확인할 수 있다. 특히 위성의 사출 직후 초기 운영단계에서 문제가 발생한 경우 수신된 비콘에 안테나(태양 전지판)의 전개 여부, 배터리 전압 값, OBC 리셋 로그, 자세 제어기 구동 여부 등의 정보가 포함되어 있으면 위성의 상태를 파악하기 유리하다. 그리고 앞서 언급한 바와 같이 오픈 소스 기반의 비행 소프트웨어를 사용하는 경우라면 테이블 기능 등을 이용하여 비콘 송신 내용을 지상 명령이나 위성 스스로 주기적으로 업데이트할 수 있도록 하는 것도 위성 운용에 큰 도움이 될 수 있다.

3.2 큐브 위성 운용 초기 커미셔닝(Commissioning)

Table 1에 정리되어 있는 운용 초기 커미셔닝 단계에서 비콘 수신이나 TM/TC 송수신 이후 정상 모드에 진입하지 못하고 연락이 두절되어 임무에 실패한 경우에 대해 좀 더 자세히

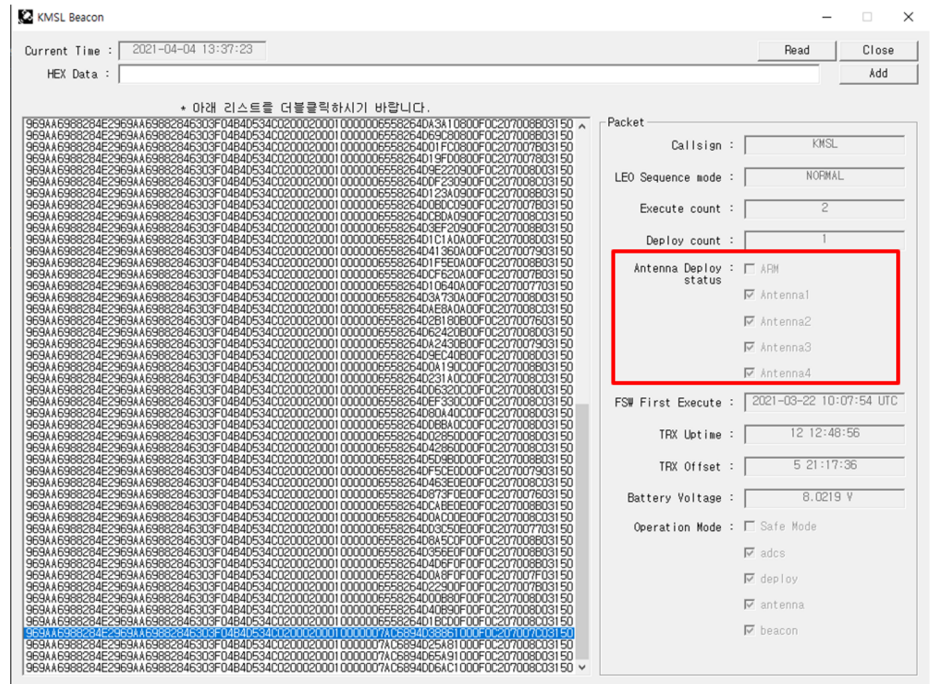


Fig. 6. KMSL CubeSat satellite beacon decoder.

살펴보자. 통상 비콘 신호를 수신하고 위성의 상태 정보를 파악하고 나면 지상국의 명령으로 위성의 자세 제어를 시도하는 경우도 있지만, 위성의 각속도 등을 실시간으로 모니터링해서 자동으로 자세 제어 애플리케이션을 실행시키거나, standalone 방식의 자세 제어를 탑재된 경우 해당 조건에 진입하면 자동으로 위성의 자세 제어를 시도한다. 여기서 궤도 운영 초기 위성의 자세 제어는 전력 생산과 통신에 영향을 미칠 수 있으므로 이와 연관지어 운용 과정을 생각해 볼 필요가 있다.

Fig. 7은 큐브위성의 크기와 발사관에 장착된 스프링의 스트로크에 따라 달라지는 위성의 초기 사출 각속도를 예측해 본 결과이다. 그림에서와 같이 크기가 작은 1U급 큐브위성일수록 발사관 스프링의 스트로크가 길수록 초기 사출 각속도가 큰 것을 확인할 수 있다. 초기 사출 각속도가 디튤링 목표 제어 각속도보다 크지만 자세 제어기의 개입이 없거나, 개입이 있더라도 각종 측정이나 계산 오류(센서 입력 오류, 자세 제어 계산 오류 등)로 인해 궤도 운용 초기 위성의 각속도 제어에 실패한 경우 Fig. 8과 같이 실제 궤도에서 위성의 회전 각속도가 엄청나게 증가하는 경우가 종종 보고되고 있다. 실제 5회 경연대회 참가팀 일부 위성들은 사

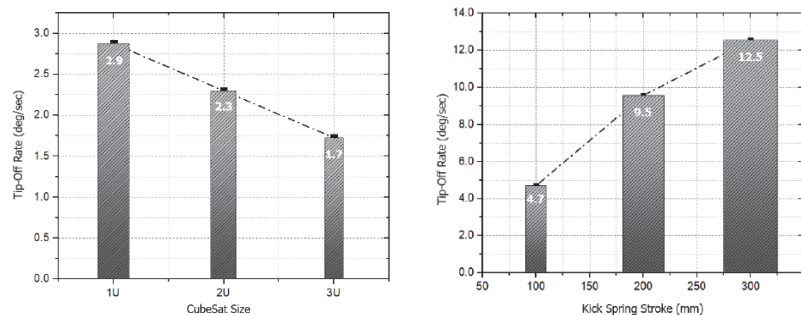


Fig. 7. Tip off rate vs cube satellite size (left, 10) and tip-off rate vs kick spring stroke (right, 10).

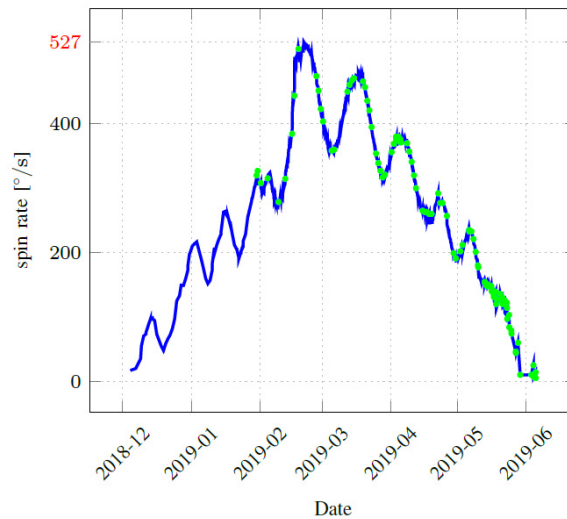


Fig. 8. Changes in rotational angular velocity of MOVE-II cube satellite [11].

출 시 큰 각속도와 운영 초기 증가하는 위성의 회전 각속도로 인해 위성의 초기 운영 및 지상 대응이 힘들었던 것으로 보고되고 있다.

위성의 사출 초기 각속도가 매우 큰 경우 자세 제어기의 자기장 토크와 반작용 휠이 구동 되는데, 이때 위성이 무한 반복 리부팅 루프에 빠져 임무의 실패로 이어질 개연성이 존재한다. 특히 위성의 회전각 각속도가 빠른 상태에서 지상의 명령이나 자세 제어 애플리케이션에 의해 자세 제어기가 구동되는 경우 빠른 각속도에 대응하기 위해 순간적으로 높은 전류를 인입 할 수 있다. 특히 자세 제어계가 작동하지 않는 휠을 갑자기 구동하게 되면 Fig. 9와 같이 순간적으로 콘덴서를 충전하기 하기 위해 정상 작동 전류보다 훨씬 큰 전류를 짧은 시간에 급격하게 인입시키면서 돌입 전류(inrush current)가 발생하게 된다. 이러한 이상 전류는 EPS의 과전류 보호 회로에서 허용하는 값보다 크기 때문에 EPS의 전원을 차단하여 전체 시스템을 순간적은 과전류로부터 보호하게 된다. 이때 전원 공급 차단으로 인해 OBC가 리부팅되면 비행 소프트웨어도 다시 기동을 시작하고 위성의 자세 제어가 자세 제어 애플리케이션에 의해 자동으로 실행되는 경우라면 제어기 구동 시 발생하는 돌입 전류에 의해 시스템 전체는 다시

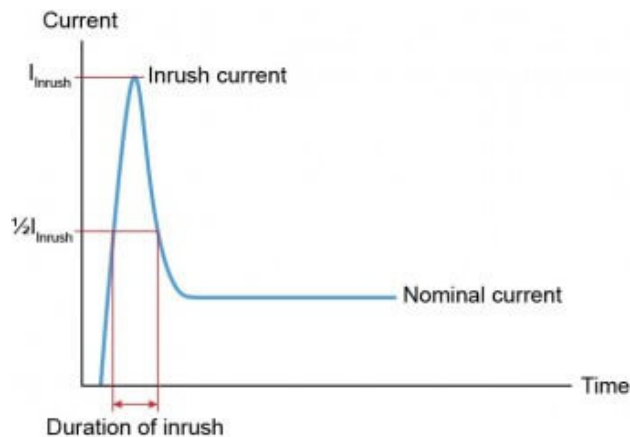


Fig. 9. Inrush current and duration [12].

리부팅되고 위성의 회전 각속도 제어 목표치에 도달하지 않는 한 무한 반복 루프에 빠질 수 있다.

이에 반해 지상 명령에 의해 자세 제어가 구동되는 경우 리부팅 이후 자세 제어 개시 명령이 재수신되기 전까지 시스템은 정상적으로 작동될 수 있다. 하지만, 문제점을 인식한 뒤 지상 명령을 통해 자세 제어 애플리케이션을 업데이트할 시 돌입 전류의 억제 방법이 매우 제한적일 뿐만 아니라, 위성의 자세 제어 시기가 늦어지면 심각한 배터리 충전 문제를 야기할 수 있다. 가령, 자세 제어 구동기의 작동이 늦어져 위성의 회전 각속도가 이미 급격히 증가하고 있는 경우, EPS의 MPPT(maximum power point tracking) 효율이 감소하고 이로 인해 배터리 충전율이 차츰 낮아져 임무 시나리오 상 안전(safe) 모드나 비상(emergency) 모드에 진입할 수 있으며, 심한 경우 임무의 실패로 이어질 수 있다. 통상 비상 모드에서는 배터리의 충전 상태를 빠르게 회복하기 위해서 비콘 송신 주기도 늘리고 위성 최소한의 기능만 활성화시켜 배터리의 충전 속도를 극대화하는 것이 일반적이다. 이때 비상 모드를 벗어나 정상 모드나 대기 모드로 진입하는 조건으로 배터리의 충전 지표인 SoC(state of charge)를 주로 사용하게 되는데, 비상 모드의 탈출 조건으로 이 값을 낮게 설정해 두면 전력 소모량이 상대적으로 큰 통신계(비콘 신호 송신, GPS 작동 등)와 자세 제어계(자기장 토크, 반작용 휠 등)가 활성화되면서 다시 비상 모드로 진입할 수 있기 때문에 임무 특성에 맞게 비상 모드 탈출 SoC 조건 및 서브시스템 활성화 항목을 신중히 결정해야 한다. 아울러 시스템 통합이 완료된 뒤에는 EPS를 통해 배터리 충전 및 방전을 반복하면서 비상 모드 진입과 탈출이 비행 소프트웨어 상에서 다른 서브시스템과 연동에 문제없이 잘 구현이 되는지를 확인하여야 한다. 위성 버스 시스템의 통합 이후 각 서브시스템과 비행 소프트웨어의 연동을 통해 임무 시나리오를 검증할 때 엄벌리컬 케이블을 사용해서 OBC와 통신하게 되는 데 케이블에 배터리를 충전할 수 있도록 별도의 충전 케이블을 구비해 두면 편리하게 사용할 수 있다.

앞서 살펴본 바와 같이 시스템 통합 이후 임무 시나리오에 따라 자세 제어기 구동까지의 과정을 집중적으로 반복 테스트하고 오류를 찾아내어 시스템의 오작동이나 고장의 가능성을 줄이는 것이 매우 중요하다. 안테나 전개(필요시 태양 전지판 전개)-비콘 송신-TM/TC(필요시)-자세 제어기의 구동-비상모드 진입 및 탈출까지의 반복 과정이 장기간 비행 소프트웨어 상에서 원활히 구현되면 궤도 상에서 위성의 커미셔닝 단계에 도달한 것으로 간주해 볼 수 있다. 따라서 위성 버스의 각 서브시스템 오작동이나 갑작스러운 멈춤에 대처할 수 있도록 충분히 긴 시간 동안 통합 테스트를 반복 수행해서 임무 시나리오상 정상모드를 넘어 임무 모드로 진입할 수 있는 발판을 마련해야 한다.

3.3 우주방사선으로 인한 고장

궤도 임무 수행 중 위성 버스의 각 서브시스템 오작동이나 갑작스러운 멈춤 현상의 주요 원인으로는 우주 방사선 환경이 손꼽히고 있다. 우주 환경에서의 방사선은 Fig. 10에 도시된 바와 같이 심우주로부터의 고에너지 우주 입자(galactic cosmic ray), 태양으로부터의 고에너지 우주입자(solar cosmic ray), 지구 자계에 포획된 고에너지 입자 띠(Van Allen radiation belts, 밴 앨런 벨트) 등으로 분류되며, 약 85% 양성자들이 주를 이루고 있다. 또한, 이러한 우주방사선이 지구 초기 대기권에 충돌해 2차 우주방사선을 만들며 또다시 다른 대기권 기체와 충돌을 일으켜 중성자, 알파, 베타, 감마 등 연쇄적으로 2차 방사선을 발생시킨다.

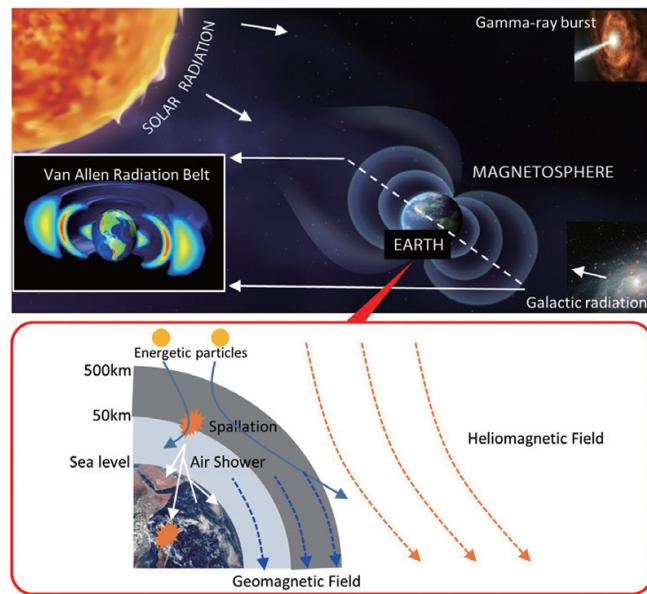


Fig. 10. The cosmic radiation environment around Earth [13].

우주 방사능 환경에 위성이 노출되면 전장품에 설치되어 있는 메모리와 같은 반도체 소자들이 주로 영향을 받게 된다. 지구 주변의 밴 앨런 벨트와 태양 및 심우주에서 오는 양성자, 중성자, 중이온 및 알파 입자와 같은 우주방사선은 메모리의 민감한 영역에 고장 또는 단일 이상 현상(single event effect, SEE)을 유발하여 시스템 오동작 등의 영향이 있다. Table 2에는 대표적인 우주 방사능에 의해 발생될 수 있는 SEE에 대해 정리하였다.

표에 정리되어 있는 이상 현상 중 SEU(single event upset)과 같이 메모리 에러를 유발하여

Table 2. Status of domestic cube satellite launch and operation [13]

Type	Description
TID (total ionizing dose)	반도체 내 지속적으로 피폭되어 축적된 결과로써 계면 트랩에 의해 누설 전류가 증가하는 현상
SEU (single event upser)	고준위 전리 방사선과 재결합하는 과정에서 전류를 발생시키고 Bit upset이 발생하는 현상
SEL (single event latch-up)	디바이스 내부 구성 회로에 고전류 상태가 유도되어 기능을 손실하는 현상
DD (displacement damage)	입자 방사선이 격자의 핵과 충돌하여 격자 상태의 변형을 야기하여 격자격합이 발생하는 현상

저장된 정보가 바뀌는 경우가 아니라면 우주 방사능은 전장품의 반도체에 물리적인 손상을 야기할 수 있다. 실제로 궤도 운영 중 SEU 이외에 다른 SEE 현상이 발생하게 되면 위성의 정상 작동 여부를 담보할 수 없다. 따라서 중·대형 위성의 전장품들은 이런 환경에서 작동하더라도 물리적 손상을 최소화할 수 있도록 우주용 EEE(electrical, electronic, and electromechanical) 소자를 적극 사용하고 내 방사선성(radiation harden)이 검증된 제품으로 위성 버스를 구성한다. 한편 SEU는 고에너지 입자에 의해 메모리에 저장되어 있는 정보가 “1”→“0” 또는 “0”→“1”로 변경되어 발생하는 에러로 대다수의 중·대형 위성은 궤도 운용 중 발생할 수 있는 적은 비트의 에러에 대해서는 자체적으로 대응을 할 수 있도록 설계되어 있다.

다행히도 큐브위성이 주로 운용되는 저궤도에서는 하드웨어의 물리적 손상을 유발하는 SEE의 유발 가능성은 중·대형 위성이 운용되는 중궤도나 정지궤도에 비해 좀 더 낮아지는 것으로 알려져 있다. 다만, 저궤도에서도 양성자 방사선 벨트가 지구 자기장의 영향에 의해 남 대서양 지역에 낮게 분포하고 있는 저궤도 근처를 위성이 지날 때 잦은 고장을 일으키는 것으로 보고되고 있으며, 이 특정 지역을 남 대서양 이상 지역(South Atlantic anomaly, SAA)라고 한다. Fig. 11은 궤도 운영 중에 있는 위성의 SEU 발생 빈도를 보여주는 결과로 다른 지역에 비해 SAA 지역을 통과할 때 SEU 발생이 집중되어 있는 것을 확인할 수 있다.

중·대형 위성에 비해 투입되는 예산이나 개발 기간 등에 있어 제약 사항이 큰 큐브위성의 개발 특성을 고려해 보면, 현실적인 큐브위성의 SEE 대책은 가용할 수 있는 예산 범위 내에서 긴급적이면 비행 이력이 있는 서브시스템 전장품을 선정하거나 TID(total ionizing dose) 테스트 결과 제공하는 전장품을 선택하는 것이다. 아울러 운용 중 서브시스템의 리셋을 통한 메모리 오류의 초기화를 대안으로 생각해 볼 수 있다. 다만, 이를 위해서는 비행 소프트웨어 상에서 주기적으로 시스템을 리셋시킬 수 있도록 구현되어 있거나 지상 명령에 의해서 실행될 수 있도록 로직을 마련하여야 한다. 위성의 운용 과정에서 서브시스템의 오류가 발생된 것으로 판단된 경우 지상 명령에 의해서 해당 서브시스템을 담당하는 전장품만을 리셋시켜 정상 작동 여부를 판단해 볼 수 있다. 실제로 4회 경연대회를 통해 발사된 KMSL 큐브위성도 통신계의 리셋을 통해 통신 장애를 해결한 바 있다. 2021년 4월 23일 지상국과 정상 교신 이

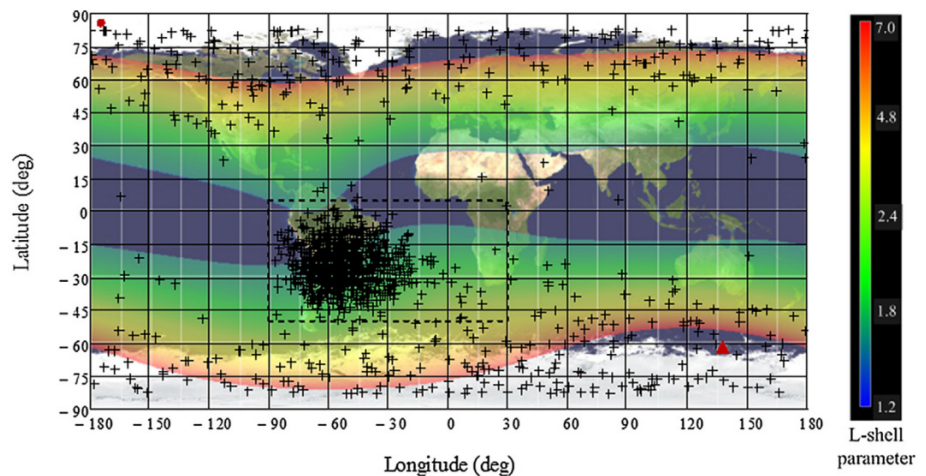


Fig. 11. SEU incidence in SAA region [14]. SEU, single event upser; SAA, South Atlantic anomaly.

후부터 비콘을 포함한 위성 통신 장애가 발생하였고 당일 진행 행적에서 SAA 지역 상공을 통과한 것을 확인되었다. 마지막 교신 당일 지상국으로 전달된 위성의 SoC는 80% 이상으로 양호하였고, 다른 특이점이 발견되지 않은 상태에서 통신이 두절되었기 때문에 우선 통신계의 비정상 작동을 의심하였다. KMSL의 통신계 이상 발견 시 복구를 위한 지상 운용 절차는 문제가 발생한 서브시스템의 리셋에도 복구가 되지 않으면 OBC를 포함한 비행 소프트웨어의 재시작을 수행하고 최종적으로 EPS를 초기화하여 전체 위성 버스 시스템을 초기화하게 된다. 다행히도 KMSL 큐브위성의 4월 23일 오작동은 통신계의 초기화만으로 정상화되었다.

3.4 시스템 초기화를 통한 위성 운용

전력계 EPS의 초기화는 SEU에 의한 위성의 비정상 작동을 포함해서 여타 다른 이유로 인해 발생한 시스템의 비정상 작동을 복구할 수 있는 가장 강력한 수단이다. 통상 EPS의 리셋을 통한 전체 위성 시스템의 초기화는 일정한 주기로 비행 소프트웨어 상에서 자동 실행되거나, 지상국의 명령 등에 의해서 실행될 수 있다. 어떤 방식으로 EPS의 리셋이 수행되더라도 주의해야 할 점은 EPS 위치독의 리셋 타이머 설정이다. Fig. 12에 제시되어 있는 바와 같이 위치독 타이머가 지정한 주기 이상이 지나면 리셋 펄스가 발생하여 리셋이 시작되고, TOUT 동안 리셋을 유지한다. 이때 EPS의 위치독 타이머가 지정한 주기 시간 설정값을 주의 깊게 살펴볼 필요성이 있다. 예를 들어 OBC(master)에 전원이 인가되어 부트로더, OS 커널 로드 가 완료된 뒤 RTOS의 부팅과 비행 소프트웨어가 실행되기 전까지는 EPS(slave) 호출이 이루어지지 않기 때문에 Master-Slave간 무응답 상태가 유지되고, 간혹 이 시간이 EPS의 위치독 타이머가 지정한 주기 시간보다 긴 경우 비행 소프트웨어가 시작되기 이전에 EPS 리셋이 반복될 수 있다. 즉, 특정 이유로 부트로더 - OS 커널 로드 - RTOS의 부팅 - 비행 소프트웨어의 실행 시간이 길어지는 경우 문제가 발생할 수 있다.

아울러, EPS의 초기화는 위성 버스를 구성하고 있는 탑재체는 물론 모든 서브시스템의 초기화, 비행 소프트웨어의 재시작을 의미한다. 따라서 비행 소프트웨어의 로직은 EPS의 초기화 실행으로 발생될 수 있는 상황들에 대처할 수 있도록 설계되어야 한다. 예를 들어 EPS가 초기화되어 비행 소프트웨어가 재시작되면 비행 소프트웨어 상의 시작 날짜와 시간이 초기화되기 때문에 특히 GPS가 없어 시간 동기화가 되지 않는 위성의 경우 이로 인해 다른 서브시스템들이 영향을 받는지 살펴보아야 하고, 안테나와 태양 전지판과 같이 이미 전개가 이루어져 있는 경우 상태 값을 확인하고 다음 단계로 진행할 수 있도록 설계되어야 한다. 일반적으로 EPS의 초기화에 의해 크게 영향을 받을 수 있는 부분은 파일 쓰기인데 초기화 전에 생성된 하우스 키핑(house keeping, HK) 데이터의 파일에 덮어쓰는 경우가 있는지 확인해야 한다.

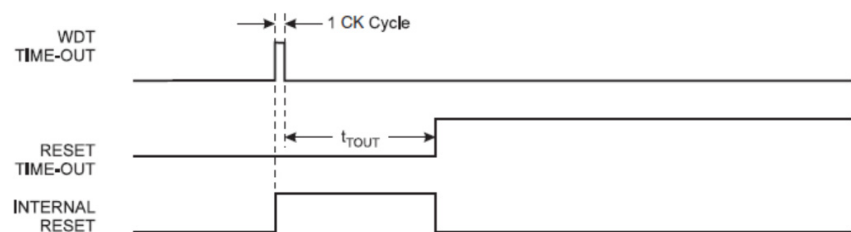


Fig. 12. Watchdog timer run time [15].

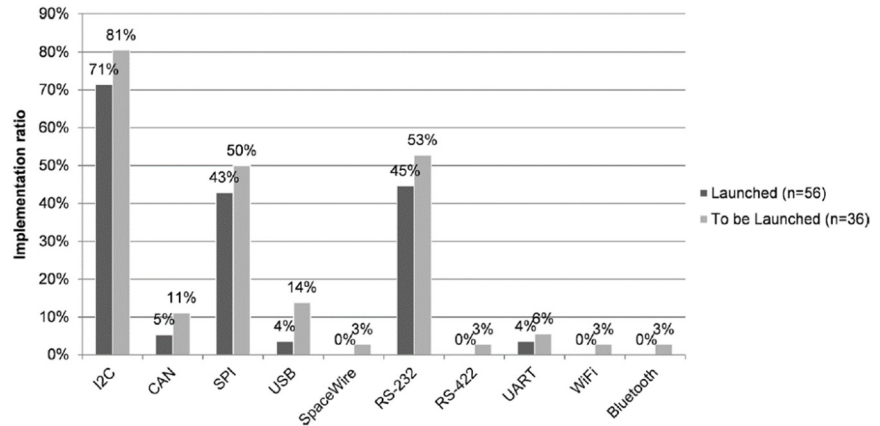


Fig. 13. Data bus interface frequently used in cube satellite [16].

위성 시스템의 데이터 버스 인터페이스에서 발생하는 오류는 서브시스템간 데이터 통신을 방해하여 위성 버스 시스템의 오작동을 야기할 수 있다. Fig. 13은 큐브위성에 자주 사용되는 데이터 버스 인터페이스의 종류와 사용 비중을 요약한 결과이다. 그림에서 살펴볼 수 있는 바와 같이 I2C 직렬 통신 방식이 압도적으로 큐브위성에 많이 사용되고 있다.

실제로 COTS를 이용하여 큐브위성을 제작하는 경우 I2C 직렬 통신 방식의 인터페이스를 배제하고 시스템을 구성하기 힘든 경우도 종종 찾아볼 수 있다. 사용의 용이성으로 인해 큐브위성의 대표적인 데이터 버스 인터페이스로 손꼽히는 I2C지만, 그림 Fig. 14에 제시된 바와 같이 다른 직렬 방식의 데이터 버스 인터페이스에 비해 궤도 운용상에서 작동 신뢰성이 취약한 것으로 알려져 있다. 따라서 특히 I2C 락업 현상과 와치독 관련 오류가 임무 수행에 영향을 줄 수 있는 것으로 잘 알려져 있다. 하지만, 앞서 언급한 대로 I2C 직렬 통신 방식의 인터페이스 사용하지 않고 위성 버스 시스템을 구성하기에는 상당한 제약 사항이 동반되기 때문에 장기간 통합 테스트를 통해 발생할 수 있는 I2C 통신 관련 오류를 미리 찾아내고 해결 대책을 미리 수립해 놓은 것이 바람직하다. 특히 주기적인 EPS의 초기화 명령을 비행 소프트웨어 상에 구현한 경우 I2C 통신 문제나 락업 문제가 발생하더라도 복구가 가능하다.

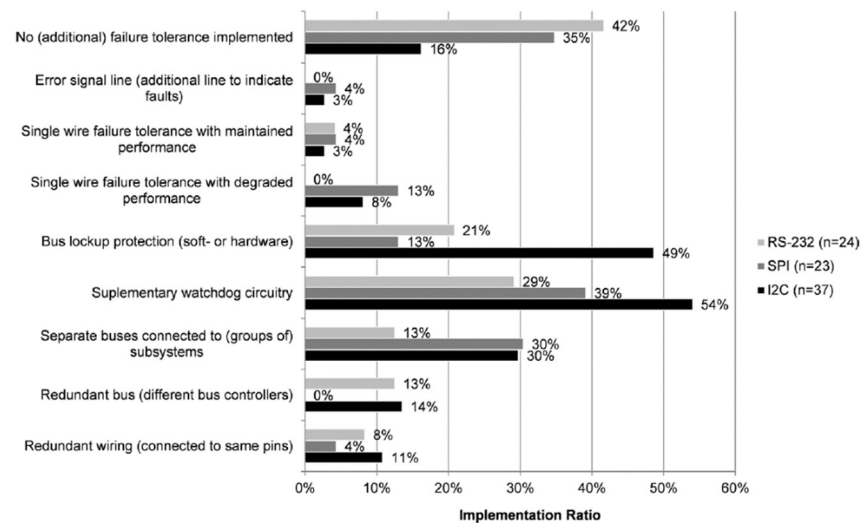


Fig. 14. Comparison of reliability of cube satellite serial communication method [16].

4. 결론

현재 민간 주도 그리고 상업적 성공의 목표를 최우선시 하는 뉴 스페이스 시대에 저비용으로 고효율을 낼 수 있는 큐브위성은 그 패러다임을 바꾸고 있다. 다만, 민간 영역으로의 기술 저변 확대를 위해서는 국내 큐브위성의 성능 고도화를 이끌어 내어 국내에서 제작된 큐브위성의 기술 수준과 신뢰성 향상이 필요한 상황이다. 논문에 제시한 바와 같이 큐브위성 임무 실패의 대부분은 위성 사출 이후 운영 초기 시스템의 오작동이나 고장(infant mortality)과 관련 있는 것으로 알려져 있다. 따라서, 시스템이 안정화되어 임무 실패율이 급격하게 낮아지는 시점에 진입할 수 있도록 큐브위성 개발 단계에서 시스템 신뢰성 확보 방안 마련이 필요하다고 판단된다. 이에 본 논문에서는 국내 및 해외의 큐브위성 운용 사례를 통해 밝혀진 문제점들을 살피고 분석하였다. 특히 위성의 운용 과정에서 충분히 발생 가능한 개연성이 높은 문제점을 중심으로 기술하였기 때문에 위성의 조립·통합·테스트 과정에서 해당 내용이 도움이 될 것이라 판단된다.

감사의 글

이 논문은 2023년도 정부(과학기술정보통신부) 재원으로 정보통신기획평가원의 지원(No. RS-2023-00271403, 초소형 위성의 운용 지원을 위한 지상 SW 플랫폼 기술개발)과 2023년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다(NRF-2022M1A3C2014567).

References

1. An HJ, Park HJ, Lee H, Kim EJ, New Space era, domestic satellite industry entry strategy into the global value chain, Science and Technology Policy Institute Technical Report, STEPI Insight No. 265 (2020).
2. Chin J, Coelho R, Foley J, Johnstone A, Nugent R, et al., CubeSat 101: basic concepts and processes for first-time CubeSat developers, NASA CubeSat launch initiative technical report, NP-2017-10-2470-HQ (2017).
3. Moon IS, Cho SB, Park CS, Cho SY, Ha SU, Trend of Nano Satellite System Development, in 2012 Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference, Yeosu, Korea, 25-26 Oct 2012.
4. Kang SW, Jang JT, Kong HC, Current status of foreign country's space exploration using CubeSat, Proceedings of the Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Daejeon, Korea, Dec 2014.
5. Kang SW, Han SH, Gong HC, Choi GH, Current state of CubeSat development in Korea, Proceedings of the Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Daejeon Korea, Dec 2013.
6. Faure P, Tanaka A, Cho M, Toward lean satellites reliability improvement using HORYU-IV project as case study, Acta Astronaut. 133, 33-49 (2017). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.12.030>

7. Villela T, Costa CA, Brandão AM, Bueno FT, Leonardi R, Towards the thousandth CubeSat: a statistical overview, *Int. J. Aerosp. Eng. Res.* 2019, 5063145 (2019). <https://doi.org/10.1155/2019/5063145>
8. Bouwmeester J, Menicucci A, Gil EKA, Improving CubeSat reliability: Subsystem redundancy or improved testing? *J. Reliab. Eng. Syst. Saf. Res.* 220, 108288 (2022). <https://doi.org/10.1016/j.res.2021.108288>
9. Lee MJ, Jung HM, Oh HU, Mechanism design of cube satellite for multi-deployable structures and autonomous system operation after launcher separation, *J. Aerosp. Syst. Eng. Res.* 7, 20-25 (2013). <https://doi.org/10.20910/JASE.2013.7.3.020>
10. Tahk GM, Park CH, Park HJ, Cha WH, CubeSat Separation Dynamics-I: Tip-Off Rate, in *Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2020 Fall Conference*, Jeju, Korea, 18-20 Nov 2020.
11. Ruckerl S, Mebmann D, Appel N, Kisebye J, et al. First Flight Results of the MOVE-II Satellite, *Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, UT, 3-8 Aug 2019.
12. LOXONE, Inrush current (2018) [Internet], viewed 2023 Nov 15, available from: <https://www.loxone.com/enen/kb/inrush-current/>
13. Yi YS, Jeong SK, Hwang I, Yang YS, Lee ML, et al., ICT device impacts and development trends on cosmic radiation environment, *J. Electron. Telecommun. Trends Res.* 37, 21-29 (2022). <https://doi.org/10.22648/ETRI.2022.J.370203>
14. Noeldeke C, Boettcher M, Mohr U, Gaisser S, Rua MA, et al., Single event upset investigations on the 'flying laptop' satellite mission, *Adv. Space Res.* 67, 2000-2009 (2021) <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.12.032>
15. ARXTERRA, Watchdog timer (2011) [Internet], viewed 2023 Nov 15, available from: <https://www.arxterra.com/lecture-10-watchdog-timer/>
16. Bouwmeester J, Langer M, Gill E, Survey on the implementation and reliability of CubeSat electrical bus interfaces, *J. Council Eur. Aerosp. Soc. Space Res.* 9, 163-173 (2017). <https://doi.org/10.1007/s12567-016-0138-0>

Author Information

구인회 freewill@kari.re.kr



충남대학교 전자정보통신공학과에서 석사학위를 취득하였고, 2001년부터 한국항공우주연구원에서 아리랑위성 및 천리안 위성의 지상국 관련 개발과 연구를 수행하였으며, 현재는 KARI 아카데미에서 초소형 위성개발 저변확대 과제의 책임을 맡아 관련 연구업무를 수행하고 있다.

박설현 isaac@chosun.ac.kr



2007년 미국 Drexel 대학 기계공학과에서 박사학위를 취득하고 2010년까지 미국 국립표준기술원(National Institute of Standards and Technology, NIST)에서 박사후 연구원으로 국제우주정거장 연소실험 탑재체 운용 및 해석연구에 참여하였다. 이후 2013년까지 한국항공우주연구원 선임연구원으로 재직하던 뒤, 현재는 조선대학교 기계공학과에서 유인우주 가압모듈 화재안전시스템, 우주정거장 과학 탑재체, 초소형위성 설계/제작을 포함한 우주 응용 시스템에 관련된 연구를 수행하고 있다.

이명규 leemg0214@chosun.kr



조선대학교 기계시스템공학과에서 2022년 석사 학위를 취득하고, 현재 동 대학교에서 박사과정에 재학 중이다. 제4회 큐브위성 경연대회에 참여하여 KMSL 큐브위성의 설계 및 지상 관제를 수행하였으며, 현재는 제6회 큐브위성 경연대회에 선정되어 개발 중인 CPSat의 시스템 엔지니어링 등 큐브위성에 대한 다양한 프로젝트에 참여하고 있다.

기술논문

한국의 우주탐사 과학데이터 공개시스템

김주현[†]

한국항공우주연구원

The Public Release System for Scientific Data from Korean Space Explorations

Joo Hyeon Kim[†]

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: October 15, 2023

Revised: October 31, 2023

Accepted: November 2, 2023

[†]Corresponding author :

Joo Hyeon Kim

Tel : +82-42-860-2251

E-mail : kl0630@kari.re.kr

Copyright © 2023 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

Joo Hyeon Kim

<https://orcid.org/0000-0001-7984-1379>

요약

우리나라 최초의 우주탐사 개발사업으로 시작된 달 탐사 개발사업은 다누리 달 궤도선뿐만 아니라 임무목적 달성하기 위한 탑재체와 이를 운영하기 위한 심우주자상시스템도 함께 개발되었다. 다누리에 탑재된 국내 기관이 개발한 4기의 과학탐재체가 획득한 달 탐사 과학데이터는 2024년 1월부터 일반 대중에게 공개될 예정이다. 이를 위하여 우리나라 최초의 우주탐사 과학데이터 관리 및 공개시스템인 KPDS(KARI Planetary Data System)가 개발되었다. 본 논문에서는 구축된 KPDS 웹사이트의 구성과 기능에 대하여 기술하였다.

Abstract

Initiated as Korea's inaugural space exploration endeavor, the lunar exploration development project has resulted not only the Danuri lunar orbiter but also payloads designed to achieve mission objectives and the associated Korea Pathfinder Lunar Orbiter (KPLO) Deep-space Ground System for the operation and control of the Danuri. Scientific data gathered by four scientific payloads, developed by domestic institutions and installed on board the Danuri, will be publicly available starting January 2024. To facilitate this, the first-ever Korean space exploration scientific data management and public release system, KARI Planetary Data System (KPDS), has been developed. This paper provides details on the configuration and functions of the established KPDS website.

핵심어 : 우주탐사, 과학자료, 일반공개

Keywords : space exploration, scientific data, public release

1. 서론

우리나라 최초의 우주 탐사선은 2016년 1월 개발사업이 시작되어 2022년 8월 5일(한국시간) 미국 플로리다의 케이프 커내버럴에 있는 케네디 우주센터에서 발사되어 현재 달 고도 100 km 상공의 극 궤도에서 임무를 수행하고 있는 달 궤도선 다누리이다. 다누리는 개발당시에 Korea Pathfinder Lunar Orbiter(KPLO)로 명명되었으며, 이후 국민 명칭 공모를 통하여 '다누리'라는 이름이 선정되었다.

다누리는 당초 1년간 임무를 수행할 계획이었으나 잔여 연료량 및 본체 부품의 영향성 분석에 따라 2025년까지 2년의 임무가 연장되어 총 3년간의 임무가 수행될 예정이다[1]. 다누리는 임무 운영 기간 동안 탑재되어 있는 5기의 과학장비에 의해서 달 표면 및 달 주변 우주 환경에 대한 과학조사 임무를 수행한다. 이들 과학탑재체 중 달 표면 광물을 특성을 조사하기 위한 감마선 분광기인 KGRS(KPLO Gamma Ray Spectrometer, 한국지질자원연구원), 달 표면과 우주공간의 자기장을 측정하기 위한 자기장측정기인 KMAG(KPLO Magnetometer, 경희대학교), 달 표면의 고해상도 영상을 획득하기 위한 카메라인 LUTI(Lunar Terrain Imager, 한국항공우주연구원)와 광시야 편광카메라인 PolCam(Wide-field Polarimetric Camera, 한국천문연구원)은 국내의 정부출연 연구기관과 대학이 개발을 주도한 국내 과학탑재체이며, 달의 영구음영지역인 PSR(Permanently Shadowed Region)을 촬영하기 위한 ShadowCam은 국제협력 탑재체로써 미국 NASA(National Aeronautics and Space Administration)의 지원으로 Arizona State University가 개발하였다. 4기의 국내 과학탑재체는 우리나라 최초의 우주탐사 과학임무를 수행하는 탑재체로써 다누리의 과학임무가 본격적으로 시작된 시점으로부터 1년 뒤인 2024년 1월부터 일반 대중에게 제한 없이 공개될 예정이다. 이러한 우주탐사 과학임무는 국민의 지지와 관심을 바탕으로 국가의 예산에 의해서 수행된 연구개발사업이며, 과학의 공익성이라는 측면에서 과학자료의 공개는 당연하다고 할 수 있다. 즉, 전문 연구자들뿐만 아니라 일반 대중들도 이를 활용하여 과학적, 교육적 성과를 일궈내는 것은 우주탐사 과학임무의 가장 중요한 목표 중 하나이기 때문이다.

이러한 달 탐사를 비롯하여 다누리 이후의 우주탐사 과학임무로부터 획득되는 과학자료의 저장 및 일반 공개는 사용자가 데이터 활용에 용이하도록 구축된 시스템이 필요하다. 이에 한국항공우주원은 미국 항공우주국(NASA)의 Planetary Data System(PDS)과 유럽 우주청(European Space Agency, ESA)의 Planetary Science Archive(PSA)를 벤치마킹하여 KARI Planetary Data System(KPDS)를 개발하였으며, 2024년 1월부터 인터넷을 통하여 일반 대중에게 공개되어 전문 연구자뿐만 아니라 누구나 쉽게 국내 과학탑재체가 획득한 과학자료를 내려 받을 수 있도록 할 예정이다.

1.1 KPLO(Korea Pathfinder Lunar Orbiter) 심우주지상시스템(KPLO Deep-Space Ground System, KDGS)

달 궤도선 다누리의 관제 및 운영은 한국항공우주연구원 대전 본원에 위치한 KPLO 심우주지상시스템(KPLO Deep-space Ground System, KDGS)에서 수행되고 있다. KDGS는 심우주지상안테나(Korea Deep Space Antenna, KDSA), 실시간운영부체계(Real-time Operating Subsystem, ROS), 임무계획부체계(Mission Planning Subsystem, MPS), 비행역학부체계(Flight Dynamics Subsystem, FDS), 영상처리분석부체계(Image Calibration and Analysis Subsystem, ICAS), 과학자료관리부체계(Science Data Management Subsystem, SDMS)와 이를 지원하는 서버들로 구성되어 있다(Fig. 1). 다누리의 과학탑재체가 획득한 과학임무 자료의 수집, 저장, 배포, 공개 등의 관리도 심우주지상시스템 내의 부체계(subsystem) 중 하나인 과학자료관리 서비스시스템(SDMS)을 통하여 이루어지고 있다.

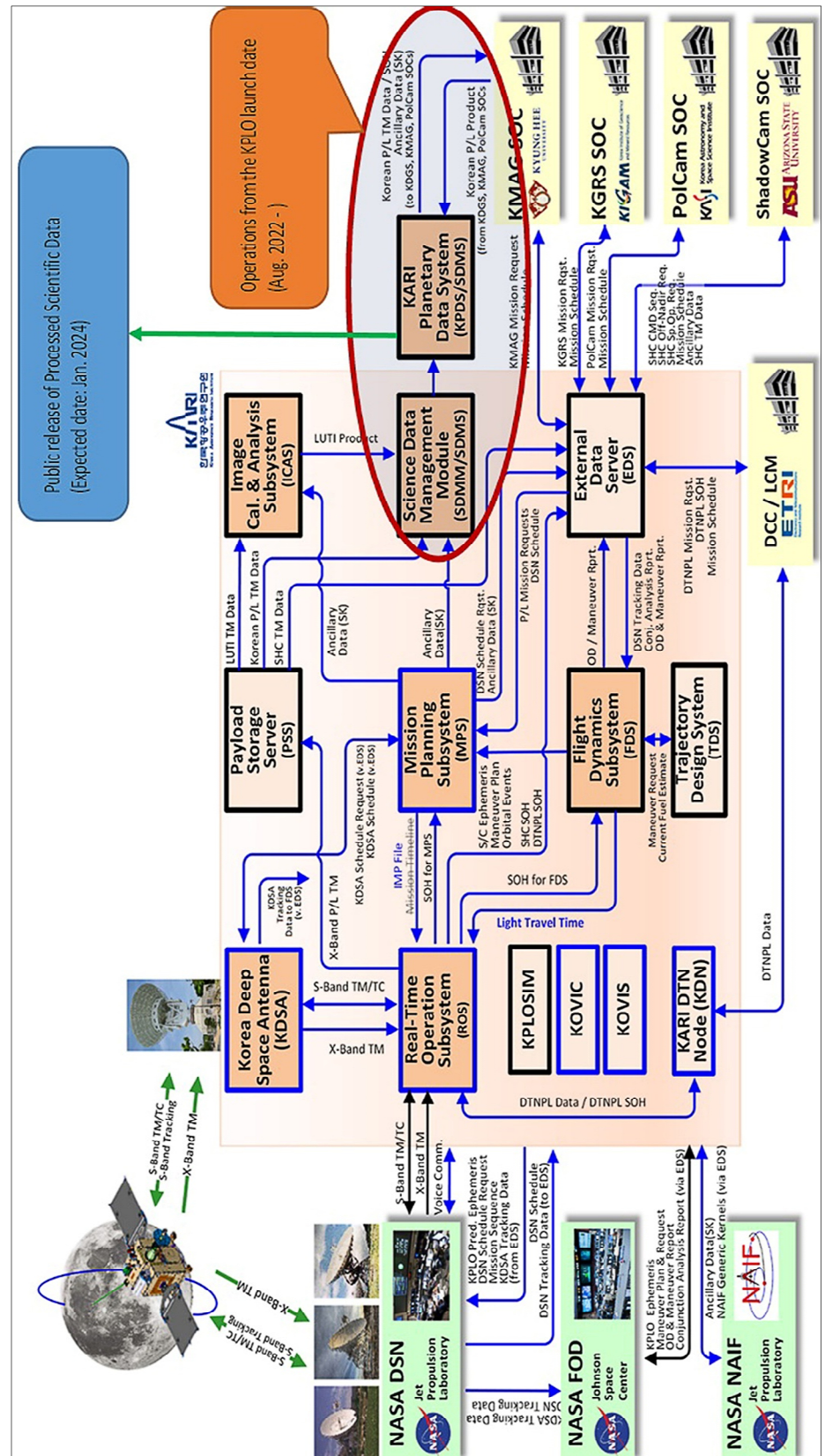


Fig. 1. KPLO Deep-space Ground System Architecture [2]. KPLO, Korea Pathfinder Lunar Orbiter.

1.2 과학자료관리 서브시스템(Science Data Management Subsystem, SDMS)

과학자료관리 서브시스템(SDMS)은 다누리의 국내개발 과학탐재체가 획득한 달 탐사 과학데이터가 텔레메트리 형태로 심우주지상국이 수신하게 되면, 이를 처리 및 분석하기 위해서 각 과학탐재체 개발기관에게 제공하게 된다. 이러한 외부기관의 제공과 저장, 관리의 역할을 수행하는 KDGS의 부체계가 SDMS이다.

SDMS는 KDGS의 폐쇄망 내에서 운영되는 과학자료관리모듈(SDMM, science data management module)과 외부 인터넷망에서 운영되는 KPDS로 구성되어 있다. 따라서 외부의 과학탐재체 개발기관은 텔레메트리 형태의 과학데이터를 내려 받고, 처리된 과학데이터를 일반 대중에게 공개하기 위해서는 KPDS에 sFTP로 접속해야 한다. 그러나 처리된 과학데이터를 일반 대중이 내려 받기 위해서는 HTML5 호환 웹 브라우저를 이용하여 KPDS 웹사이트에 접속하면 별도의 가입이나 인증절차 없이 누구나 과학데이터를 검색 및 내려 받을 수 있다. 자세한 KPDS의 기능과 사용에 대해서는 2.2절에서 다루었다.

2. 우주탐사 과학자료의 공개

2.1 해외 우주탐사 과학자료 공개시스템 사례

지구 이외의 천체에 대해서 우주탐사 과학임무를 수행한 경험이 있는 국가들은 과학데이터를 공개하기 위한 시스템을 구축하고 있다. 앞서 서론에서 언급하였듯이 이를 위한 대표적인 시스템으로써 미국 NASA의 PDS와 유럽 ESA의 PSA를 예로 들 수 있다.

2.1.1 NASA(National Aeronautics and Space Administration) PDS(Planetary Data System)

PDS의 총괄관리는 NASA의 Goddard Space Flight Center에서 수행하고 있으며, 우주탐사 과학임무나 데이터의 성격에 따라 node로 구분하여 미국 내 대학 혹은 비영리 연구기관이 운영을 담당하고 있다. 또한 PDS의 기술적인 개발과 지원을 담당하는 것은 jet propulsion laboratory가 수행하고 있다.

PDS는 우주탐사 과학데이터의 공개뿐만 아니라 과학데이터의 사용자들이 활용하기 용이하도록 우주탐사 과학데이터의 표준을 개발하는 역할도 수행하는데, 이러한 표준 역시 PDS라고 불리우며 현재 4번째 버전이라는 의미로써 PDS4라고 불린다. PDS4는 국제표준규약에 의해서 지정된 표준은 아니지만 현재 우주탐사 과학임무를 수행하는 국가들(주로 미국과 협력 관계에 있는 국가들)은 이를 표준으로 채택하여 우주탐사 과학데이터를 관리하고 있다. PDS4의 가장 큰 특징 중 하나는 PDS4 Data Dictionary와 이를 적용한 XML 형식의 metadata라고 할 수 있다. 이에 대한 자세한 사항은 PDS 홈페이지(<https://pds.nasa.gov/datastandards/about/>)에서 확인할 수 있다.

2.1.2 ESA(European Space Agency) PSA(Planetary Science Archive)

ESA가 참여한 우주탐사 프로그램에서 획득된 과학데이터는 PSA 웹 사이트(<https://archives.esac.esa.int/psa/>)를 통해서 누구나 다운로드 받을 수 있도록 하고 있다. 특히 PSA

의 UI(user interface)는 사용자 편의를 잘 고려하여 filter와 검색어를 모두 사용하여 과학데이터를 검색할 수 있도록 하고 있을 뿐만 아니라, 요약된 메타데이터를 검색결과로 보여주거나 마중보기(thumbnail) 그림을 위주로 검색결과로 보여주는 방식과 같은 사용자의 편의를 우선으로 한 검색 및 검색결과 UI는 KPDS를 개발함에 있어서 벤치마킹하였다.

2.2 한국항공우주연구원 KPDS(KARI Planetary Data System)

KPDS는 우리나라 최초의 우주탐사 과학데이터를 공개 및 관리하기 위하여 개발되었다. 달 탐사 개발사업이 시작될 무렵에는 KPDS와 같은 우주탐사 과학임무로부터 획득한 과학데이터를 관리 및 공개한다는 것에 대한 필요성이 제시되지 않았다. 그러나 SDMS의 개발 담당자는 이에 대한 필요성을 제시하고 개발을 진행함에 따라 우리나라 최초의 우주탐사 과학데이터 공개시스템이 구축되었다[3].

KPDS의 일반 대중을 위한 과학자료 공개는 KPDS 웹사이트(Fig. 2)를 통해서 이루어질 계획이며, 구체적인 공개 날짜는 정해지지 않았으나 2024년 1월로 계획하고 있다. 2023년 11월 현재 우리나라의 우주탐사선은 달 궤도선 다누리가 유일하기 때문에 KPDS를 통하여 2024년 1월부터 공개되는 과학데이터도 다누리의 국내 과학탐사체 4기가 획득한 과학데이터만을 제공하게 될 것이다. 국제협력 탐사체인 ShadowCam의 과학데이터는 미국 NASA의 PDS를 통하여 공개될 예정이다.

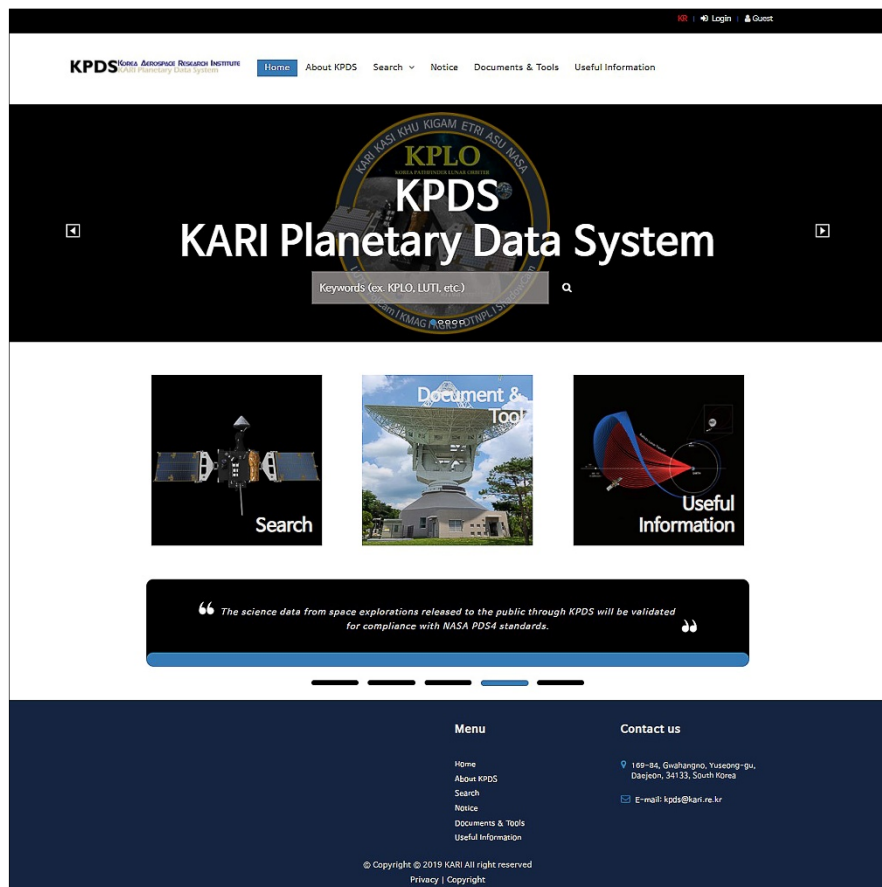


Fig. 2. The main page of KPDS website. KPDS, KARI Planetary Data System.

2.2.1 KPDS(KARI Planetary Data System)에서 과학데이터 검색

KPDS를 이용하여 우주탐사 과학자료를 검색하여 내려받기 위해서는 검색엔진을 이용한 방법과 데이터 디렉토리 내에서 직접 자료를 다운로드 받는 방법 2가지가 있다. 우선 검색엔진을 이용하여 필요한 데이터를 내려받는 방법에 대해서 설명하고자 한다.

2.2.1.1 디렉토리 검색을 통한 과학데이터 검색

KPDS 웹 사이트의 검색(search) 페이지의 좌측 하단에는 directory search라는 링크가 있다. 이는 특정의 검색어를 사용하지 않고 KPDS가 제공하는 불특정의 과학데이터를 검색할 수 있도록 디렉토리 구조(Fig. 3)를 보여주고 있으며, 사용자가 원하는 데이터를 선택할 경우 즉시 데이터를 내려 받을 수 있다.

2.2.1.2 검색엔진을 이용한 과학데이터 검색

KPDS 웹 사이트에서 검색 엔진을 사용한 과학데이터의 검색은 각 과학데이터의 메타데이터를 기반의 정보를 기반으로 검색된다. 또한 사용자가 검색어(keywords)를 입력하거나 검색 화면 왼쪽에 위치한 필터(Fig. 4)를 이용할 경우 사용자가 필요로 하는 데이터의 특성을 표시하여 검색버튼(돋보기 아이콘)을 클릭할 경우 내려 받고자 하는 과학데이터를 검색할 수 있다.

2.2.1.3 검색결과

KPDS에서 검색어 혹은 필터에 의한 과학데이터 검색결과와 예시는 Fig. 5와 같이 마중그림(thumbnail), 탐사선과 탑재체명, 파일명, 자료처리 수준, 데이터의 크기가 화면 중앙에 표출된다. 이로부터 사용자는 내려받기를 원하는 과학데이터를 선택하여 내려받기를 실행할 경우 복수의 파일인 경우 ZIP으로 압축된 파일 형태로 내려받게 된다.

2.2.2 마중그림(thumbnail)과 메타데이터(metadata) 뷰어

사용자가 검색어 혹은 필터를 이용하여 검색한 결과에서 보여주는 마중그림과 메타데이터는 KPDS 웹 사이트에 내장된 뷰어(viewers)를 통하여 그 내용을 자세히 볼 수 있다.

/KPLO/KPLO/LevelProduct/LUTI/Data/202302		Size
	parent directory	-
	CAL/	-
	PP/	-
	Raw/	-

Fig. 3. KPDS directory search. KPDS, KARI Planetary Data System.

Filter ?

☒ OR
 ☐ AND

Target type

☐ satellite

Target name

☐ moon

Mission

☐ luti

Spacecraft

☐ kplo

Instrument

☐ luti

Processing level

☐ Raw

Observation time

Observation start time

Non-standard List

Directory List

Category ?

Target type

▶ satellite (13)

Target name

▶ moon (13)

Mission

▶ luti (13)

Spacecraft

▶ kplo (13)

Instrument

▶ luti (13)

Processing level

▶ Raw (13)

Observation time

▶ 2023-07 (13)

Fig. 4. KPDS search filter. KPDS, KARI Planetary Data System.

Keywords (ex. KPI O, LUTI, etc.)

Filtering: Target name

Categories: *

Download

Download link

Quicklook/Link

Thumbnail	LID	Title	Spacecraft	Target name	Processing level	Total Download Size	Metadata
	urn:kari:kpds:kplo:lun:data:ID:KPLO_LUT1/L250/21_101620_KPWO_M_00	KPLO LUT1	kplo	moon	Raw	426.6 MB	View
	urn:kari:kpds:kplo:lun:data:ID:KPLO_LUT1/L250/21_031125_KPWO_M_00	KPLO LUT1	kplo	moon	Raw	259.6 MB	View
	urn:kari:kpds:kplo:lun:data:ID:KPLO_LUT1/L250/21_051013_KPWO_M_00	KPLO LUT1	kplo	moon	Raw	251.1 MB	View
	urn:kari:kpds:kplo:lun:data:ID:KPLO_LUT1/L250/21_111713_KPWO_M_00	KPLO LUT1	kplo	moon	Raw	146.1 MB	View
	urn:kari:kpds:kplo:lun:data:ID:KPLO_LUT1/L250/21_111729_KPWO_M_00	KPLO LUT1	kplo	moon	Raw	16.2 MB	View
	urn:kari:kpds:kplo:lun:data:ID:KPLO_LUT1/L250/21_111730_KPWO_M_00	KPLO LUT1	kplo	moon	Raw	29 MB	View
	urn:kari:kpds:kplo:lun:data:ID:KPLO_LUT1/L250/21_111740_KPWO_M_00	KPLO LUT1	kplo	moon	Raw	74 MB	View
	urn:kari:kpds:kplo:lun:data:ID:KPLO_LUT1/L250/21_111741_KPWO_M_00	KPLO LUT1	kplo	moon	Raw	22.8 MB	View
	urn:kari:kpds:kplo:lun:data:ID:KPLO_LUT1/L250/21_111742_KPWO_M_00	KPLO LUT1	kplo	moon	Raw	14.6 MB	View
	urn:kari:kpds:kplo:lun:data:ID:KPLO_LUT1/L250/21_111743_KPWO_M_00	KPLO LUT1	kplo	moon	Raw	10.5 MB	View

Showing 1 to 10 of 13 entries

Fig. 5. Example of KPDS search result. KPDS, KARI Planetary Data System.

2.2.2.1 마중그림 뷰어

KPDS가 제공하는 우주탐사 과학데이터 중 자료제공자(data provider)가 마중그림을 제공하는 경우에는 과학데이터 검색결과에서 확인할 수 있도록 마중그림 뷰어를 'Quick View'라는 이름으로 제공하고 있다. 또한 해당 마중그림을 클릭할 경우 마중그림 뷰어는 Fig. 6과 같은 기능을 제공하기 때문에 사용자는 간단한 영상 처리(밝기, 대조, 확대/축소 등)를 사용하여 해당 마중그림을 빠르게 분석할 수 있다. 또한 복수의 마중그림을 선택하여 자세한 비교를 원할 경우에는 1초 간격으로 순차적으로 마중그림을 보여주는 기능(quicklook/blink)이 있기 때문에 유사한 마중그림 간의 차이를 비교할 수도 있다.

2.2.2.2 메타데이터 뷰어

KPDS의 검색엔진을 통하여 제공되는 모든 과학데이터는 PDS4 표준에 따라 생성된 XML 형식의 메타데이터를 동반하게 된다. 이들 메타데이터는 각 과학데이터의 특성 및 관측, 처리 정보를 담고 있으며 KPDS는 이를 기반으로 검색이 이루어진다.

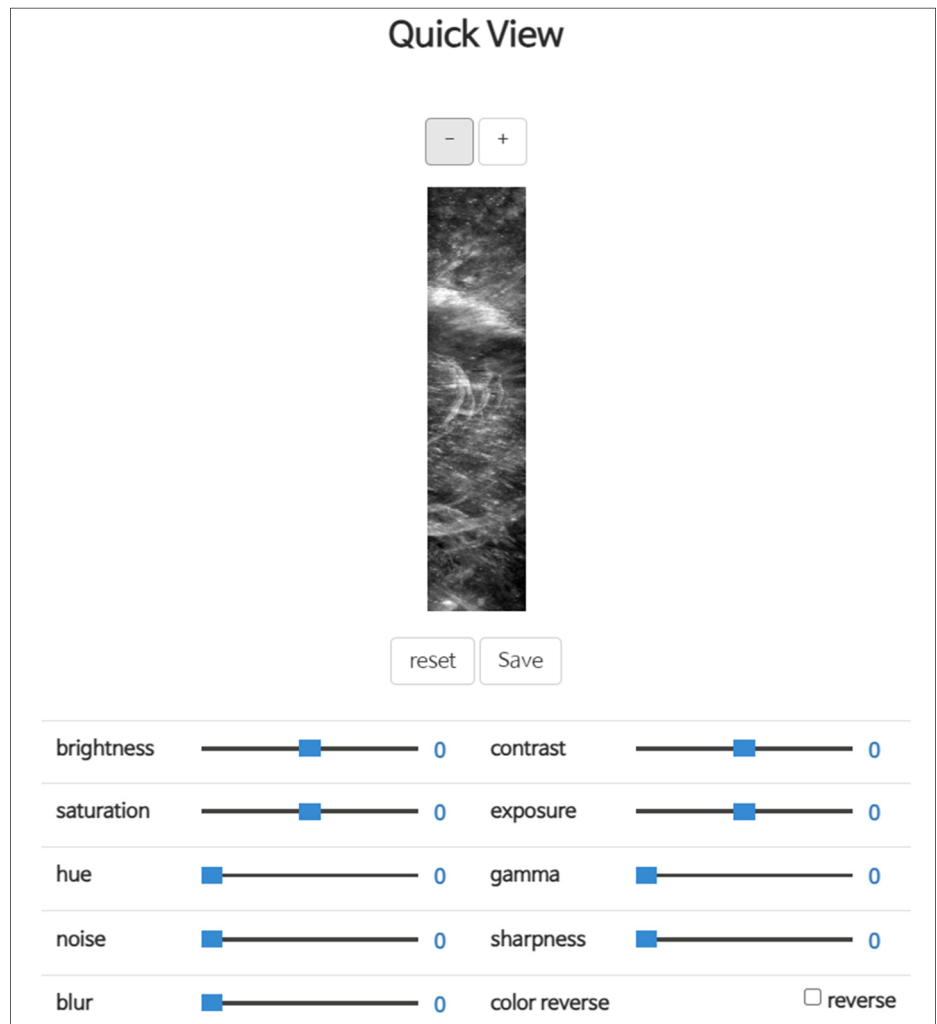


Fig. 6. KPDS thumbnail viewer. KPDS, KARI Planetary Data System.

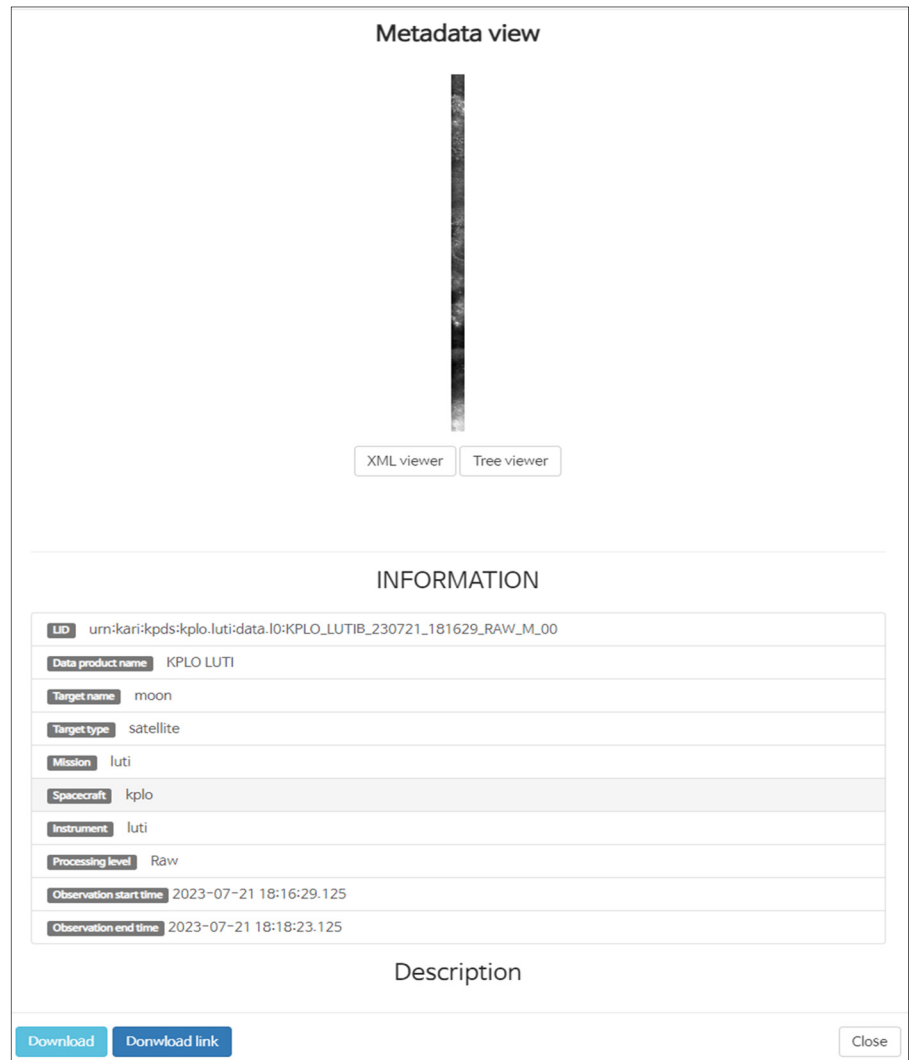


Fig. 7. KPDS metadata viewer. KPDS, KARI Planetary Data System.

KPDS는 NASA의 PDS4 표준에 따라 XML 형식으로 작성된 메타데이터에 대해서 각 field 별 값들을 가독성 좋도록 보여주는(Fig. 7) 뷰어를 제공하고 있다. 또한 이 메타데이터 뷰어는 사용자가 필요에 따라 트리 형태의 XML 구조 그대로 볼 수 있도록 선택할 수 있다.

2.2.3 우주탐사 과학데이터 관리 모니터링

SDMS는 클라이언트 소프트웨어(Fig. 8)를 통하여 SDMM과 KPDS로 들어오고 나가는 데이터와 네트워크 및 서버의 자원(resources)을 실시간으로 모니터링할 수 있다. SDMS 클라이언트 소프트웨어는 보상의 이유로 동일한 네트워크 내에 위치한 PC와 해당 IP가 KDGS의 방화벽에서 허용할 경우에만 설치와 사용이 가능하다.

3. 결론 및 고찰

본 논문에서는 우리나라 최초의 우주탐사선이자 달 궤도선이 다누리를 비롯하여 향후 우리나라 우주탐사 과학임무로부터 획득되는 과학데이터를 공개하고 관리할 수 있는 KPDS의 개

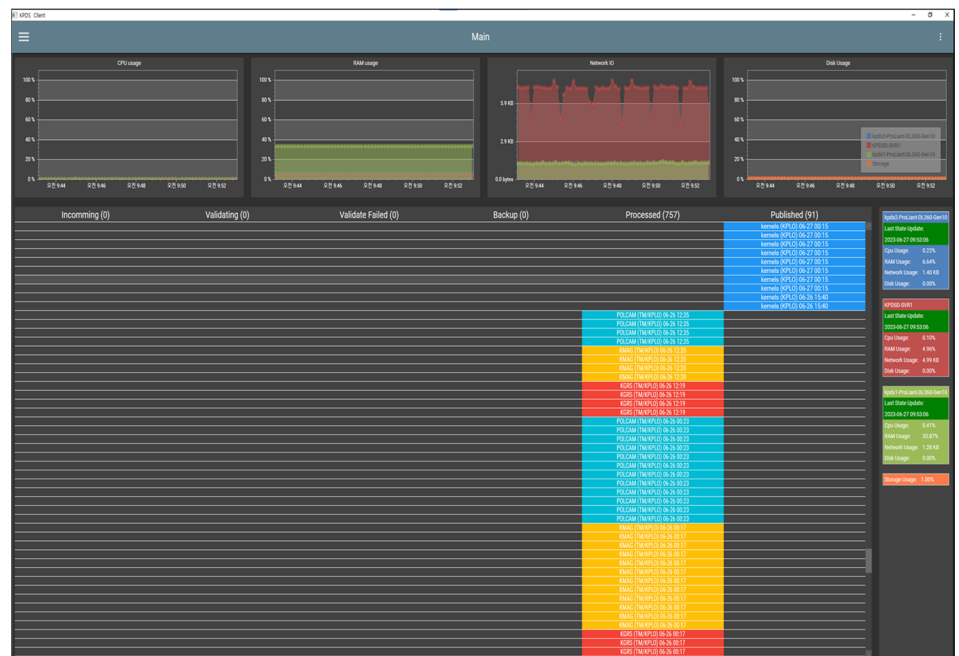


Fig. 8. Science data management client S/W.

요와 기능에 대해서 논하였다. 지금까지 우리나라는 지구궤도 위성에 의한 우주임무를 수행하였으며, 해당 우주임무에 대한 수요기관의 요구에 따라 데이터를 제공하였기 때문에 특정되지 않은 일반인들에게 제한 없이 데이터를 공개하기 위한 우주탐사 과학데이터 제공 시스템은 없었다. KPDS의 가장 큰 의의는 우주탐사 과학임무의 연구, 교육, 홍보 성과 창출을 한층 더 높이기 위한 우리나라 최초의 우주탐사 과학데이터 공개 및 관리 시스템이라는 데 있다. 그렇기 때문에 첫 시작으로 실제 운영 시에 예상하지 못한 이상 상황이 발생할 수 있다. 이에 그 위험성을 최소화하기 위한 취약점 진단, 성능 부하테스트, 예비 운영 등을 수행하고 있다. 그러나 실제 운영에 따른 사전에 발견되지 못한 이상 상황은 불가피할 것으로 여겨지나, 이에 따른 성능 및 기능 개선 등도 앞으로 지속적으로 이루어질 예정이다.

이와 함께 우주탐사 임무활동에서 획득된 과학데이터에 대해서 공개할 수 있는 정책적 근거도 뒷받침되어야 할 것이다. 특히 현재 우리나라의 우주개발과 위성정보에 관한 주요 법률과 규정은 우주개발진흥법, 위성정보의 보급 및 활용 규정, 위성정보 보안관리 규정이 있다.

이들 중 『우주개발진흥법』 제2조 1항과 3항에서는 “우주개발”과 “인공우주물체”에 대해서 다음과 같이 정의하고 있다[4].

제2조 1항 “우주개발”이란 다음 각 목의 어느 하나에 해당하는 것을 말한다.

가. 인공우주물체의 설계·제작·발사·운용 등에 관한 연구 활동 및 기술개발활동
나. 우주공간의 이용·탐사 및 이를 촉진하기 위한 활동

제2조 3항

가. “인공우주물체”란 우주공간에서 사용하는 것을 목적으로 설계·제작된 물체(우주발사체, 인공위성, 우주선 및 그 구성품을 포함한다)를 말한다.

이와 같이 우주개발은 인공우주물체를 개발하고 활용하여 수행하는 일련의 연구개발 활동을 의미하며, 인공우주물체에 대해서 인공위성과 우주선을 구분하고 있으며, 『위성정보의 보급 및 활용 규정』 제 1 조에서 우주개발진흥법 제 17조에 따라 인공위성 위성정보를 보급·활용하기 위하여 관련된 업무 수행에 필요한 사항을 규정함[5]으로써 그 대상을 위성정보에 한정하고 있다. 또한 동 규정 제2조 1항에서도 “위성정보”에 대해서 다음과 같이 정의하고 있다.

“위성정보”란 인공위성을 이용하여 획득한 영상·음성·음향·데이터 또는 이들의 조합으로 처리된 정보(그것을 가공·활용한 것을 포함한다)를 말한다.

즉, 현행 법규에서 정의하고 있는 위성정보는 인공위성에 의해서 획득한 정보에 한정하고 있을 뿐 우주선과 그 구성품에 의해서 획득한 정보를 언급하고 있지 않다. 이에 따른 위성정보 보안관리 규정[6]에서도 인공위성에 의한 위성정보만이 대상이므로 현행 법규에서는 우주선에 의한 과학데이터(과학정보)에 대한 관리규정은 전무한 상태이다. 즉, 우주선의 과학임무에 의해서 획득된 과학데이터의 자유로운 공개와 활용을 보장하는 별도의 법적, 정책적 근거가 필요하다

요약컨대 KPDS는 우주탐사 과학데이터의 사용자 편의와 우주탐사를 최우선으로 개발하였으며, 국제협력에 의한 우주탐사 과학데이터 활용도를 높이기 위하여 NASA의 PDS4 표준을 적용하고자 하였다. 그러나 2024년 1월 이후 실제 공개 운영함에 따라 부족함이 발생할 수 있으며 이를 위한 추가적인 개발과 보완은 지속해 나갈 예정이다.

감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 주요 사업인 ‘달 궤도선 임무운영(FR23L01)’ 과제와 연구개발 적립금사업인 ‘국가 우주계획 실현을 위한 미래 핵심연구주제 도출 및 선행연구’의 부과제인 “화성탐사 임무개발을 위한 우주탐사 임무 개념연구(KR23162)” 과제의 지원을 받았다.

References

1. Ministry of Science and ICT, Danuri mission's duration will be extended (2023) [Internet], viewed 2023 Nov 6, available from: <https://www.kari.re.kr/kplo/danuri/news/newsView.do?nttlId=8785&pageIndex=1&searchCnd=&searchWrd=>
2. Kim JH, Korea's lunar and space explorations, in 55th Annual Division for Planetary Sciences (DPS), Europlanet Science Congress (EPSC), San Antonio, TX, 1-6 Oct 2023.
3. Ministry of Science and ICT, Lunar Orbiter, Danuri Development White Paper 2023 (Ministry of Science and ICT, Sejong, Korea, 2023).
4. The Korean Law Information Center, Enforcement decree of the space development promotion act (2023) [Internet], viewed 2023 Nov 6, available from: <https://www.law.go.kr/%EB%B2%95%EB%A0%B9/%EC%9A%B0%EC%A3%BC%EA%B0%9C%EB%B0%9C%EC%A7%84%ED%9D%A5%EB%B2%95>

5. Ministry of Science and ICT, Regulation of dissemination and utilization of satellite information(2023) [Internet], viewed 2023 Nov 6, available from: https://doc.msit.go.kr/SynapDocViewServer/viewer/doc.html?key=e3278c1468fb46b18b0f609944995139&convType=html&convLocale=ko_KR&contextPath=/SynapDocViewServer/
6. The Korea Aerospace Research Institute, Regulation of satellite information security management(2008) [Internet], viewed 2023 Nov 6, available from: https://www.kari.re.kr/cop/bbs/BBSMSTR_000000000134/selectBoardArticle.do;jsessionid=3E5AB60E3E369FDB4C691CFAF1B1BFBE?nttId=1895&kind=&mno=sitemap_02&pageIndex=2&searchCnd=&searchWrd=

Author Information

김 주 현 kl0630@kari.re.kr



김주현 박사는 목성과 토성 대기에 관한 연구로 2007년 경희대학교 우주과학과에서 박사학위를 취득하였으며, 2008년부터 2010년까지 미국 JPL(제트추진연구소)에서 토성탐사선 카시니 호의 VIMS 데이터를 이용한 토성 대기에 관한 연구를 수행하였고, 2010년부터 2012년까지 미국 위스콘신 대학교(UW-Madison)의 SSEC(우주과학 및 공학연구소)에서 허블우주망원경을 이용한 천왕성 대기에 관한 연구를 수행하였다. 현재 한국항공우주연구원에서 달 탐사 및 우주탐사 과학자료의 공개 및 관리를 위한 SDMS와 KPDS의 개발과 우주탐사 과학임무에 관한 연구를 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	41	서울대학교	81	큐니온
2	경희대학교	42	세종대학교	82	텔레픽스주식회사
3	공군 우주발전처원	43	솔탑	83	페리지항공우주
4	공군사관학교	44	스마트코리아피씨비	84	하이리움산업
5	공군우주처	45	스페이스솔루션	85	하이퍼센싱
6	과학기술정보통신부	46	실텍	86	한국방연연구원
7	과학기술정책연구원	47	썬트렉아이	87	한국과학기술기획평가원
8	국립외교원	48	아이엠티	88	한국과학기술연구원
9	국립전파연구원	49	아이파이브	89	한국과학우주청소년단
10	국립환경과학원	50	알에스피	90	한국기초과학지원연구원
11	국민대학교	51	에스티아이	91	한국마이크로칩테크놀로지
12	국방과학연구소	52	엘테크	92	한국연구재단
13	국방기술진흥연구소	53	엠아이디	93	한국전기연구원
14	국방기술품질원	54	연세대학교	94	한국전자통신연구원
15	국방우주학회	55	우성테크	95	한국천문연구원
16	국토지리정보원	56	우주기술진흥협회	96	한국항공우주산업
17	나라스페이스테크놀로지	57	우주전파센터	97	한국항공우주연구원
18	네오스펙	58	웨이브온	98	한국항공정책연구소
19	넥스트폼	59	위성전파감시센터	99	한국해양과학기술원
20	노스롭그루만	60	이노스페이스	100	한밭대학교
21	단암시스템즈	61	이엘엠	101	한양이엔지
22	담스테크	62	이오에스	102	한컴인스페이스
23	동진커뮤니케이션시스템	63	인스페이스	103	한화
24	두시텍	64	인터콥전자	104	한화시스템
25	두원중공업	65	인하대학교	105	한화에어로스페이스
26	드림스페이스월드	66	저스텍	106	항공대학교
27	디에스테크놀러지	67	전략물자관리원	107	해군본부
28	레볼루띠	68	전북대학교	108	해양경찰청
29	레이다앤스페이스	69	제노코	109	현대로템
30	롤스로이스	70	제이엔티	110	현대중공업
31	루미르	71	조선대학교	111	AP 위성
32	마스텍	72	지솔루션	112	Aurora Propulsion Tech.
33	바로텍시너지	73	지아이이앤에스	113	KAIST 인공위성연구소
34	방위사업청	74	지오스토리	114	KT sat
35	부경대학교	75	카이로스페이스	115	KTL
36	부산대학교	76	컨텍	116	LIG 넥스원
37	부산테크노파크	77	캠텍종합기술원	117	S&K 항공
38	뷰웍스	78	컨텍	118	SM 인스트루먼트
39	비츠로넥스텍	79	코리아테스팅	119	Space K
40	샘트라인터내셔널	80	코마텍코리아	120	Thales Korea

우주기술과 응용

제3권 4호

등 록 일 | 2021년 5월 31일

발 행 일 | 2023년 11월 30일

발 행 인 | 이 유

편 집 인 | 김해동 · 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

한국형 위성항법시스템 KPS LIG넥스원이 시작합니다

국방분야 위성항법시스템 개발의 개척자
민/군분야의 위성탑재체 국내개발 선두주자



ICEYE

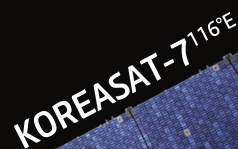
A NEW WAY TO UNDERSTAND EARTH

PERSISTENT MONITORING FROM ICEYE



EXPLORE ICEYE CAPABILITY
WWW.ICEYE.COM



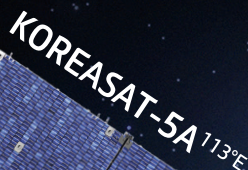


KOREASAT-7^{116°E}

A satellite with two large blue solar panel arrays and three white parabolic antennas, positioned in the upper half of the frame against a black background.

Beyond The Satellite

kt sat



KOREASAT-5A^{113°E}

A satellite with two large blue solar panel arrays and three white parabolic antennas, positioned in the lower half of the frame with the Earth's horizon visible in the background.

Best Partner for Satellite Operations

(주)아이옵스는 여러분과 비전을 공유합니다

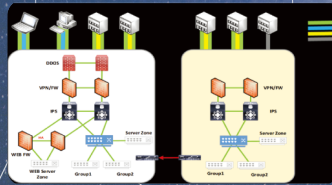
위성운영 지상시스템 분야의 Total Solution 제공



위성 지상시스템 운용



시스템 네트워크 구축 및 유지보수



인공위성 지상소프트웨어 개발



아이옵스는 위성관제 및 위성지상시스템에 대한 독보적인 전문성을 기반으로 안정적인 운영이라는 목표를 가장 성공적으로 수행할 수 있는 파트너로서 준비가 되어 있습니다.

또한, 지상 인프라 구축과 소프트웨어 개발까지 전영역에 대한 서비스를 제공하면서 **위성운영의 토탈 솔루션**을 제공합니다.

3대비전 열린경영 | 도전혁신 | 인재경영

핵심가치 고객만족 전문성 시장선도 윤리경영

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



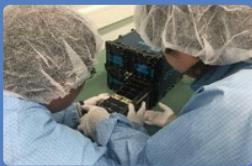
우주를 향한 KAI의 도전과 열정은 진행형입니다



한국항공우주산업|주|
KOREA AEROSPACE INDUSTRIES, LTD.

New Space를 위한 인공위성 플랫폼 서비스 솔탑이 만들어 가겠습니다.

1995년 설립 이래 다목적 실용위성 관제시스템 개발을 시작으로
위성 지상시스템, 위성 원격탐사 분야에서 지속적으로 성장하며
항공우주 전문기업으로 발돋움하였고 최근 초소형 위성 시장에도 진출하였습니다.
다수의 위성 지상시스템 구축 경험을 바탕으로 안정적이고 신뢰도 높은 시스템 설계 및 구현 기술을
보유하고 있으며 해외 유수의 업체들과 협력하여 검증된 초소형 위성의 솔루션을 제공하고 있습니다.



초소형 위성
설계·제작시험



위성영상수신



실시간 데이터
분석·처리



위성관제

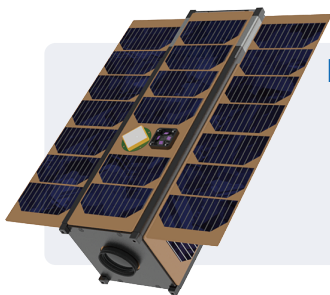


탐재체·위성체
시험 및 분석

SOLESat-01

솔탑에서 개발하는 첫 번째 초소형 위성!

솔탑에서 자체 위성개발을 통해 솔탑의 위성설계, 제작 및
운용기술을 검증하고자 합니다.



Mission

- 초소형위성 플랫폼 검증
- 태양전지판 핵심 기술검증
- 지구관측
- 우주 기상 관측

Specifications

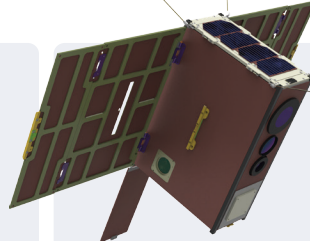
- 탑재체 : 지구 관측 카메라
Space Weather Sensor
- 궤 도 : 태양동기궤도
- 질 량 : <6kg
- 크 기 : 3U
- 통 신 : UHF, S-band
- 수 명 : 1년



STEPCubeLab-2

시스템 통합 및 플랫폼 개발

STEP CubeLab-II 조선대학교 STSLab에서 큐브위성 경연대회
사업으로 개발중인 6U 초소형위성입니다.

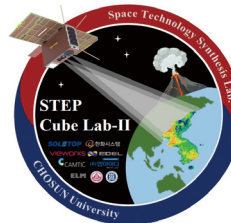


Mission

- 지구관측(백두산 폭발징후 관측)
- 태양전지판 기술검증
- 우주용 TDI 센서 검증
- 관심대상에 대한 동영상 촬영

Specifications

- 탑재체 : TDI 가시광선 카메라
LWIR 카메라
광대역 카메라
태양전지판 조절 장치(SADA)
점탄성 태양전지판
- 궤 도 : 태양동기궤도
- 질 량 : <6kg
- 크 기 : 6U
- 통 신 : UHF, S-band
- 수 명 : 1년



보다 가까이

최첨단 기술력으로 선보이는
국내 최초의 초소형 군 정찰위성

가장 높은 곳에서
가장 가까이

디지털 방위산업의 선두주자 **한화시스템**,
미래를 위한 책임감으로
육·해·공·우주를 더 가까이 연결합니다

Smart & Dependable Partner
한화시스템

초소형 SAR 위성
군집운용을 통한
재방문주기 최소화

REVIEW ARTICLES

301 Latest Research Trends on Space Environments in Korea

Eojin Kim, Seongsuk Lee, Bogyong Kim

RESEARCH PAPERS

322 Highly Agile Actuator Development Status of an 800 mNm Control Moment Gyro (CMG)

Goo-Hwan Shin, Hyosang Yoon, Hyeongcheol Kim, Dong-Soo Choi, Jae-Suk Lee, Young-Ho Shin, Eunji Lee

333 A Study of Static Random Access Memory Single Event Effect (SRAM SEE) Test using 100 MeV Proton Accelerator

Wooje Han, Eunhye Choi, Kyunghee Kim, Seong-Keun Jeong

342 Systems Engineering for System Design and Fabrication of CubeSats

In-Hoi Koo, Myung-Kyu Lee, Seul-Hyun Park

355 Lessons and Countermeasures Learned from Both Domestic and Foreign CubeSat Missions

In-Hoi Koo, Myung-Kyu Lee, Seul-Hyun Park

TECHNICAL PAPER

373 The Public Release System for Scientific Data from Korean Space Explorations

Joo Hyeon Kim

