

우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Vol. 3 No. 1 February 2023



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

우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Volume 3 Number 1 February 2023

Published by The Korean Space Science Society

Published on February 28, 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
심은섭 (주)솔탑
이 유 충남대학교

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

편집국장 김숙경 한국우주과학회



우주기술과 응용 Vol. 3 No. 1 February 2023

리뷰논문

- 1 A Brief Introduction of Current and Future Magnetospheric Missions Yukinaga Miyashita

- 26 우주탐사용 질량분석기들의 과학적 성과와 기술 동향 홍익선, 이 유, 이진근, 이남석, 강성원, 김선태, 장규하, 최정림, 민경욱, 정종일

연구논문

- 44 표준 심우주 탐사선 시스템 설계 연구 김익근, 전현진

- 58 수평 위치정보 추정을 위한 관성/천측 항법시스템 설계 및 약결합/강결합 방식의 성능 비교 김기덕

- 72 나노위성 전개스위치 구현 사례 및 고찰 김민기

기술논문

- 86 질량 분석기의 원형 모델 개발 이진근, 이남석, 강성원, 김선태, 장규하, 이 유, 홍익선, 최정림, 민경욱, 정종일

리뷰논문

A Brief Introduction of Current and Future Magnetospheric Missions

Yukinaga Miyashita^{1,2†}

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

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



Received: December 13, 2022

Revised: December 28, 2022

Accepted: January 5, 2023

†Corresponding author :

Yukinaga Miyashita

Tel : +82-42-865-2030

E-mail : miyashita@kasi.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

Yukinaga Miyashita

<https://orcid.org/0000-0001-5622-8141>

Abstract

In this paper, I briefly introduce recently terminated, current, and future scientific spacecraft missions for in situ and remote-sensing observations of Earth's and other planetary magnetospheres as of February 2023. The spacecraft introduced here are Geotail, Cluster, Time History of Events and Macroscale Interactions during Substorms / Acceleration, Reconnection, Turbulence, and Electrodynamics of the Moon's Interaction with the Sun (THEMIS / ARTEMIS), Magnetospheric Multiscale (MMS), Exploration of energization and Radiation in Geospace (ERG), Cusp Plasma Imaging Detector (CuPID), and EQUilibrium Lunar-Earth point 6U Spacecraft (EQUULEUS) for recently terminated or currently operated missions for Earth's magnetosphere; Lunar Environment Heliospheric X-ray Imager (LEXI), Gateway, Solar wind Magneto-sphere Ionosphere Link Explorer (SMILE), HelioSwarm, Solar-Terrestrial Observer for the Response of the Magnetosphere (STORM), Geostationary Transfer Orbit Satellite (GTOSat), GEOspace X-ray imager (GEO-X), Plasma Observatory, Magnetospheric Constellation (MagCon), self-Adaptive Magnetic reconnection Explorer (AME), and Constellation of Radiation Belt Survey (CORBES) approved for launch or proposed for future missions for Earth's magnetosphere; BepiColombo for Mercury and Juno for Jupiter for current missions for planetary magnetospheres; Jupiter Icy Moons Explorer (JUICE) and Europa Clipper for Jupiter, Uranus Orbiter and Probe (UOP) for Uranus, and Neptune Odyssey for Neptune approved for launch or proposed for future missions for planetary magnetospheres. I discuss the recent trend and future direction of spacecraft missions as well as remaining challenges in magnetospheric research. I hope this paper will be a handy guide to the current status and trend of magnetospheric missions.

Keywords : Earth's magnetosphere, planetary magnetospheres, satellite, spacecraft

1. INTRODUCTION

Since the late 1950s, a large number of spacecraft (satellites) have been launched to observe near-Earth space (geospace, or the ionosphere and the magnetosphere), interplanetary space, and other planets. In situ and remote-sensing observations have revealed their structures, properties, and dynamics. So far only a few spacecraft at most were being operated simultaneously in coordination, but nowadays more spacecraft than ever, including small spacecraft and nano-spacecraft, are being operated and planned.

The magnetosphere is the region of space around Earth that is dominated by Earth's magnetic field. It shields Earth from solar and cosmic energetic particles to some extent and prevents the atmosphere from eroding by the solar wind. Interaction with the solar wind and the ionosphere, however, results in dynamic disturbances within the magnetosphere, such as geomagnetic storms, substorms, and generation of energetic electrons in the radiation belts. Thus, observing the magnetosphere is important for understanding of space weather/environment and its forecast.

Not only Earth but also other planets with intrinsic magnetic fields, Mercury, Jupiter, Saturn, Uranus, and Neptune, have the magnetosphere under different conditions. Various plasma processes similar to Earth occur. Understanding planetary magnetospheres help us understand the universality of Earth's and planetary magnetospheres and the specialty of Earth's magnetosphere in depth.

This paper briefly introduces current and future spacecraft missions for in situ and remote-sensing observations of Earth's and other planetary magnetospheres, mainly scientific spacecraft currently being operated, approved for launch, and proposed as of February 2023. A few of the missions were terminated while I was preparing this paper, but I keep the descriptions of them in the paper for reference. I hope this paper will be a handy guide to the current status and trend of magnetospheric missions.

While the references and websites for each mission introduced in this paper can be found in each subsection, comprehensive information on missions for Earth's magnetosphere can be found at the following websites:

- National Aeronautics and Space Administration (NASA) Space Science Data Coordinated Archive: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/space/>
- "Explorers Program" at NASA Goddard Space Flight Center: <https://explorers.gsfc.nasa.gov>
- "Missions" at NASA Jet Propulsion Laboratory and California Institute of Technology: <https://www.jpl.nasa.gov/missions>
- "Mission Posters: Sun" at NASA: <https://science.nasa.gov/get-involved/toolkits/heliophysics-mission-posters>
- "The Portal for Users of ESA's Science Directorate's Missions" at European Space Agency (ESA) Cosmos: <https://www.cosmos.esa.int>
- "Current and Future Missions" at ESA European Space Operations Centre: https://www.esa.int/Enabling_Support/Operations/Current_and_future_missions
- "Earth Observation Missions" at ESA Earth Observation Portal (eoPortal): <https://www.eoportal.org>
- "Observing Systems Capability Analysis and Review Tool Space-based Capabilities (OSCAR/Space)" at World Meteorological Organization: <https://space.oscar.wmo.int/spacecapabilities>
- Nanosats Database: <https://www.nanosats.eu>

In this paper I introduce Geotail, Cluster, Time History of Events and Macroscale Interactions during Substorms / Acceleration, Reconnection, Turbulence, and Electrodynamics of the Moon's Interaction with the Sun (THEMIS / ARTEMIS), Magnetospheric Multiscale (MMS), Exploration of energization and Radiation in Geospace (ERG), Cusp Plasma Imaging Detector (CuPID), and EQUilibriUm Lunar-Earth point 6U Spacecraft (EQUULEUS) for very recently terminated or current missions for Earth's magnetosphere, and Lunar Environment Heliospheric X-ray Imager (LEXI), Gateway, Solar wind Magnetosphere Ionosphere Link Explorer (SMILE), HelioSwarm, Solar-Terrestrial Observer for the Response of the Magnetosphere (STORM), Geostationary Transfer Orbit Satellite (GTOSat), GEOspace X-ray imager (GEO-X), Plasma Observatory, Magnetospheric Constellation (MagCon), self-Adaptive Magnetic reconnection Explorer (AME), and COntellation of Radiation BElt Survey (CORBES) for future missions being prepared for launch and observations or proposed. Some of these missions are included in NASA's and ESA's fleets of heliophysics missions shown in Figs. 1 and 2, respectively.

For missions for planetary magnetospheres, comprehensive information can be found at the following websites:

- “Lunar and Planetary Science” at NASA Space Science Data Coordinated Archive: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/>
- “Planetary Missions Program Office” at NASA: https://www.nasa.gov/planetary_missions/index.html
- “Mission Posters: Solar System” at NASA: <https://science.nasa.gov/get-involved/toolkits/planetary-mission-posters>
- “Current and Future Missions” at ESA European Space Operations Centre: https://www.esa.int/Enabling_Support/Operations/Current_and_future_missions

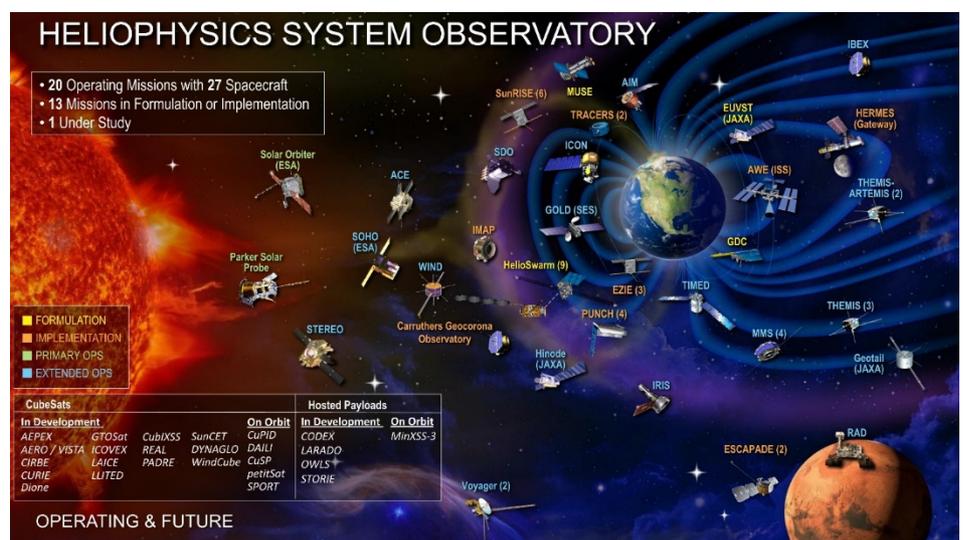


Fig. 1. Poster of NASA's fleet of heliophysics missions (as of December 12, 2022). Adapted from NASA [<https://science.nasa.gov/heliophysics/mission-fleet-diagram>].

In this paper, I introduce BepiColombo for Mercury and Juno for Jupiter for current planetary magnetospheric missions; Jupiter Icy Moons Explorer (JUICE) and Europa Clipper for Jupiter, Uranus Orbiter and Probe (UOP) for Uranus, and Neptune Odyssey for Neptune for future missions. Some of these missions are included in NASA's and ESA's fleets of solar system missions shown in Figs. 3 and 2, respectively.

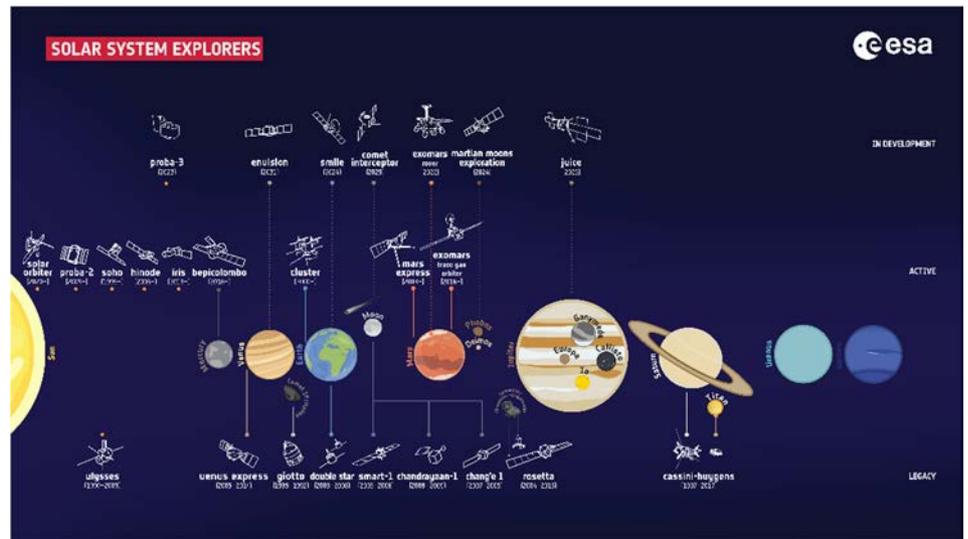


Fig. 2. Poster of ESA's fleet of solar system missions (as of November 2021). Adapted from ESA [https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2019/02/ESA_s_fleet_of_Solar_System_explorers].

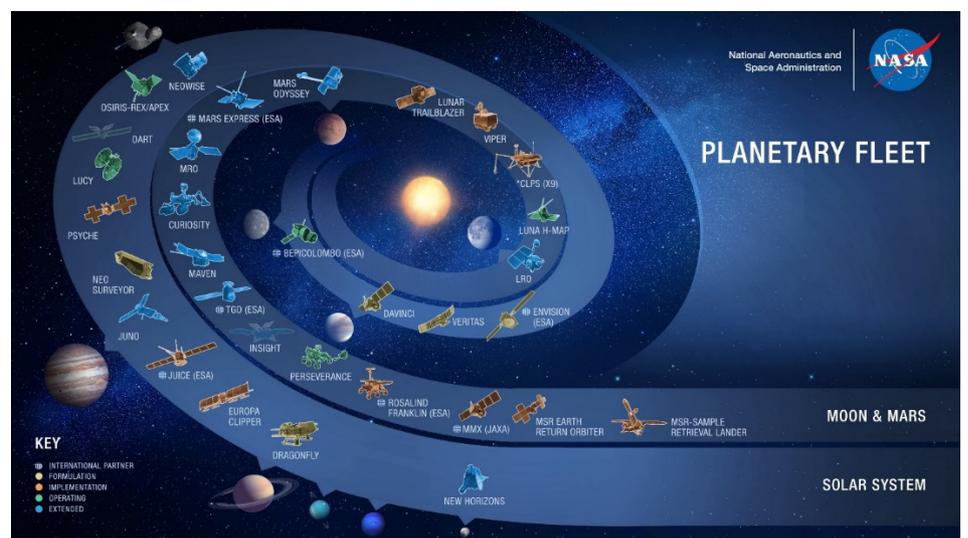


Fig. 3. Poster of NASA's fleet of solar system missions (as of February 13, 2023). Adapted from NASA [https://science.nasa.gov/get-involved/toolkits/planetary-mission-posters].

2. RECENTLY TERMINATED AND CURRENT MISSIONS FOR EARTH'S MAGNETOSPHERE

In this section, I introduce the recently terminated and current missions for Earth's magnetosphere, Geotail, Cluster, THEMIS / ARTEMIS, MMS, ERG, CuPID, and EQUULEUS. Besides, the following magnetospheric missions had been operated since 2000, but I omit them here.

- IMAGE (Imager for Magnetopause-to-Aurora Global Exploration; 2000–2005, NASA, USA, for imaging of the magnetosphere and aurora) [1,2]
- Double Star Project (2003–2009, ESA and China, for observing the magnetotail and the inner magnetosphere by two spacecraft of Tan Ce 1 and 2) [3–6]
- TWINS (Two Wide-angle Imaging Neutral-atom Spectrometers; 2006–2020, NASA Mission of Opportunity, USA, for stereoscopic imaging of the magnetosphere) [7–9]
- Van Allen Probes (formerly Radiation Belt Storm Probes, RBSP; 2012–2019, NASA, USA, for the inner magnetosphere) [10,11]
- DSX (Demonstration and Science Experiments; 2019–2021, Air Force Research Laboratory Space Vehicles Directorate, USA, for the radiation belt through very-low-frequency wave transmission) [12,13]

Furthermore, a lot of geosynchronous satellites are monitoring the inner magnetosphere and the radiation belt, but I omit them as well: for example,

- GOES (Geostationary Operational Environmental Satellites; National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA), USA) [14]
- GK-2A (GEO-KOMPSAT-2A; 2018, Korea Meteorological Administration, Korea) [15]

Orbits of the current and past magnetospheric spacecraft are available at the Conjunction Event Finder <http://ergsc.isee.nagoya-u.ac.jp/cef/orbit.cgi> (Fig. 4) [16] and NASA Satellite Situation Center Web (SSCWeb) <https://sscweb.gsfc.nasa.gov>. Here note that in magnetospheric physics, distances in the magnetosphere and the surrounding space are often given in planets' radii, instead of kilometer. For Earth's magnetosphere (Earth's radius R_E is 6,371.2 km), the geosynchronous orbit is at $6.6 R_E$ from Earth's center; Moon's orbit is at $60 R_E$; the subsolar magnetopause is typically at $\sim 10 R_E$; the magnetotail magnetic reconnection sites are typically at ~ 20 and $\sim 100 R_E$ down the tail. For the instruments onboard each spacecraft mentioned below, typical energies of low- and high-energy particles are up to a few tens of keV and from tens or hundreds of keV to MeV, respectively. Typical frequencies of AC electric and magnetic fields of high-frequency waves are from tens of Hz to kHz or MHz. See the references of each mission for the figures, pictures, and more detailed descriptions of each spacecraft and instruments.

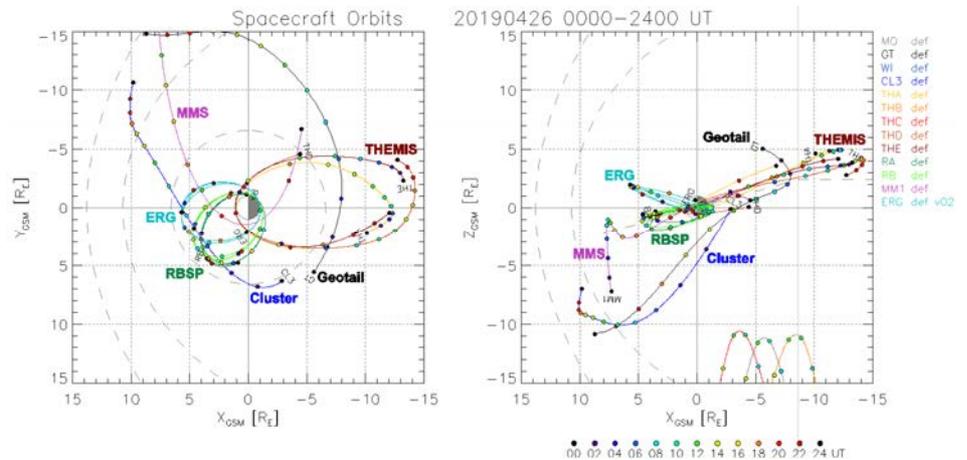


Fig. 4. Example of definitive orbits of current and past magnetospheric spacecraft available from the Conjunction Event Finder at <https://ergsc.isee.nagoya-u.ac.jp/cef/orbit.cgi>. The positions are in units of Earth's radius R_E (6,371.2 km) in geocentric solar magnetospheric (GSM) coordinates. The left and right panels show the equatorial plane and the noon–midnight meridian, respectively. MO, Moon; GT, Geotail; CL3, Cluster 3; THA to THE, THEMIS A to E; RA and RB, RBSP A and B; and MM1: MMS 1.

2.1 Geotail (1992–2022, Japan–USA)

The Geotail mission [17–19] was a joint program of Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) of Japan and NASA and participated in the International Solar–Terrestrial Physics (ISTP) Science Initiative, a cooperative scientific spacecraft project by NASA, ESA, and ISAS. The main target was magnetotail structure and dynamics, and Geotail was the first spacecraft that observed Earth's magnetotail thoroughly. Geotail was launched on July 24, 1992, and its operation was terminated on November 28, 2022 after 30 years of observation. The orbit was $8 R_E \times 210 R_E$ for the first 2 years to observe the distant magnetotail beyond the lunar orbit, and then the apogee went down to $32 R_E$ to observe the near–Earth magnetotail in detail. The inclination was 29° . The spacecraft's total wet mass (including propellant) was 1,009 kg at launch. Geotail had a comprehensive set of instruments for three-dimensional velocity distributions of low- and high-energy ions and electrons, and DC and AC magnetic and electric fields.

2.2 Cluster (2000, Europe)

The Cluster mission [20–24] constitutes the Solar Terrestrial Science Programme (STSP), the first Cornerstone of ESA's Horizon 2000 program, in collaboration with NASA and participated in ISTP. To study small-scale structures of the magnetosphere and its environment in three dimensions, the mission consists of four identical spacecraft that fly in a tetrahedral configuration. The original Cluster spacecraft were destroyed in the

launch failure on June 4, 1996. As a recovery program called Cluster II, the spacecraft were successfully launched on July 16 and August 9, 2000 two by two. The orbit is $4 R_E \times 19 R_E$ and the inclination is 90° . The total wet mass of each spacecraft was 1,200 kg at launch. Each spacecraft has a comprehensive set of instruments for low- and high-energy ions and electrons, and DC and AC electric and magnetic fields. The observations at four tetrahedral vertices allow us to distinguish between spatial and temporal variations and derive differential quantities (gradients and rotations) in the observed system, such as the current density from $\nabla \times \mathbf{B}$. The separations of the four spacecraft are 600–20,000 km, so we can resolve ion kinetic scale.

2.3 Time History of Events and Macroscale Interactions during Substorms (THEMIS) / Acceleration, Reconnection, Turbulence, and Electrodynamics of the Moon's Interaction with the Sun (ARTEMIS; 2007/2009, USA)

The THEMIS mission [25,26] is the fifth NASA Medium-class Explorer (MIDEX). The mission consists of five identical spacecraft as well as ground-based auroral cameras and magnetometers installed in Canada and Alaska. The main targets are the triggering mechanisms of substorms and large-scale evolution of the magnetotail associated with substorms. The spacecraft were launched on February 17, 2007. The perigee is $1.1\text{--}1.5 R_E$ and the apogees are $10\text{--}12 R_E$ for the three inner spacecraft and 20 and $32 R_E$ for the two outer spacecraft. The five spacecraft were aligned along the magnetotail every four days in the winter of the Northern Hemisphere in 2008 and 2009. The inclination is $5^\circ\text{--}9^\circ$. The total wet mass of each spacecraft was 126 kg. Each spacecraft has a comprehensive set of instruments for low- and high-energy ions and electrons, and DC and AC electric and magnetic fields.

In 2009, a spin-off of the THEMIS mission, ARTEMIS [27,28], started by repositioning the two outermost THEMIS spacecraft in lunar equatorial orbits at $\sim 55\text{--}65 R_E$ at a selenocentric distance of $\sim 1.1\text{--}12$ lunar radii ($100 \text{ km} \times 19,000 \text{ km}$ in altitude) with an inclination of 10° . The separation of the two spacecraft are 500 km to $5 R_E$. This mission aims at the distant magnetotail, the solar wind, and the lunar space environment.

2.4 Magnetospheric Multiscale (MMS; 2015, USA)

The MMS mission [29,30] is the fourth mission of the Solar Terrestrial Probes (STP) program of NASA's Heliophysics Division. The main target is electron dynamics (kinetics) of magnetic reconnection at the dayside magnetopause and in the magnetotail, which is a fundamental process of plasma transport and energy conversion. Hence the mission consists of four identical spacecraft that fly in a tetrahedral configuration as the Cluster

spacecraft, but the separations of the four MMS spacecraft are 10–400 km, much smaller than those of Cluster. The MMS spacecraft were launched on March 12, 2015. The apogee was $12 R_E$ for the first two years to observe dayside magnetopause reconnection, and then it rose to $25 R_E$ to observe magnetotail reconnection. The perigee is $1.2 R_E$. The inclination is 28° . The total wet mass was $\sim 1,250$ kg. Each spacecraft has a comprehensive set of instruments for low- and high-energy ions and electrons, and DC and AC electric and magnetic fields. In addition to distinguishing between spatial and temporal variations and deriving differential quantities, the MMS spacecraft can measure low-energy ions and electrons at 150 and 30 ms time resolutions, respectively, much higher than ever, to discuss ion and electron kinetics in the small magnetic reconnection site.

2.5 Exploration of Energization and Radiation in Geospace (ERG; Arase, 2016, Japan)

The ERG mission (nicknamed Arase) [31–33] is a small spacecraft project of Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). The main targets are the radiation belts and the ring current in the inner magnetosphere and space storms. The ERG spacecraft was launched on December 20, 2016. The orbit is $440 \text{ km} \times 5 R_E$ in altitude. The inclination is 32° , higher than the Van Allen Probes, 10° . The spacecraft's total wet mass was 350 kg. ERG has a comprehensive set of instruments for low- and high-energy ions and electrons, and DC and AC magnetic and electric fields. It also has a Software-type Wave Particle Interaction Analyzer (S-WPIA), which the Van Allen Probes did not have.

2.6 Cusp Plasma Imaging Detector (CuPID; 2021, USA)

The CuPID mission [34,35] is a six-unit (6U) Cube spacecraft project of NASA's CubeSat Launch Initiative (CSLI) [36]. To study macroscale properties of solar wind-magnetosphere interaction, i.e., dayside magnetopause reconnection, the spacecraft measures soft X-rays emitted from the process of charge-exchange between solar wind ions and neutral atoms in the magnetosheath and the magnetospheric cusps. The spacecraft was launched on September 27, 2021, but it seems that communication between the spacecraft and the ground has not been established yet [37]. The altitude is 550 km, and the inclination is 98° . The total mass of the spacecraft is 8 kg. In addition to the soft X-ray imager, the spacecraft has energetic radiation detectors and a magnetometer.

2.7 EQUilibriUm Lunar–Earth Point 6U Spacecraft (EQUULEUS; 2022, Japan)

The EQUULEUS mission [38–40], conducted by JAXA and The University of Tokyo, is a

deep-space 6U spacecraft mission that demonstrates low-energy trajectory control technologies by cruising to the Earth-Moon libration point 2 (EML2). The spacecraft was launched as a secondary ride-on spacecraft on NASA's Artemis 1 Space Launch System on November 16, 2022 [41,42] and will arrive at EML2 using lunar flybys and maneuvers one and a half years later. The total wet mass of the spacecraft was 11 kg. The spacecraft has a Helium ion (He^+) imager for the plasmasphere named Plasmaspheric Helium ion Observation by Enhanced New Imager in eXtreme ultraviolet (PHOENIX) [43].

3. FUTURE MISSIONS FOR EARTH'S MAGNETOSPHERE

A lot of future missions for Earth's magnetosphere are being prepared for launch and proposed, including not only large-class missions but also small spacecraft missions. Here I introduce LEXI, Gateway, SMILE, HelioSwarm, STORM, GTOSat, GEO-X, Plasma Observatory, MagCon, AME, and CORBES.

3.1 Lunar Environment Heliospheric X-Ray Imager (LEXI; 2024, USA)

An X-ray imager similar to CuPID, LEXI [44], is being developed as part of NASA's Artemis lunar program [41,42] and will be delivered and deployed on the lunar surface through Artemis' Commercial Lunar Payload Services (CLPS) project in 2024. The instrument will take global soft X-ray images of the dayside magnetopause.

3.2 Gateway (2024, USA)

The Gateway [45], a part of NASA's Artemis program [41,42], is an outpost orbiting the Moon to support landers and astronauts to the lunar surface and prepare for exploration beyond the Moon. The first Gateway modules are targeted to launch no earlier than November 2024. The Gateway will be inserted into a near-rectilinear halo orbit, i.e., highly eccentric polar lunar orbit at $0.5 R_E \times 11 R_E$ [46]. A scientific instrument package, Heliophysics Environmental and Radiation Measurement Experiment Suite (HERMES) [47,48], will be placed on the Gateway. It measures low- and high-energy ions and electrons, and DC and AC magnetic fields to study the solar wind and the magnetotail.

3.3 Solar Wind Magnetosphere Ionosphere Link Explorer (SMILE; 2024 or 2025, Europe-China)

The SMILE mission [49–53] is the second joint mission of ESA and Chinese Academy of Sciences (CAS). (The first ESA-CAS joint mission was the Double Star Project.) SMILE's main targets are solar wind-magnetosphere interaction by soft X-ray imaging of the magnetopause and cusps, and resulting auroras, such as substorms, by ultraviolet

imaging. The SMILE spacecraft will be launched in 2024 or 2025. The orbit is $2 R_E \times 20 R_E$ and the Inclination is 73° or 98° . The spacecraft's total wet mass is $< 2,250$ kg. SMILE has a soft X-ray imager for the dayside magnetopause and cusps, an ultraviolet imager for global auroral distribution, and instruments for low-energy ions and DC magnetic fields.

3.4 HelioSwarm (2028, USA)

The HelioSwarm mission [54,55] was one of the five Medium-Class Explorer (MIDEX-19) proposals for concept studies, supported by NASA Heliophysics Explorers' program, and was selected as one of two proposals for launch. The mission consists of 9 spacecraft, 1 hub (mother spacecraft) and 8 nodes (small spacecraft), to study the complex three-dimensional structures of fundamental, universal plasma turbulence seen in the solar wind as well as the magnetosphere. The spacecraft are targeted to launch in 2028. The orbit is $17 R_E \times 60 R_E$ with a low inclination. The mass of the hub and that of a node are 727 and 73 kg, respectively. The spacecraft measure low-energy ions and DC and AC magnetic fields at multiple scales ranging from MHD scale (3,000 km) to less than ion kinetic scale (50 km) simultaneously.

3.5 Solar–Terrestrial Observer for the Response of the Magnetosphere (STORM; Concept Study, USA)

The STORM mission [56,57] was another MIDEX-19 proposal for concept studies, supported by NASA Heliophysics Explorers' program, but was not selected for launch. The STORM mission proposed to study solar wind–magnetosphere interaction, and resulting auroral and ring current dynamics, based on global imagers. The spacecraft was planned to take a circular orbit at $30 R_E$ with an inclination of 90° . It was also planned to have a soft X-ray imager for the magnetopause and the cusps, a far ultraviolet imager for aurora, an energetic neutral atom imager for the ring current and the plasma sheet, and a Lyman alpha imager for the exosphere, as well as instruments for low-energy ions and electrons, and DC magnetic fields.

3.6 Geostationary Transfer Orbit Satellite (GTOSat; Proposed, USA)

The GTOSat mission [58,59] is a 6U CubeSat mission in GTO, led out of NASA's Goddard Space Flight Center through NASA's Heliophysics Technology and Instrument Development Low Cost Access to Space (H-TIDeS LCAS) program in 2018. GTOSat will act as a pathfinder for future magnetospheric constellation missions and missions beyond low Earth orbit (LEO). GTOSat's main target is radiation belt dynamics. The orbit is ~ 185 km $\times 5.5 R_E$ in altitude with a low inclination of $< 25^\circ$. GTOSat measures high-

energy ions and electrons and DC magnetic fields. The spacecraft was scheduled to be launched in August 2022, but it was not launched because it could not meet the 25-year orbital debris mitigation rule. The mission will look for another launcher [60].

3.7 GEOspace X-Ray Imager (GEO-X; Proposed, Japan)

The GEO-X [61,62] spacecraft, being developed by Tokyo Metropolitan University, JAXA, and several other Japanese universities, is a 50 kg-class, 12 U CubeSat for taking global images of the magnetopause and cusps through soft X-ray emissions. The spacecraft is proposed to be launched in 2023–2025 and then inserted into an elliptical orbit with an apogee of $\sim 40 R_E$ and an inclination of $\sim 30^\circ$.

3.8 Plasma Observatory (Proposed, Europe)

The Plasma Observatory mission [63] was proposed as a large-class mission of ESA Voyage 2050 science program [64] and was selected for further study for the M7 mission opportunity [65]. The mission aims to understand particle energization by magnetic reconnection, jets, waves and turbulence, shocks, and interplay between them in the magnetotail and at the magnetopause and the bow shock from simultaneous multiscale observations of electron and ion/fluid with nonlinearity and nonstationarity. For this purpose, at least 7 spacecraft form a constellation with two tetrahedrons sharing one corner. The mission considers two options for spacecraft: 7 identical spacecraft with a wet mass of ~ 250 kg, or one mother spacecraft for high-resolution observations and 6 smaller identical daughter spacecraft for lower-resolution observations. The spacecraft are targeted to launch by 2037. The orbit is planned to be $8 R_E \times 25 R_E$ with a low inclination. The spacecraft is planned to have improved instruments for comprehensive measurements of low- and high-energy ions and electrons, and DC and AC electric and magnetic fields.

3.9 Magnetospheric Constellation (MagCon; Proposed, USA)

The MagCon mission [66] was proposed to study mass and energy transport from the solar wind to the magnetosphere and energy storage and release processes in the magnetotail, i.e., substorms. A number of spacecraft are distributed between 6–8 and $25 R_E$ with a low inclination. Originally this mission was planned to consist of 96 small spacecraft and reduce to 36 later. Because of huge cost, however, the current plan is to consist of 12 small spacecraft, which is the heritage from NASA's past small spacecraft Space Technology 5 (ST-5) [67,68]. The total mass of each spacecraft is 35 kg. Each spacecraft measures low- and high-energy particles and DC magnetic fields.

3.10 Self-Adaptive Magnetic Reconnection Explorer (AME; Proposed, China)

The AME mission [69], another CubeSat constellation mission, was proposed for the Strategic Priority Research Program on Space Science II, CAS and is currently in the pre-phase A stage. The target is magnetic reconnection in Earth's magnetopause and magnetotail. The mission consists of one mother spacecraft and 12 CubeSats to resolve cross-scale plasma processes from electron (1–10 km) and ion (100–1,000 km) kinetic scales to macro scale (1–3 R_E). The orbit is $2.2 R_E \times 11 R_E$ for the first 2 years for the dayside magnetopause and $2.2 R_E \times 23 R_E$ for the next 2 years for the magnetotail, or $11 R_E \times 23 R_E$ as another option. The inclination is 23.5° . The dry mass of the mother spacecraft and that of each CubeSat are 605 and 67 kg, respectively, and the total wet mass is 2,084 or 2,495 kg, depending on the orbit. The mother spacecraft and all CubeSats are equipped with a magnetometer and low-energy ion and electron detectors, which will be heritages from the SMILE mission. In addition, the mother spacecraft measures high-energy particles and AC magnetic and electric fields.

3.11 COnstellation of Radiation BElt Survey [CORBES; Proposed, Committee On SPace Research (COSPAR)–China]

The CORBES program [70,71] was proposed by National Space Science Center (NSSC), CAS, coordinated by the Sub-Group on Radiation Belt (SGRB) of the Task Group on establishing a Constellation of Small Satellites (TGCS) of COSPAR. Multiple institutes, universities, and industries are expected to contribute one or more spacecraft to form a constellation of ten or more CubeSats for very fast survey of the radiation belts. The orbit is near the equatorial plane with an apogee of $\sim 7 R_E$ or similar to GTO. Each spacecraft is required to measure at least high-energy electrons and DC and AC magnetic fields.

4. CURRENT MISSIONS FOR PLANETARY MAGNETOSPHERES

In this section, I introduce the current planetary magnetospheric missions, BepiColombo for Mercury and Juno for Jupiter. Until recently the following missions were operated, but I omit them here.

- MESSENGER (MErcury Surface, Space ENvironment, GEochemistry, and Ranging; launched in 2004, orbited Mercury in 2011–2015; NASA, USA) [72–75]
- Cassini/Huygens (launched in 1997, orbited Saturn in 2004–2017; NASA, USA and ESA, Europe) [76–79]

4.1 BepiColombo (Mercury, 2018, Europe–Japan)

The BepiColombo mission [80–84] is a joint mission of ESA and JAXA for comprehensive exploration of Mercury and part of ESA's Cosmic Vision program. It comprises two spacecraft: the Mercury Planetary Orbiter (MPO) led by ESA mainly for Mercury's interior, surface, exosphere, and magnetosphere, and the Mercury Magnetospheric Orbiter (MMO, nicknamed Mio) led by JAXA for the exosphere and magnetosphere. The two spacecraft were launched on October 20, 2018, and are stacked and transferred by the Mercury Transfer Module (MTM). After the first and second Mercury flybys on October 1, 2021, and on June 23, 2022, respectively, and four more Mercury flybys, the two spacecraft will be released and injected into polar orbits in 2025. For MPO, the orbit is $480 \text{ km} \times 1,500 \text{ km}$ in altitude. The total wet mass is 1,820 kg. MPO has instruments for low-energy ions, high-energy ions and electrons, and magnetic fields. For MMO, the orbit is $590 \text{ km} \times 11,600 \text{ km}$ in altitude. The total mass is 275 kg. MMO has a comprehensive set of instruments for low- and high-energy ions and electrons, energetic neutral atoms, and DC and AC magnetic and electric fields. It also has a spectral imager of sodium, a major constituent of Mercury's atmosphere. Combining the two spacecraft's concurrent observations, we can study coupling of the solar wind, magnetosphere, exosphere, and surface. This is a vital difference between BepiColombo and MESSENGER.

4.2 Juno (Jupiter, 2011, USA)

The Juno mission [85–88] is the second mission in NASA's New Frontiers Program for studying Jupiter's origin, interior, atmosphere, magnetosphere, and aurora. The spacecraft was launched on August 5, 2011, and inserted into polar orbit around Jupiter in 2016. At the end of the mission, the spacecraft will impact Jupiter. The perijove and apojoive are $< 5,000 \text{ km}$ in altitude on the dayside and $8 \times 10^6 \text{ km}$ (113 Jovian radii) on the nightside, respectively, and the inclination is 90° – 105.5° . Hence Juno covers the nightside equator at 15–100 Jovian radii. The total wet mass was 3,625 kg. Juno has a comprehensive set of instruments for low- and high-energy ions and electrons, and DC and AC magnetic and electric fields, as well as ultraviolet and infrared spectral imagers for auroras.

5. FUTURE MISSIONS FOR PLANETARY MAGNETOSPHERES

Here I introduce future planetary magnetospheric missions being prepared for launch, JUICE and Europa Clipper for Jupiter, and proposed missions, UOP for Uranus and Neptune Odyssey for Neptune.

5.1 Jupiter Icy Moons Explorer (JUICE; Jupiter, 2023, Europe)

The JUICE mission [89–93] is the first large-class mission in ESA’s Cosmic Vision 2015–2025 program. The mission studies Jupiter, including its magnetosphere, and the habitability of three of Jupiter’s largest moons, Ganymede, Callisto, and Europa, as well as Ganymede’s mini-magnetosphere. The spacecraft will be launched in 2023 and inserted into equatorial orbit around Jupiter in 2031. It will perform 35 flybys of Europa, Callisto, and Ganymede, raising the inclination. After that, it will orbit Ganymede. The total wet mass of the spacecraft is $\sim 2,900$ kg. JUICE has a comprehensive set of instruments for low- and high-energy ions and electrons, and DC and AC magnetic and electric fields, as well as ultraviolet and visible-infrared spectrometers and an optical camera that can observe auroras.

5.2 Europa Clipper (Jupiter, 2024, USA)

The Europa Clipper mission [94–97] is under NASA’s Solar System Exploration Program. The mission studies mainly the habitability of Jupiter’s fourth largest moon, Europa, but can study Jupiter’s radiation and interaction of Europa’s atmosphere and ionosphere with Jupiter’s magnetosphere [98]. The spacecraft will be launched in 2024 and inserted into highly-elliptical orbit around Jupiter in 2030. It will perform ~ 50 Europa flybys at altitudes of 25–2,700 km and also Ganymede and Callisto flybys. The total wet mass of the spacecraft is $\sim 6,000$ kg. The instruments that can measure the magnetosphere include low-energy ion and electron detectors, radiation monitors, a magnetometer, and an ultraviolet spectrometer. Europa Clipper and JUICE will be able to collaborate in concurrent in situ observations of Jovian magnetosphere.

5.3 Uranus Orbiter and Probe (UOP; Uranus, Proposed, USA)

The UOP mission [99,100; see also 101] is proposed for the 2023–2032 Planetary Science and Astrobiology Decadal Survey [102] and endorsed as the highest-priority flagship mission. This mission aims to understand the ice giant planet Uranus comprehensively, including its rings, moons, and space environment. The spacecraft would be launched in 2031–2032 or 2032–2038 and start to orbit Uranus ~ 13 or 15 years after launch. The spacecraft would take both polar and equatorial orbits by performing satellites flybys for ~ 2 –4 years. The total wet mass of the spacecraft and probe is 7,235 kg. The spacecraft has instruments for low- and high-energy ions and electrons, DC electric and magnetic fields, and high-frequency waves as well as an ultraviolet spectrometer for auroras. In addition, an atmospheric entry probe is deployed into Uranus’s atmosphere.

5.4 Neptune Odyssey (Neptune, Proposed, USA)

Neptune Odyssey [103,104] is a NASA Planetary Mission Concept Study (PMCS) for the 2023–2032 Planetary Science and Astrobiology Decadal Survey [102]. This mission aims to understand the ice giant planet Neptune comprehensively, including its rings, small moons, planet-sized moon Triton, and space environment. The spacecraft would be launched in 2033 and start to orbit Neptune in 2049. The altitude and inclination are altered using Triton flybys to cover a wide area. The total wet mass of the spacecraft is 3,816 kg. The spacecraft has instruments for low- and high-energy ions and electrons, DC magnetic field, and high-frequency waves as well as images of energetic neutral atoms and auroras. In addition, an atmospheric entry probe is deployed into Neptune's atmosphere.

6. DISCUSSION AND SUMMARY

More spacecraft than ever are operated nowadays, but we have only a few to about ten spacecraft at most in the vast magnetosphere simultaneously in coordination. Even so, in scientific research, observations by past and current spacecraft have established or is establishing the overall pictures of the structure of each region in the magnetosphere and the magnetotail (e.g., the magnetopause; the radiation belts, the ring current, and the plasmasphere in the inner magnetosphere; the plasma sheet and the lobe in the magnetotail) and the dynamics of geomagnetic disturbances (e.g., storms, substorms, magnetic reconnection, and radiation belts electron acceleration). Furthermore, although encounters with the key regions are limited, observations by formation-flying spacecraft have revealed the magnetospheric structure and dynamics in each of MHD scale ($> \sim 1,000$ km by THEMIS and other conjunctions), ion scale (~ 100 – $1,000$ km by Cluster), and electron scale (~ 10 km by MMS) to some extent. These pictures, however, are fragmentary, combinations of observations under different conditions at different times. The magnetosphere is vast, magnetospheric phenomena are global, and the processes are complicated, so we always have to consider whether spacecraft continuously observed the structure and phenomena of interest in the right place at the right time.

In the future scientific research, in addition to establishing the more detailed pictures of the magnetospheric structure and each phenomenon further by more observations, it is essential to understand cross-regional coupling, cross-energy coupling, and cross-scale coupling. Cross-regional coupling is interaction between the solar wind, the magnetosphere, and the ionosphere through field-aligned currents, electric fields, and plasma waves. Through these processes, mass, momentum, and energy are transported from the solar wind through the magnetosphere to the ionosphere. Cross-energy

coupling is interaction between low- and high-energy particles through wave-particle interaction, which is thought to be important for, for example, radiation belts electron acceleration. Cross-scale coupling is interaction between electron, ion, and MHD scales, that is, interaction between micro-scale phenomena and macro-scale phenomena and structure, which is thought to be important for, for example, magnetic reconnection. Thus, different regions and plasma populations with different energies are coupled to cause dynamic disturbances. For understanding of the coupling processes, we need more coordinated simultaneous multipoint observations in both small and large scales in full energy and frequency ranges at a very high time resolution. Here it is greatly helpful to integrate not only in situ and remote-sensing observations by multiple spacecraft but also ground-based network observations (e.g., magnetometers, radars, and cameras), theories, and simulations. If our understanding deepens and many constraints are given, we may possibly predict geomagnetic disturbances much more accurately as an ultimate goal. A series of reviews on specific subjects and future issues in magnetospheric research can be found in a book [105].

For magnetospheric missions, most of past and current spacecraft are of large or medium class, carried out in international collaboration. Small spacecraft, including nano-spacecraft and CubeSats, tend to increase for future missions, particularly formation-flying small spacecraft (e.g., HelioSwarm). For onboard instruments, many missions adopt combining newly-developed instruments and heritages from past missions. A recent trend seems to be imaging (e.g., SMILE) [106 for a review of imagers]. If it is realized, combining imaging and in situ observations could enhance our understanding of magnetospheric dynamics. Active experiments [107,108; and references therein] seem to be few after the DSX mission.

Combination and balance of large- and small-class missions are important [109]. The opportunities of large-class spacecraft are limited, but this class of spacecraft can make comprehensive observations of low- and high-energy particles, DC and AC electric and magnetic fields, and images and is required to cover a broad range of science objectives. On the other hand, for small spacecraft, onboard instruments are limited to only a few and hence so are the science objectives, but there are more opportunities of launches due to low cost. In addition, small spacecraft can be used for demonstrating the feasibility of new mission concepts, technologies, and unique orbits for larger missions [110,111].

Furthermore, multipoint measurements are important for deepening our understanding of space physics and environment [110]. Small spacecraft have the potential to accomplish constellation missions. Here spacecraft and instruments may not necessarily need to be identical, as proposed by CORBES. Besides, a fractionated constellation of small spacecraft [111–113], each of which makes different observations and is built by a different agency, may have the potential to perform better than large missions.

ACKNOWLEDGMENTS

This paper is based on my presentation at the third colloquium of Beyond the Moon (BtM, 심우주탐사연구연합회) held at Satellite Technology Research Center (SaTReC), Korea Advanced Institute of Science and Technology (KAIST) on September 28, 2021. I thank the organizers of the colloquium and an editor of this journal (Dr. Hae-Dong Kim) for inviting me to the colloquium and this paper, respectively. This work was supported by Korea Astronomy and Space Science Institute under the R&D program (2022-1-850-09) supervised by the Ministry of Science and ICT.

REFERENCES

1. Burch JL, IMAGE mission overview, *Space Sci. Rev.* 91, 1-14 (2000). <https://doi.org/10.1023/A:1005245323115>
2. National Aeronautics and Space Administration, IMAGE Science Center (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://image.gsfc.nasa.gov>
3. Liu ZX, Escoubet CP, Pu Z, Laakso H, Shi JK, et al., The Double Star mission, *Ann. Geophys.* 23, 2707-2712 (2005). <https://doi.org/10.5194/angeo-23-2707-2005>
4. European Space Agency, Double Star (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://sci.esa.int/web/double-star>
5. European Space Agency, Double Star overview (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Double_Star_overview2
6. European Space Agency, Double Star (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.cosmos.esa.int/web/double-star/home>
7. McComas DJ, Allegrini F, Baldonado J, Blake B, Brandt PC, et al., The two wide-angle imaging neutral-atom spectrometers (TWINS) NASA mission-of-opportunity, *Space Sci. Rev.* 142, 157-231 (2009). <https://doi.org/10.1007/s11214-008-9467-4>
8. Space Science Data Coordinated Archive, National Aeronautics and Space Administration, USA 184 (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=2006-027A>
9. Space Science Data Coordinated Archive, National Aeronautics and Space Administration, USA 200 (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=2008-010A>
10. Stratton JM, Harvey RJ, Heyler GA, Mission overview for the Radiation Belt Storm Probes mission, *Space Sci. Rev.* 179, 29-57 (2013). <https://doi.org/10.1007/s11214-012-9933-x>
11. Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, Van Allen Probes (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <http://vanallenprobes.jhuapl.edu>

12. Scherbarth M, Smith D, Adler A, Stuart J, Ginet G, AFRL's Demonstration and Science Experiments (DSX) mission, Proceedings of the SPIE 7438, Solar Physics and Space Weather Instrumentation III, San Diego, Ca, 23 Sep 2009.
13. Air Force Research Laboratory, Demonstration and Science Experiments (DSX) satellite (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://afresearchlab.com/technology/space-vehicles/successstories/demonstration-and-science-experiments-dsx-satellite-2/>
14. National Oceanic and Atmospheric Administration and National Aeronautics and Space Administration, Geostationary Operational Environmental Satellites—R Series (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.goes-r.gov>
15. National Meteorological Satellite Center, Korea Meteorological Administration, Information/GK2A (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://nmsc.kma.go.kr/enhome/html/base/cmm/selectPage.do?page=satellite.gk2a.intro>
16. Miyashita Y, Shinohara I, Fujimoto M, Hasegawa H, Hosokawa K, et al., A powerful tool for browsing quick-look data in solar-terrestrial physics: “conjunction event finder”, *Earth Planet. Space*. 63, e1-e4 (2011). <https://doi.org/10.5047/eps.2011.01.003>
17. Nishida A, The Geotail mission, *Geophys. Res. Lett.* 21, 2871-2873 (1994). <https://doi.org/10.1029/94GL01223>
18. Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, GEOTAIL spacecraft (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.stp.isas.jaxa.jp/geotail/>
19. Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, GEOTAIL magnetosphere tail observation satellite (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.isas.jaxa.jp/en/missions/spacecraft/past/geotail.html>
20. Escoubet CP, Schmidt R, Goldstein ML, Cluster – science and mission overview, *Space Sci. Rev.* 79, 11-32 (1997). <https://doi.org/10.1023/A:1004923124586>
21. Escoubet CP, Fehringer M, Goldstein M, Introduction: the Cluster mission, *Ann. Geophys.* 19, 1197-1200 (2001). <https://doi.org/10.5194/angeo-19-1197-2001>
22. European Space Agency, Cluster (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://sci.esa.int/web/cluster>
23. European Space Agency, Cluster (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Cluster
24. European Space Agency, Cluster science archive (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.cosmos.esa.int/web/csa/the-mission>
25. Angelopoulos V, The THEMIS mission, *Space Sci. Rev.* 141, 5-34 (2008). <https://doi.org/10.1007/s11214-008-9336-1>
26. Space Sciences Laboratory, University of California, Berkeley, THEMIS (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <http://themis.ssl.berkeley.edu>

27. Angelopoulos V, The ARTEMIS mission, *Space Sci. Rev.* 165, 3–25 (2011). <https://doi.org/10.1007/s11214-010-9687-2>
28. Space Sciences Laboratory, University of California, Berkeley, ARTEMIS (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <http://artemis.ssl.berkeley.edu>
29. Burch JL, Moore TE, Torbert RB, Giles BL, Magnetospheric multiscale overview and science objectives, *Space Sci. Rev.* 199, 5–21 (2016). <https://doi.org/10.1007/s11214-015-0164-9>
30. Goddard Space Flight Center, National Aeronautics and Space Administration, MMS (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://mms.gsfc.nasa.gov>
31. Miyoshi Y, Shinohara I, Takashima T, Asamura K, Higashio N, et al., Geospace exploration project ERG, *Earth Planets Space.* 70, 101 (2018). <https://doi.org/10.1186/s40623-018-0862-0>
32. Institute for Space–Earth Environment Research, Nagoya University, ERG Science Center (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <http://ergsc.isee.nagoya-u.ac.jp>
33. Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, Exploration of energization and radiation in geospace “ARASE” (ERG) (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.isas.jaxa.jp/en/missions/spacecraft/current/erg.html>
34. Walsh BM, Collier MR, Atz E, Billingsley L, Broll JM, et al., The Cusp Plasma Imaging Detector (CuPID) CubeSat observatory: mission overview, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 126, e2020JA029015 (2021). <https://doi.org/10.1029/2020JA029015>
35. Boston University, CuPID (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://sites.bu.edu/cupid/>
36. National Aeronautics and Space Administration, CubeSat launch initiative (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: https://www.nasa.gov/directorates/heo/home/CubeSats_initiative
37. Spaceflight Now, Secondary payloads launched with Landsat begin commissioning (2021) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://spaceflightnow.com/2021/10/10/secondary-payloads-launched-with-landsat-begin-commissioning/>
38. Funase R, Ikari S, Miyoshi K, Kawabata Y, Nakajima S, et al., Mission to Earth–Moon Lagrange point by a 6U CubeSat: EQUULEUS, *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.* 35, 30–44 (2020). <https://doi.org/10.1109/MAES.2019.2955577>
39. The University of Tokyo, EQUULEUS – from Japan to EML2 (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/equuleus/en/>
40. Space Science Data Coordinated Archive, National Aeronautics and Space Administration, EQUULEUS (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=EQUULEUS>
41. National Aeronautics and Space Administration, Artemis (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.nasa.gov/specials/artemis/>

42. National Aeronautics and Space Administration, Artemis program (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.nasa.gov/artemisprogram>
43. The University of Tokyo, PHOENIX (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/equuleus/en/mission/phoenix/>
44. Boston University, Lunar Environment Heliospheric X-ray Imager (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://sites.bu.edu/lexi/>
45. National Aeronautics and Space Administration, Gateway (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.nasa.gov/gateway>
46. European Space Agency, Angelic Halo orbit chosen for Humankind's first lunar outpost (2019) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: https://www.esa.int/Enabling_Support/Operations/Angelic_halo_orbit_chosen_for_humankind_s_first_lunar_outpost
47. National Aeronautics and Space Administration, HERMES (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://science.nasa.gov/missions/hermes>
48. National Aeronautics and Space Administration, Lunar gateway instruments to improve weather forecasting for Artemis astronauts (2020) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.nasa.gov/feature/goddard/2020/mini-weather-stations-on-lunar-gateway-to-study-deep-space-environment>
49. Wang C, Branduardi-Raymond G, Progress of Solar wind Magnetosphere Ionosphere Link Explorer (SMILE) mission, *Chin. J. Space Sci.* 38, 657-661 (2018). <https://doi.org/10.11728/cjss2018.05.657>
50. Wang C, Branduardi-Raymond G, Escoubet CP, Recent advance in the Solar wind Magnetosphere Ionosphere Link Explorer (SMILE) mission, *Chin. J. Space Sci.* 42, 568-573 (2022). <https://doi.org/10.11728/cjss2022.04.yg08>
51. European Space Agency, SMILE (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.cosmos.esa.int/web/smile>
52. Mullard Space Science Laboratory, University College London, SMILE (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.mssl.ucl.ac.uk/SMILE/>
53. National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, SMILE mission (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <http://english.cssar.cas.cn/smile/>
54. Institute for the Study of Earth, Oceans, and Space, University of New Hampshire, Helio-Swarm (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://eos.unh.edu/helioswarm>
55. National Aeronautics and Space Administration, HelioSwarm (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://science.nasa.gov/missions/helioswarm>
56. STORM mission, STORM (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://thisisatests633718811.wordpress.com/>
57. National Aeronautics and Space Administration, NASA selects proposals for new space environment missions (2020) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-selects-proposals-for-new-space-environment-missions>

58. Blum LW, Kepko L, Turner D, Gabrielse C, Jaynes A, et al., The GTOSat CubeSat: scientific objectives and instrumentation, Proceedings of the SPIE 11389, Micro- and Nano-technology Sensors, Systems, and Applications XII, online conference, 23 Apr 2020.
59. Goddard Space Flight Center, National Aeronautics and Space Administration, SmallSat Missions at Goddard, GTOSat (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://smallsat.wff.nasa.gov/missions/gtosat.php>
60. SpaceNews, NASA cubesat bumped from rideshare launch because of orbital debris mitigation concerns (2022) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://spacenews.com/nasa-cubesat-bumped-from-rideshare-launch-because-of-orbital-debris-mitigation-concerns/>
61. Ezoe Y, Funase R, Nagata H, Miyoshi Y, Kasahara S, et al., GEO-X (GEOspace X-ray imager), Proceedings of the SPIE 11444, Space Telescopes and Instrumentation 2020: Ultraviolet to Gamma Ray, online conference, 13 Dec 2020.
62. Ezoe Y, Grant-in-aid for specially promoted research (2021–24): X-ray imaging of the Earth's magnetosphere: revealing global behavior of the magnetosphere (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://tokusui-geox.jp/en/>
63. Retinò A, Khotyaintsev Y, Le Contel O, Marcucci MF, Plaschke F, et al., Particle energization in space plasmas: towards a multi-point, multi-scale plasma observatory, *Exp. Astron.* 54, 427–471 (2022). <https://doi.org/10.1007/s10686-021-09797-7>
64. European Space Agency, Voyage 2050, Long-term planning of the ESA science programme (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.cosmos.esa.int/web/voyage-2050/home>
65. European Space Agency, Update on the F2 and M7 mission opportunity (2022) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.cosmos.esa.int/web/call-for-missions-2021/update-on-the-f2-and-m7-mission-opportunity>
66. Kepko L, Magnetospheric constellation: leveraging space 2.0 for big science, IGARSS 2018-2018 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, Valencia, 22–27 Jul 2018.
67. Carlisle CC, Le G, Slavin JA, VanSant JT, Webb EH, Space technology 5–technology validation update, in 2006 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 4–11 Mar 2006.
68. Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space Administration, and California Institute of Technology, Space Technology 5 (2006) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.jpl.nasa.gov/nmp/st5/index.php>
69. Dai L, Wang C, Cai Z, Gonzalez W, Hesse M, et al., AME: a cross-scale constellation of CubeSats to explore magnetic reconnection in the solar–terrestrial relation, *Front. Phys.* 8, 89 (2020). <https://doi.org/10.3389/fphy.2020.00089>
70. Wu J, Yang X, Dai L, Progress of radiation belt exploration by a constellation of small satellites TGCSS/SGRB, COSPAR, *Chin. J. Space Sci.* 42, 836–840 (2022). <https://doi.org/10.11728/cjss2022.04.yg18>

71. Committee on Space Research (COSPAR), The COSPAR task group on establishing a constellation of small satellites (TGCSS) (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://cosparhq.cnes.fr/scientific-structure/task-groups/task-group-on-establishing-a-constellation-of-small-satellites-tgcss/>
72. Solomon SC, McNutt RL Jr, Gold RE, Domingue DL, MESSENGER mission overview, *Space Sci. Rev.* 131, 3-39 (2007). <https://doi.org/10.1007/s11214-007-9247-6>
73. Solomon SC, Anderson BJ, 1 - The MESSENGER mission: science and implementation overview, in *Mercury: The View after MESSENGER*, eds. Solomon SC, Nittler LR, Anderson BJ (Cambridge University Press, Cambridge, UK, 2018), 1-29.
74. Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, MESSENGER (2016) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://messenger.jhuapl.edu>
75. Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, MESSENGER (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://civspace.jhuapl.edu/destinations/missions/messenger>
76. Matson DL, Spilker LJ, Lebreton JP, The Cassini/Huygens mission to the Saturnian system, *Space Sci. Rev.* 104, 1-58 (2002). <https://doi.org/10.1023/A:1023609211620>
77. NASA's Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space Administration, Cassini (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/cassini/overview/>
78. European Space Agency, Cassini-Huygens (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://sci.esa.int/web/cassini-huygens>
79. European Space Agency, Cassini-Huygens (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Cassini-Huygens
80. Benkhoff J, Murakami G, Baumjohann W, Besse S, Bunce E, et al., BepiColombo - mission overview and science goals, *Space Sci. Rev.* 217, 90 (2021). <https://doi.org/10.1007/s11214-021-00861-4>
81. European Space Agency, BepiColombo (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://sci.esa.int/web/bepicolombo>
82. European Space Agency, BepiColombo (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/BepiColombo
83. European Space Agency, BepiColombo (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.cosmos.esa.int/web/bepicolombo/home>
84. Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, Mercury Magnetospheric Orbiter Mio (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://mio.isas.jaxa.jp/en/>
85. Bolton SJ, Lunine J, Stevenson D, Connerney JEP, Levin S, et al., The Juno mission, *Space Sci. Rev.* 213, 5-37 (2017). <https://doi.org/10.1007/s11214-017-0429-6>
86. Southwest Research Institute, Mission Juno (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.missionjuno.swri.edu>

87. National Aeronautics and Space Administration, Juno (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: https://www.nasa.gov/mission_pages/juno/main/index.html
88. Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space Administration, and California Institute of Technology, Juno (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/juno>
89. Grasset O, Dougherty MK, Coustenis A, Bunce EJ, Erd C, et al., JUper ICy moons Explorer (JUICE): an ESA mission to orbit Ganymede and to characterise the Jupiter system, *Planet. Space Sci.* 78, 1–21 (2013). <https://doi.org/10.1016/j.pss.2012.12.002>
90. European Space Agency, JUICE (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://sci.esa.int/web/juice>
91. European Space Agency, JUICE (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Juice
92. European Space Agency, JUICE (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.cosmos.esa.int/web/juice>
93. Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, JUICE (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://juice.stp.isas.jaxa.jp/home/>
94. Bayer T, Bittner M, Buffington B, Dubos G, Ferguson E, et al., Europa Clipper mission: preliminary design report, in 2019 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 2 Mar 2019.
95. National Aeronautics and Space Administration, Europa (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://europa.nasa.gov>
96. National Aeronautics and Space Administration, Europa Clipper (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.nasa.gov/europa>
97. Space Science Data Coordinated Archive, National Aeronautics and Space Administration, Europa Clipper (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=EUROPA-CL>
98. Korth H, Pappalardo RT, Senske DA, Kempf S, Kivelson MG, et al., Investigations of moon-magnetosphere interactions by the Europa Clipper mission, EPSC-DPS Joint Meeting 2019, EPSC Abstracts 13, EPSC-DPS2019-366-1, Geneva, Switzerland, 15–20 Sep 2019.
99. National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, *Origins, Worlds, and Life: A Decadal Strategy for Planetary Science and Astrobiology 2023–2032* (The National Academies Press, Washington, DC, 2022).
100. National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, *Origins, Worlds, and Life: A Decadal Strategy for Planetary Science and Astrobiology 2023–2032* (2022) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://nap.nationalacademies.org/resource/26522/interactive/>
101. Cohen IJ, Beddingfield C, Chancia R, DiBraccio G, Hedman M, et al., The case for a new frontiers-class Uranus orbiter: system science at an underexplored and unique world with a mid-scale mission, *Planet. Sci. J.* 3, 58 (2022). <https://doi.org/10.3847/PSJ/ac5113>

102. National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, Planetary Science and Astrobiology Decadal Survey 2023–2032 (2023) [Internet], viewed 2023 Feb 16, available from: <https://www.nationalacademies.org/our-work/planetary-science-and-astrobiology-decadal-survey-2023-2032>
103. Rymer AM, Runyon KD, Clyde B, Núñez JI, Nikoukar R, et al., Neptune Odyssey: a flagship concept for the exploration of the Neptune–Triton system, *Planet. Sci. J.* 2, 184 (2021). <https://doi.org/10.3847/PSJ/abf654>
104. Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, Neptune Odyssey (2020) [Internet], viewed 2022 Dec 29, available from: <http://neptuneodyssey.jhuapl.edu>
105. Maggiolo R, André N, Hasegawa H, Welling DT, Zhang Y, et al., Magnetospheres in the solar system, vol. 259, in *Geophysical Monograph Series* (American Geophysical Union, Washington, DC, 2021).
106. Branduardi-Raymont G, Berthomier M, Bogdanova YV, Carter JA, Collier M, et al., Exploring solar-terrestrial interactions via multiple imaging observers, *Exp. Astron.* 54, 361–390 (2022). <https://doi.org/10.1007/s10686-021-09784-y>
107. Borovsky JE, Delzanno GL, Active experiments in space: the future, *Front. Astron. Space Sci.* 6, 31 (2019). <https://doi.org/10.3389/fspas.2019.00031>
108. Delzanno GL, Borovsky JE, Mishin E, Editorial: active experiments in space: past, present, and future, *Front. Astron. Space Sci.* 7, 5 (2020). <https://doi.org/10.3389/fspas.2020.00005>
109. National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, Powering Science: NASA’s Large Strategic Science Missions (The National Academies Press, Washington, DC, 2017).
110. National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, Achieving Science with CubeSats: Thinking Inside the Box (The National Academies Press, Washington, DC, 2016).
111. Millan RM, von Steiger R, Ariel M, Bartalev S, Borgeaud M, et al., Small satellites for space science: a COSPAR scientific roadmap, *Adv. Space Res.* 64, 1466–1517 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.07.035>
112. Liewer PC, Klesh AT, Lo MW, Murphy N, Staehle RL, et al., A fractionated space weather base at L₅ using CubeSats and solar sails, in *Advances in Solar Sailing*, ed. MacDonald M (Springer, Berlin, 2014), 269–288.
113. Caspi A, Barthelemy M, Bussy-Virat CD, Cohen IJ, DeForest CE, et al., Small satellite mission concepts for space weather research and as pathfinders for operations, *Space Weather* 20, e2020SW002554 (2022). <https://doi.org/10.1029/2020SW002554>

Author Information

Yukinaga Miyashita miyasita@kasi.re.kr



He received his Ph.D. degree in geophysics from Kyoto University, Japan, in 2002. He was a researcher at Institute for Space–Earth Environmental Research (formerly Solar–Terrestrial Environment Laboratory), Nagoya University, and Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, Japan. In 2017 he joined Korea Astronomy and Space Science Institute. He is currently a principal researcher of Space Weather Research Group, Space Science Division, Korea Astronomy and Space Science Institute, and a professor of Department of Astronomy and Space Science, University of Science and Technology. His research interests include magnetospheric physics, space weather, and space plasma physics.

리뷰논문

우주탐사용 질량분석기들의 과학적 성과와 기술 동향

홍익선¹, 이 유^{1,2+}, 이진근³, 이남석³, 강성원³, 김선태³, 장규하⁴, 최정림⁵,
민경욱⁶, 정종일¹

¹충남대학교 우주·지질학과

²충남대학교 천문우주학과

³(주)영인에이스

⁴한국원자력연구원

⁵충북대학교 천문우주학과

⁶한국과학기술원



Received: December 13, 2022

Revised: December 30, 2022

Accepted: January 8, 2023

†Corresponding author :

Yu Yi

Tel : +82-42-821-5468

E-mail : euyiyu@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

Ik-Seon Hong

<https://orcid.org/0000-0002-4529-8002>

Yu Yi

<https://orcid.org/0000-0001-9348-454X>

Jingeun Rhee

<https://orcid.org/0000-0002-0352-039X>

Nam-Seok Lee

<https://orcid.org/0000-0001-5386-9955>

Sung Won Kang

<https://orcid.org/0000-0001-5529-688X>

Seontae Kim

<https://orcid.org/0000-0002-3268-4924>

Kyu-Ha Jang

<https://orcid.org/0000-0002-6118-8612>

Cheong Rim Choi

<https://orcid.org/0000-0001-9363-4667>

Kyoung Wook Min

<https://orcid.org/0000-0002-1394-9341>

Jongil Jung

<https://orcid.org/0000-0003-1623-1033>

Scientific Achievements and Technology Trends of Mass Spectrometers for Space Exploration

Ik-Seon Hong¹, Yu Yi^{1,2+}, Jingeun Rhee³, Nam-Seok Lee³,
Sung Won Kang³, Seontae Kim³, Kyu-Ha Jang⁴, Cheong Rim Choi⁵,
Kyoung Wook Min⁶, Jongil Jung¹

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

²Department of Astronomy and Space Science, Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea

³Young In ACE Co., Ltd., Anyang 14081, Korea

⁴Korea Atomic Energy Research Institute, Daejeon 34057, Korea

⁵Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University, Cheongju 28644, Korea

⁶Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon 34141, Korea

요약

우리나라의 첫 달 탐사선 다누리호가 달 궤도에 진입을 성공하면서 이후 화성 탐사와 같은 우리나라의 새로운 우주탐사 계획을 기대할 수 있게 되었다. 우리나라의 우주탐사 탑재체는 한정적인 분야에서만 개발되어 새로운 우주탐사 탑재체를 개발할 필요성이 있다. 국외에서는 우주탐사에 거의 기본적으로 탑재되는 장비로 질량분석기가 있으며, 탐사 대상의 대기와 휘발성 물질 관측과 더불어 유기물 분석을 통한 생명체 탐사까지 아우르는 매우 유용한 탑재체이다. 하지만 우리나라에선 우주탐사용으로 질량분석기 탑재체를 개발한 전적이 없으므로 앞으로의 우주탐사를 대비해 기술을 확보해야 할 필요가 있다. 그에 앞서 국외의 우주탐사용 질량분석기 탑재체의 과학적 성과를 살펴보고 동향을 파악해본다.

Abstract

As Korean first lunar probe, Danuri, succeeded in entering lunar orbit, Korean new space exploration plans such as Mars exploration can be expected. Korean space exploration payload is developed only in a limited field, so there is a need to create a new space exploration payload. In foreign countries, there

is a mass spectrometer as a basic equipment for space exploration, and it is a very useful payload that encompasses the exploration of life through the analysis of organic matter as well as the observation of the atmosphere and volatile substances of the exploration target. However, Korea has never developed a mass spectrometer payload for space exploration, so it is necessary to secure technology in preparation for future space exploration. Before that, we look at the scientific achievements of foreign mass spectrometer payloads for space exploration and identify trends.

핵심어 : 우주탐사, 질량분석기, 우주임무 역사

Keywords : space exploration, mass spectrometer, space mission history

1. 서론

누리호의 발사 성공과 다누리호의 달 궤도 진입 성공으로 우리나라 우주탐사는 진일보하고 있다. 22회 국가우주위원회에서는 2032년 달 착륙을 넘어 2045년 화성 착륙을 언급하면서 우주탐사에 대한 정부의 지원과 연구, 개발의 역량 강화를 기대할 수 있다[1].

우주탐사에 있어서 계측기(탐재체)는 매우 중요한 역할을 한다. 우주공간이나 천체에서 사용자가 원하는 물리적 특성을 관측하려면 그에 해당하는 계측기를 관측 대상으로 보내야 한다. 이때 막대한 예산과 인력이 투입되므로 관측 임무를 계획하고 수행하는데 어려움이 따른다. 이전의 우주탐사들을 살펴보면 현재 우주강국이라 불리는 국가들이 주로 계측기를 만들어 우주로 보내는 것이 일반적이었다. 그래서 계측기 개발 등의 기술 발전만이 아니라 계측기를 통해 알아낸 물리적 특성으로부터 알아낸 과학적 진보 또한 우주탐사의 역력이 있는 국가들 중심으로 이루어져 왔다.

우주 망원경 등의 우주 천문 분야, 입자 검출기 등의 우주 플라스마 환경 분야 그리고 달 탐사 등의 우주탐사 분야에서 국내의 과학 탐재체 개발 현황은 다음과 같다. 우주 천문 탐재체로는 과학기술위성 1호에 탑재된 원자외선 분광기(far-ultraviolet imaging spectrograph, FIMS), 과학기술위성 3호에 탑재된 다목적 적외선 영상관측 시스템(multi-purpose infrared imaging system, MIRIS), 차세대 소형위성 1호에 탑재된 근적외선 영상/분광기(near-infrared imaging spectrometer for star formation history, NISS)가 있다[2-4]. 우주 플라스마 환경 탐재체는 우주 망원경과는 달리 질량과 부피가 작아 여러 인공위성에 탑재하고 있다. 주요 계측기는 지구 전리권 플라스마 밀도 측정용 랭뮤어 탐침(Langmuir probe, LP), 전리권 이온의 에너지 분포와 구성 및 유동 속도 측정용 전위지연탐침(retarding potential analyzer, RPA), 전리권 저에너지 입자검출기(electrostatic analyzer), 전리권 고에너지 입자 검출기(solid state telescope, SST)가 있다. 인공위성 별 탑재 현황은 아리랑 1호에 LP, 과학기술위성 1호에는 LP, electrostatic analyzer, SST, 차세대 소형위성 1호는 LP, RPA, SST, 천리안2A에는 SST, 발사예정인 도요샷(small scale magnetospheric and ionospheric plasma experiment, SNIPE)에는 LP, SST이다. 우주탐사 탐재체는 다누리호(Korea pathfinder lunar orbiter, KPLO)에 탑재된 계측기들로 고해상도카메라(lunar terrain imager), 광시야 편광카메라(wide-angle polarimetric camera), 감마선 분광기(KPLO gamma-ray spectrometer), 자기장 측정기(KPLO magnetometer), 영구음영지역 카메라(shadow cam)가 있다.

국외의 우주탐사 과학 탑재체로 빈번하게 사용되지만 국내에서 개발한 적이 없는 탑재체로는 질량분석기가 있다. 우주탐사용 질량분석기는 주로 대상 천체의 대기와 표면 성분을 관측하며, 표면에서는 생명체와 연관이 있는 유기물까지 관측 대상에 포함한다. 질량분석기로 탐사한 대상은 달 이외에도 수성, 금성, 화성, 목성, 토성 그리고 혜성까지 대부분의 태양계 천체들의 대기와 표면 성분들을 관측하였다. 이처럼 대부분의 우주탐사에서 질량분석기가 활발하게 이용되고 있으므로 우리나라도 우주탐사용 질량분석기를 개발하여 미래 우주탐사의 과학적 임무 설계 기반을 마련할 필요가 있다.

이 논문에서는 우주탐사에서 사용한 질량분석기 탑재체들의 과학적 성과를 소개하고 현재 동향을 살펴본다.

2. 질량분석기

2.1 질량분석기 개요

질량분석기는 주어진 자기장과 전기장에서 이온의 전하량에 따른 운동 차이가 나타나는 원리를 이용하여 관측하고자 하는 물질을 사전에 이온화 시켜 해당 물질의 물성을 파악할 수 있는 계측기이다.

일반적으로 사용되는 질량분석기 형태는 크게 네 가지로 사중극자(quadrupole), 이온트랩(ion trap), 비행시간 측정장치(time-of-flight, TOF), 자기 섹터(magnetic sector) 등이 있다[5].

2.2 해외 우주탐사용 질량분석기 현황

우주탐사용 질량분석기는 1970년대부터 사용되었으며, [6]에서 대략적인 연혁을 설명하고 있다(Fig. 1). 탐사선의 이름과 발사시기 등을 연표 형태로 나타내면 Table 1과 같다.

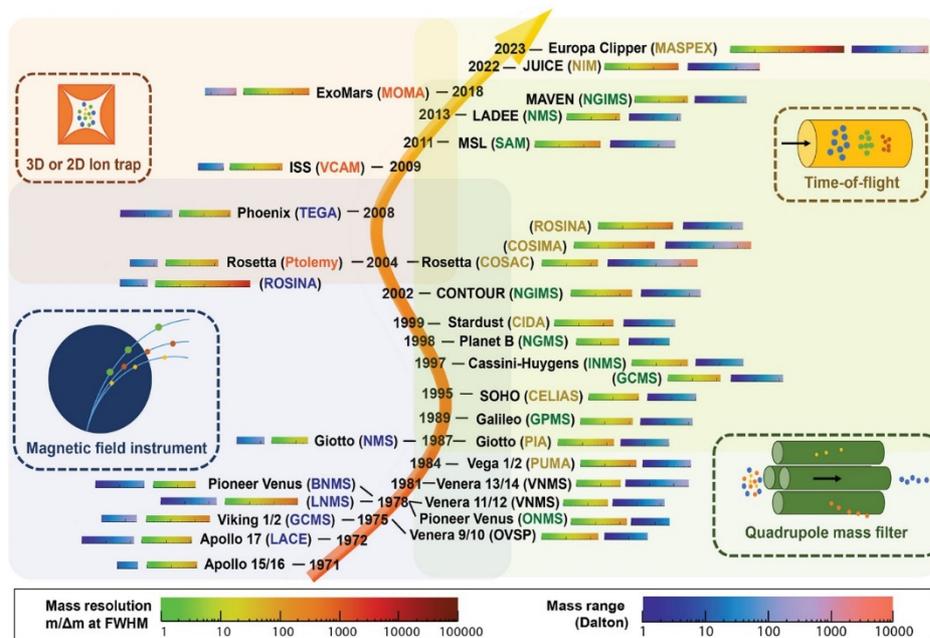


Fig. 1. History of mass spectrometer for space exploration [6].

Table 1. Chronological table of mass spectrometer for space exploration

Launch year	Mission name	Payload name	Type	Observation target
1972	Apollo 17	Lunar atmospheric composition experiment (LACE)	Magnetic sector	Moon
1975	Viking	Gas chromatograph mass spectrometer (GCMS)	Magnetic sector	Mars
1978	Pioneer Venus	Bus neutral mass spectrometer (BNMS)	Magnetic sector	Venus
		Orbital neutral mass spectrometer (ONMS)	Quadrupole mass filter	Venus
	Venera 11/12	Venera neutral mass spectrometer (VNMS)		Venus
1981	Venera 13/14	VNMS		Venus
1984	Vega 1/2	Dust impact mass analyzer (PUMA)	Time-of-flight	Venus, 1P/Halley
1985	Giotto	Neutral mass spectrometer (NMS)	Magnetic sector	1P/Halley
		Particle impact analyser (PIA)	Time-of-flight	
1989	Galileo	Galileo probe mass spectrometer (GPMS)	Quadrupole mass filter	Jupiter
1995	Solar and heliospheric observatory (SOHO)	Charge, element and isotope analysis system (CELIAS)	Time-of-flight	Sun
1997	Cassini-Huygens	Ion and neutral mass spectrometer (INMS)	Quadrupole mass filter	Saturn
		GCMS	Quadrupole mass filter	
1998	Nozomi (failure)	Neutral gas mass spectrometer (NGMS)	Quadrupole mass filter	Mars
1999	Stardust	Cometary and interstellar dust analyzer (CIDA)	Time-of-flight	81P/Wild
2002	CONTOUR (failure)	Neutral gas ion mass spectrometer (NGIMS)	Quadrupole mass filter	2P/Encke, 73P/Schwassmann-Wachmann, 6P/d'Arrest

Table 1. (Continued)

Launch year	Mission name	Payload name	Type	Observation target
2004	Rosetta	Ptolemy	Ion trap	67P/Churyumov-Gerasimenko
		Rosetta orbiter spectrometer for ion and neutral analysis (ROSINA)	Magnetic sector	
		Cometary sampling and composition (COSAC)	Time-of-flight	
		Cometary secondary ion mass analyser (COSIMA)	Time-of-flight	
2008	Phoenix	Thermal and evolved gas analyzer (TEGA)	Magnetic sector	Mars
2009	International Space Station (ISS)	Vehicle cabin atmosphere monitor (VCAM)	Ion trap	Earth
2011	Mars Science Laboratory (MSL)	Sample analysis at Mars (SAM)	Quadrupole mass filter	Mars
2013	Lunar atmosphere and dust environment explorer (LADEE)	NMS	Quadrupole mass filter	Moon
	Mars atmosphere and volatile evolution (MAVEN)	NGIMS	Quadrupole mass filter	Mars
2023 (예정)	Jupiter icy moons explorer (JUICE)	Neutral ion mass spectrometer (NIM)	Time-of-flight	Ganymede, Calisto, Europa
2024 (예정)	Europa Clipper	Mass spectrometer for planetary exploration (MASPEX)	Time-of-flight	Europa
2028 (예정)	ExoMars rover	Mars organic molecule analyzer (MOMA)	Ion trap	Mars

2.2.1 1970년대

우주탐사 초창기에는 시도하는데 시간과 예산문제로 어려움이 따르는 유인탐사, 착륙선 임무들이 주로 수행되었다. 1972년 미국에서 발사한 유인 달 탐사선 아폴로(Apollo) 17호의 lunar atmospheric composition experiment(LACE)은 magnetic sector 형태의 질량분석기로 착륙지인 타우르스-리트로(Taurus-Littrow) 골짜기에 설치되었다(Fig. 2). 장비는 태양에 의한 배경 기체 영향을 줄이기 위해 밤에 작동되었으며, 달의 시간으로 약 9일간 달에 분포하는 네온(Ne)을 관측하였다[7]. 관측 초기에는 달의 밤 동안 Ne 분포 변화가 태양풍과 관계 있을 것으로 여겨졌지만, 관측기록에서 일정한 추세가 나타나지 않아 달에서 Ne 분포를 설명하는 것은 간단하지 않은 것으로 나타났다[8].

미국에서 1975년에 발사한 화성 탐사선인 바이킹(Viking)은 1호와 2호가 있으며, 2개 모두 궤도선과 착륙선으로 구성되며, 질량분석기 탑재체 gas chromatograph mass spectrometer

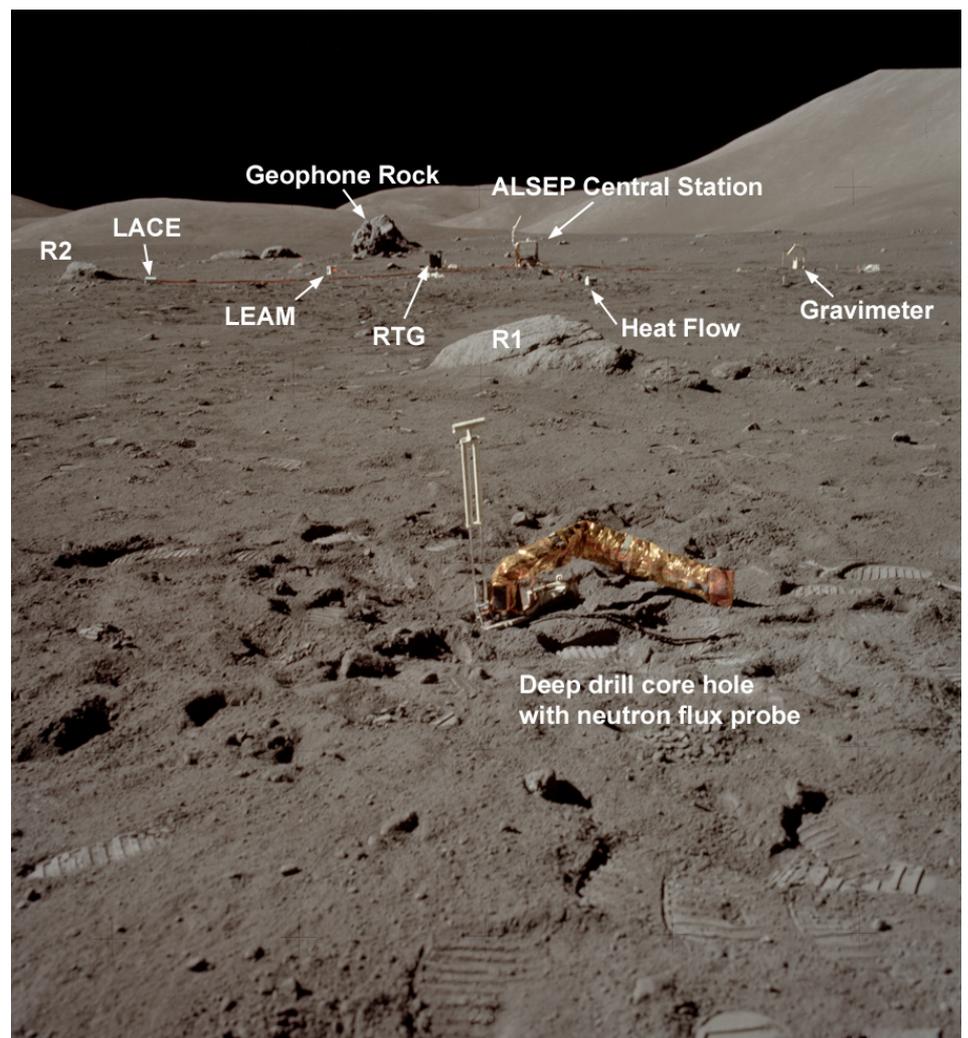


Fig. 2. Lunar atmospheric composition experiment (LACE) is installed together with other equipment (Image credit: NASA).

(GCMS)는 착륙선에 탑재되었다. GCMS는 시료를 가열하여 이산화탄소(CO_2)와 물(H_2O)을 발견하였으며, H_2O 는 대기와 지표 광물에 흡착해서 존재하고, CO_2 도 탄산염 광물에 흡착되어 있는 것으로 여겨진다[9,10].

1978년 미국에서 발사한 파이오니어 비너스(Pioneer Venus)는 금성 탐사선으로 1호, 2호가 1978년 같은 해에 3개월의 차이를 두고 발사되었다. 1호는 궤도선이고, 2호는 네 개의 소형 우주선으로 구성되어 있다. 총 5개의 우주선에 모두 질량분석기가 탑재되어 있으며, 1호의 질량분석기는 orbital neutral mass spectrometer(ONMS), 2호의 질량분석기는 bus neutral mass spectrometer(BNMS)이다. ONMS는 금성의 고층대기를 관측하여 낮에서 밤으로 변할 때, 외기권 온도가 급격하게 떨어지고 대기 구성이 분자 밀도는 감소하고 산소(O), 수소(H), 헬륨(He) 원자의 밀도가 증가하는 것을 발견하였다[11]. 베네라(Venera) 11호와 12호는 Pioneer Venus와 같은 해에 발사한 소련의 금성 착륙선으로 Pioneer Venus와 같은 시기에 금성의 저층대기를 관측하여 아르곤 동위원소와 황 등을 관측하였다[12].

2.2.2 1980년대

소련이 1981년에 발사한 Venera 13호, 14호는 Venera 11/12호와 같은 질량분석기를 탑재하여 금성의 저층대기를 관측하였다. 아르곤 동위원소의 경우 기존의 Pioneer Venus 관측자료와의 불일치가 나타나서 이를 설명하려는 시도가 있었다[13].

베가(Vega) 1호, 2호는 1984년에 발사한 소련의 탐사선으로 헬리혜성(1P/Halley)과 금성을 탐사하는 임무를 가졌으며, 두 개가 같은 날 발사된 자매선이다. 탐사선들은 금성궤도에 도착하여 금성 대기를 관측한 후에 혜성으로 이동하였다. 탑재된 질량분석기는 dust impact mass analyzer(PUMA)로 혜성 먼지의 물리적, 화학적 특성을 관측하여 혜성의 주된 구성원소는 가벼운 수소, 탄소, 질소, 산소가 대부분인 것을 밝혀냈다[14,15].

지오토(Giotto)는 1985년 유럽우주국(European space agency, ESA)에서 발사된 헬리혜성 주변을 비행하며 관측한 탐사선이다(Fig. 3). 이 탐사선에는 particle impact analyser(PIA), neutral mass spectrometer(NMS) 두 개의 질량분석기가 탑재되어 있다. NMS는 혜성의 코마를 관측하여 대부분 H_2O 로 구성되어 있는 것을 확인하였으며, 이온의 경우 뱃머리 충격파(bow shock) 바깥은 H^+ , 내부는 탄소(C^+), H_2O^+ , 일산화탄소(CO^+), 황(S^+) 등과 같은 무거운 이온들이 존재하는 것을 확인하였다. PIA는 혜성의 먼지를 관측하여 H, C, 질소(N), 산소(O), 소듐(Na), 마그네슘(Mg), 규소(Si), 포타슘(K), 칼슘(Ca), 철(Fe)을 발견하였으며, 그 중에서 H, C, N, O가 풍부한 것을 확인하였다[16].

1989년 미국에서 발사된 갈릴레오(Galileo)는 목성과 위성들을 탐사하는 임무를 가지고 있다. 질량분석기 탑재체는 Galileo probe mass spectrometer(GPMS)로 목성 대기의 수직 변화를 포함한 동위원소 구성비와 같은 대기 구성물질의 화학적 특성을 관측하였다[17]. 또한 목성대기의 수소와 중수소 비(D/H)를 관측하여 성간 물질의 수소와 비교한 결과, 우리 은하에서 태양계가 있는 지역은 생성된 후 45억 년 동안 수소 동위원소의 변화가 거의 없었다는 것을 확인하였다[18].

HMC 68 Image Composite Comet Halley 14th March 1986

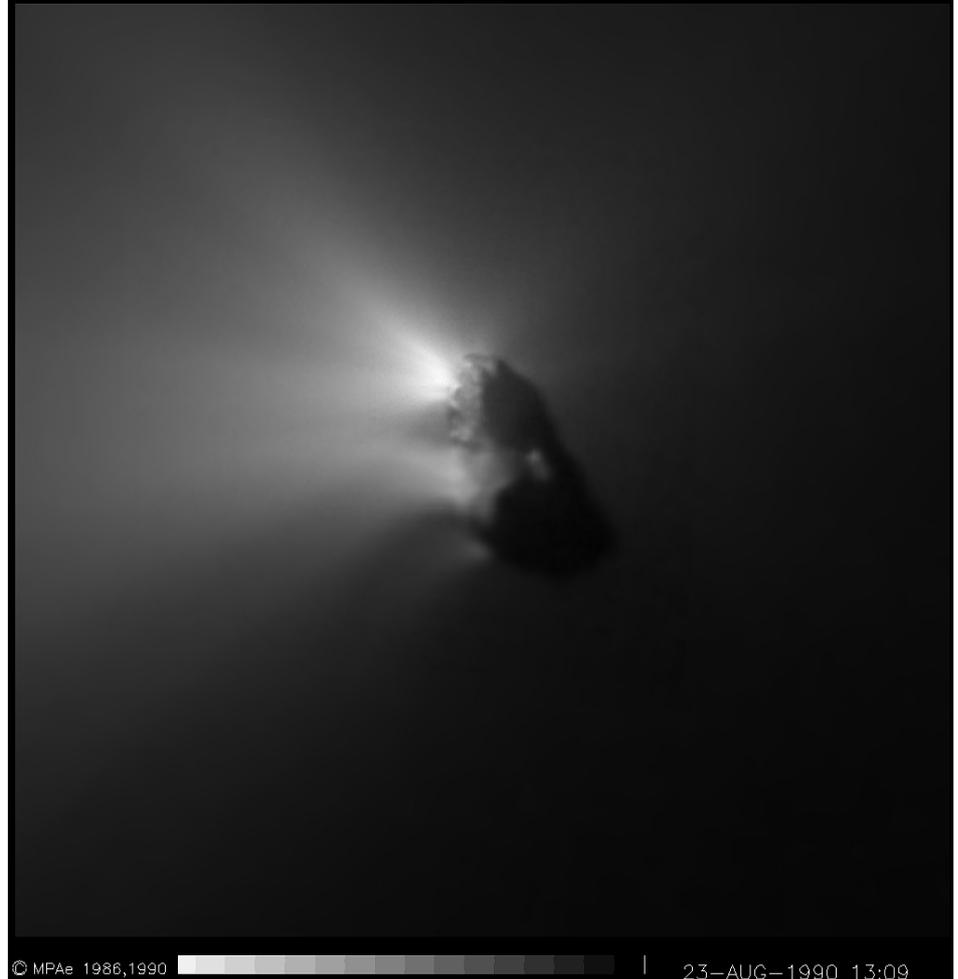


Fig. 3. A view of the 1P/Halley photographed by Giotto (Image credit: ESA).

2.2.3 1990년대

1995년 미국과 유럽이 공동 개발하여 발사된 solar and heliospheric observatory(SOHO)은 태양을 관측하는 탐사선으로 질량분석기 탑재체는 charge, element, and isotope analysis system(CELIAS)로 태양풍 구성 성분을 관측하는 것이 목표이다(Fig. 4). CELIAS는 다양한 속도를 가진 태양풍에서 Si, Ne, Mg의 태양풍 동위원소 구성비와 변화를 관측하였으며, 느린 태양풍에서 무거운 동위원소가 감소하는 것을 발견하였다[19].

1997년 발사된 카시니-하위헌스(Cassini-Huygens)는 토성 탐사선으로 미국이 개발한 Cassini 토성 궤도선, ESA가 개발한 Huygens 타이탄(Titan) 착륙선 총 두 개의 우주선으로 구성되어 있다. 질량분석기 Cassini에 탑재된 ion and neutral mass spectrometer(INMS)이다. 주 목적은 타이탄 고층대기의 구성과 구조 및 토성의 자기권 플라즈마와의 상호작용 조사

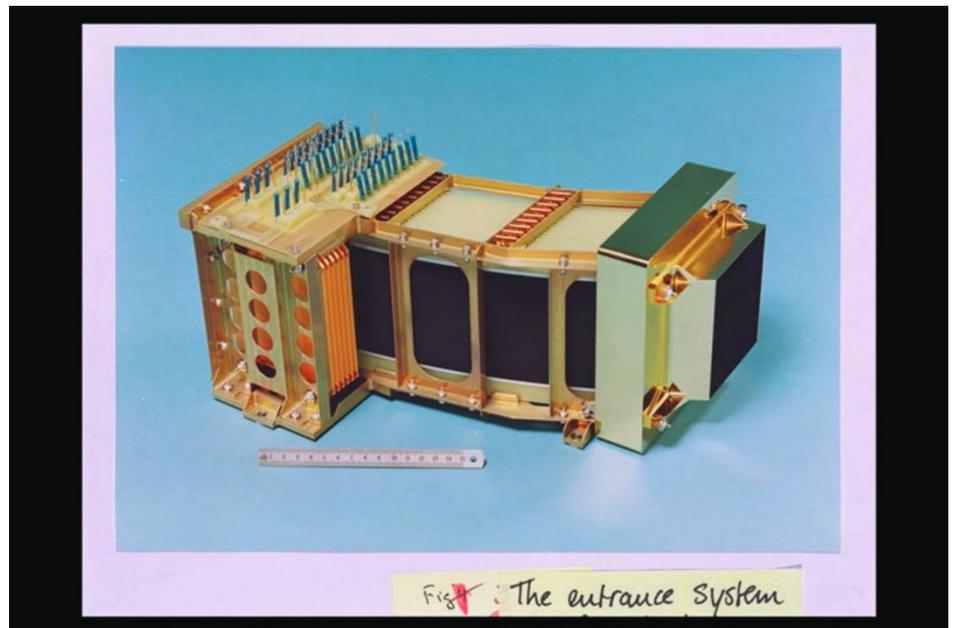


Fig. 4. The charge, element and isotope analysis system (CELIAS) instrument for solar and heliospheric observatory (SOHO) (Image credit: ESA).

이다[20]. INMS는 타이탄의 고층대기를 관측하여 열권의 평균 온도 변화를 관측하였고, 태양의 위치 등과 상관관계가 나타나지 않는 것으로 보아 타이탄의 열권은 태양의 영향보다는 토성의 플라즈마 환경에 영향이 더 큰 것을 발견하였다[21,22].

노조미(Nozomi)는 1998년 일본에서 발사된 화성 탐사선으로 질량분석기 neutral gas mass spectrometer(NGMS)를 탑재하고 있다. 비록 화성에 도달하지 못해 실패한 임무가 되었지만 화성으로 가는 여정 중 행성간공간에서 코로나 질량 방출(coronal mass ejection)을 관측하는 성과를 냈다[23].

1999년 미국에서 발사된 스타더스트(Stardust)는 혜성 81P/Wild(Wild 2)의 시료를 채취하여 지구로 귀환하는 임무를 가진 탐사선으로 cometary and interstellar dust analyzer(CIDA)라는 질량분석기를 탑재하고 있다. CIDA는 Wild 2 혜성을 관측한 결과, 유기물질을 발견했을 뿐만 아니라 나이와 생성위치 등이 다른 헬리혜성과의 화학적 유사성을 확인하였다[24].

2.2.4 2000년대 이후

미국에서 2002년에 발사된 콘투어(CONTOUR)는 3개의 혜성을 플라이 바이(fly by)하면서 혜성의 핵을 탐사하는 임무를 가진 탐사선으로 질량분석기 neutral gas ion mass spectrometer(NGIMS)를 탑재하고 있다. 목표 혜성은 2P/Encke, 73P/Schwassmann-Wachmann, 6P/d'Arrest이며 혜성 핵으로부터 반경 100 km 내에서 비행한다[25]. 하지만 발사직후 결함으로 인해 임무는 실패하였다.

2004년 발사된 ESA의 로제타(Rosetta)는 혜성 67P/Churyumov-Gerasimenko 탐사선으로 착륙선 필레(Philae)를 포함한다. Fig. 5는 Rosetta가 촬영한 혜성의 모습이다. 이 탐사선에는 기존의 다른 탐사선과는 달리 총 네 개의 질량분석기가 있으며, 궤도선에 2개, 착륙선에 2

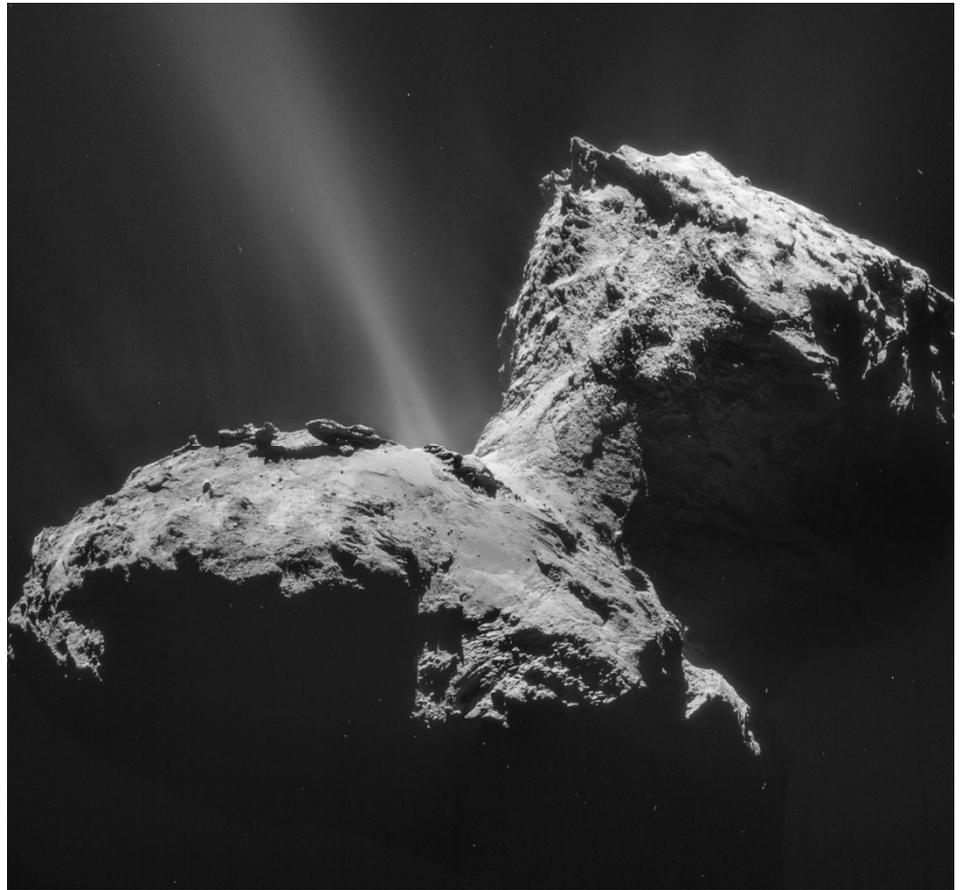


Fig. 5. Comet 67P/Churyumov-Gerasimenko by Rosetta (Image credit: ESA).

개씩 탑재되었다. Rosetta 궤도선에 탑재된 질량분석기 이름은 Rosetta orbiter spectrometer for ion and neutral analysis(ROSINA), cometary secondary ion mass analyzer(COSIMA), 착륙선 Philae에 탑재된 질량분석기는 Ptolemy, cometary sampling and composition (COSAC)이다. ROSINA는 혜성 대기와 전리층에서의 원소, 동위원소, 분자 구성 및 기체의 온도와 별크 속도 등을 관측하는 목표를 가지고 있다[26]. 그리고 혜성 코마의 휘발성 물질을 관측한 결과, 혜성의 남반구, 북반구 지역에 따라 분포 차이를 발견하였으며, 혜성 표면 진화에 의한 것으로 주장하였다[27]. 다만, 휘발성 물질 중 물의 수소와 중수소의 비(D/H)는 북반구와 남반구에서 큰 차이가 없음을 발견하여 혜성 표면 진화와 상관없이 물은 두 반구에서 같은 특성을 가짐을 보였다[28]. 또한 물의 산소 동위원소 비를 관측하여 혜성의 물이 태양계 초기의 원시 물인 것을 확인하였다[29]. COSIMA는 혜성 입자의 원소 구성을 분석하는 목표를 가진다[30]. 혜성의 코마가 아닌 고체상태의 혜성 입자 D/H를 관측하여 지구의 물보다는 D/H가 높지만 태양의 원시성 수준의 영역에서 만들어내는 D/H보다는 낮은 것을 발견하여 혜성의 물은 태양계 초기에 생성된 것으로 보고되었다[31]. 또한 혜성에 존재하는 유기물이 혜성 질량의 절반 가까이 육박하는 것을 발견하였으며, 태양계 행성 생성 초기의 물질들로 추론되었다[32].

착륙선 Philae에 탑재된 Ptolemy는 혜성의 CO/CO₂ 비율을 관측하였는데 코마를 관측한 ROSINA가 관측한 값보다 낮은 것을 발견하였으며, 이 차이는 혜성으로부터 거리에 따른 코마 내의 CO/CO₂ 비율 변화가 아닌 혜성 핵의 이질성을 나타내는 것으로 여겨진다[33]. COSAC은 혜성 입자로부터 혜성을 대부분 구성하는 12개의 유기 분자들을 발견하였으며, 초기 태양계에서부터 존재하던 물질들로 보고되었다[34].

2008년 발사된 미국의 피닉스(Phoenix)는 화성 착륙선으로 질량분석기 thermal and evolved gas analyzer(TEGA)를 탑재하고 있다. TEGA는 화성의 대기를 관측하여 다량의 CO₂를 발견하였으며, 그 기원은 화성의 토양의 유기물인 것을 확인하였다[35,36].

국제 우주 정거장(international space station, ISS)에도 질량분석기 vehicle cabin atmosphere monitor(VCAM)이 2009년부터 운영되고 있다. 승무원들의 건강 확인을 위해 정거장 내 공기질을 파악하는 것이 목적으로 개량을 거치며 현재까지 큰 문제없이 운영되고 있다[37].

Mars science laboratory(MSL)은 큐리오시티(Curiosity)라는 이름을 가지고 2011년 미국에서 발사된 화성 탐사 로버이며, 질량분석기는 sample analysis at Mars(SAM)를 탑재하고 있다(Fig. 6). SAM은 화성의 대기 성분과 표면에서 기원하는 휘발성 물질 관측을 목적으로 하고 있다[38]. 화성의 대기를 관측한 결과, 질소 동위원소의 비는 과거 Viking의 관측치와 차이가 없는 것을 확인하였다[39]. 또한 아르곤(Ar) 동위원소 비를 측정하여 지구에서 발견되는 화성 운석들이 정말로 화성에 기원한 것임을 확인하였다[40]. 게다가 화성 대기와 표토에서 메탄과 같은 유기물도 발견하였다[41].

2013년 미국에서 발사된 lunar atmosphere and dust environment explorer(LADEE)는 달 궤도선으로 달 표면 50 km 상공을 비행하면서, 질량분석기 NMS가 매우 희박한 달의 대기는 Ar과 He이 주 구성원소인 것을 확인하였으며, 태양 복사에너지를 받는 정도에 따라 구성물질의 분포가 달라지는 일변화를 관측하여 달의 대기 환경에 대한 특성을 밝혀냈다[42,43].

LADEE와 같은 해인 2013년 미국에서 발사된 Mars atmosphere and volatile evolution(MAVEN)은 화성 궤도선으로 질량분석기 NGIMS는 화성 고층대기의 구조와 구성을 알아내는 것이 목표이다(Fig. 7)[44]. 화성은 중력과 자기장이 약해 대기 물질들이 우주로 탈출하게 되는데 NGIMS는 열권을 관측하여 태양활동에 따른 대기물질의 변화가 나타나는 것을 발견하였다[45]. 또한 CO₂, N₂, Ar을 관측하여 화성 열권에서의 수직 중량파(gravity wave)를 발견하였으며, 화성 고층대기의 가열과 냉각 속도에 대한 단서를 얻어냈다[46].



Fig. 6. Sample analysis at Mars (SAM) in Mars science laboratory (MSL) (Image credit: NASA).

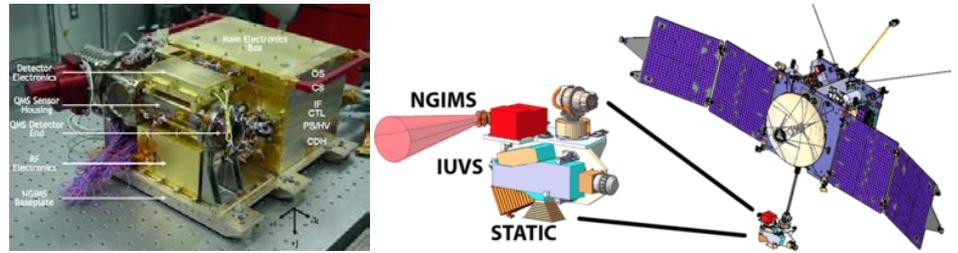


Fig. 7. Neutral gas and ion mass spectrometer (NGIMS) on Mars atmosphere and volatile evolution mission (MAVEN) [44].

2.2.5 예정 임무

현재 계획중인 우주 탐사 임무에서도 질량분석기 탑재가 확정된 사례들이 있다. ESA의 Jupiter icy moons explorer(JUICE)는 2023년 발사 예정으로 목성의 위성인 가니메데(Ganymede), 칼리스토(Callisto), 유로파(Europa) 탐사를 목적으로 하고 있으며, 질량분석기 neutral ion mass spectrometer(NIM)이 탑재되어 세 개 위성의 외기권의 화학적 조성 및 동위원소 구성을 관측할 예정이다[47]. 미국의 유로파 클리퍼(Europa Clipper)는 2024년에 발사가 예정되어 있으며, 생명체 탐사 및 인류 거주 가능성을 탐사하는 것이 목표이다[48]. 질량분석기는 mass spectrometer for planetary exploration(MASPEX)가 탑재된다. ESA의 엑소마스(ExoMars) 계획은 화성의 생명체를 탐사하는 임무로 1차 발사는 2016년에 이루어졌으며, 2028년 예정인 2차 발사에는 질량분석기 Mars organic molecule analyzer(MOMA)가 탑재된 로잘린드 프랭클린(Rosalind Franklin) 로버가 포함된다. MOMA는 지하 2 m 깊이에서 채취한 시료를 분석하여 우주 복사의 영향을 받지 않은 유기물들을 조사할 계획이다[49].

3. 결론

우주탐사에 사용된 질량분석기 탑재체들은 주로 태양계 천체들의 대기 성분이나 고체에서 뿜어져 나온 휘발성 물질을 관측하는 것에 초점을 맞추고 있다. 그리고 우주 탐사 초창기에는 달과 화성, 그리고 금성과 같은 큰 대상에 착륙하여 표면 근처의 대기 특성을 주로 관측했으나 2000년대 들어 기술이 발전함에 따라 매우 작은 천체인 혜성에 착륙하여 임무를 성공하는 쾌거를 이루었다. 또한 2000년대 이후로 질량분석기는 대기성분 뿐만 아니라 표면 물질에서 유기물을 관측하는 등의 생명체 탐사에 대한 과학적 임무도 수행하고 있으며 발사 계획도 수립되고 있다. 이와 같은 추세를 보았을 때, 앞으로의 우주탐사는 생명체 탐사를 포함한 인류의 거주 가능성 등, 인류가 현지에서 활용할 수 있는 요소들을 고려한 임무 수립이 필수불가결할 것으로 생각되며, 화성과 목성의 위성이 그 대상으로 설정되어 계획들이 진행되고 있다. 이를 대비해서 우리나라도 우주탐사용 질량분석기 탑재체 기술을 확보한다면 우주탐사의 세계적 추세에 뒤쳐지지 않고 같이 나아갈 수 있다고 기대한다.

감사의 글

이 연구는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다(NRF-2022R1A2C1092602). 또한 이 연구는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 과학기술인재진흥원의 지원을 받아 수행되었습니다(2020 연구장비개발 및 고도화 지원사업).

References

1. National Space Committee, The new government hold the first National Space Committee, the concentration of national capabilities to expand economic territory to space (2022) [Internet], viewed 2022 Sep 20, available from: <https://www.korea.kr/common/download.do?fileId=197128749&tblKey=GMN>
2. Seon KI, Yuk IS, Ryu KS, Lee DH, Optical design of FIMS type far ultraviolet spectrograph for space observation, *Publ. Korean Astron. Soc.* 19, 65-70 (2004). <https://doi.org/10.5303/PKAS.2004.19.1.065>
3. Han W, Lee DH, Jeong WS, Park Y, Moon B, et al., MIRIS: a compact wide-field infrared space telescope, *Publ. Astron. Soc. Pac.* 126, 853-862 (2014). <https://doi.org/10.1086/678130>
4. Jeong WS, Park SJ, Moon B, Lee DH, Pyo J, et al., Near-infrared imaging spectrometer onboard NEXTSat-1, *Proceedings of the SPIE Astronomical Telescopes + Instrumentation*, Edinburgh, UK, 26 Jun-1 Jul 2016.
5. Ren Z, Guo M, Cheng Y, Wang Y, Sun W, et al., A review of the development and application of space miniature mass spectrometers, *Vacuum.* 155, 108-117 (2018). <https://doi.org/10.1016/j.vacuum.2018.05.048>
6. Arevalo R Jr, Ni Z, Danell RM, Mass spectrometry and planetary exploration: a brief review and future projection, *J. Mass. Spectrom.* 55, e4454 (2020). <https://doi.org/10.1002/jms.4454>
7. Hoffman JH, Lunar atmospheric composition experiment final report, NASA Technical Report Server, NASA-CR-150946 (1975).
8. Killen RM, Williams DR, Park J, Tucker OJ, Kim SJ, The lunar neon exosphere seen in LACE data, *Icarus.* 329, 246-250 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2019.04.018>
9. Biemann K, Oro J, Toulmin P 3rd, Orgel LE, Nier AO, et al., The search for organic substances and inorganic volatile compounds in the surface of Mars, *J. Geophys. Res.* 82, 4641-4658 (1977). <https://doi.org/10.1029/JS082i028p04641>
10. Toulmin P 3rd, Baird AK, Clark BC, Keil K, Rose HJ Jr, et al., Geochemical and mineralogical interpretation of the Viking inorganic chemical results, *J. Geophys. Res.* 82, 4625-4634 (1977). <https://doi.org/10.1029/js082i028p04625>
11. Donahue TM, Pioneer Venus results: an overview, *Science* 205, 41-44 (1979). <https://doi.org/10.1126/science.205.4401.41>
12. Hoffman JH, Oyama VI, von Zahn U, Measurements of the Venus lower atmosphere composition: a comparison of results, *J. Geophys. Res.* 85, 7871-7881 (1980). <https://doi.org/10.1029/JA085iA13p07871>
13. Istomin VG, Grechnev KV, Kochnev VA, Venera 13 and Venera 14: mass spectrometry of the atmosphere, *Kosm. Issled.* 21, 410-420 (1983).

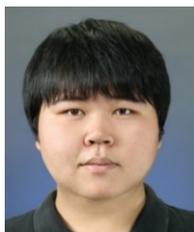
14. Kissel J, Sagdeev RZ, Bertaux JL, Angarov VN, Audouze J, et al., Composition of comet Halley dust particles from Vega observations, *Nature* 321, 280–282 (1986). <https://doi.org/10.1038/321280a0>
15. Kissel J, Krueger FR, The organic component in dust from comet Halley as measured by the PUMA mass spectrometer on board Vega 1, *Nature* 326, 755–760 (1987). <https://doi.org/10.1038/326755a0>
16. Reinhard R, The Giotto encounter with comet Halley, *Nature* 321, 313–318 (1986). <https://doi.org/10.1038/321313a0>
17. Niemann HB, Harpold DN, Atreya SK, Carignan GR, Hunten DM, et al., Galileo probe mass spectrometer experiment, *Space Sci. Rev.* 60, 111–142 (1992). <https://doi.org/10.1007/BF00216852>
18. Mahaffy PR, Donahue TM, Atreya SK, Owen TC, Niemann HB, Galileo probe measurements of D/H and $^3\text{He}/^4\text{He}$ in Jupiter's atmosphere, *Space Sci. Rev.* 84, 251–263 (1998). <https://doi.org/10.1023/A:1005091806594>
19. Kallenbach R, Ipavich FM, Kucharek H, Bochsler P, Galvin AB, et al., Fractionation of Si, NE, and MG isotopes in the solar wind as measured by SOHO/CELIAS/MTOF, *Space Sci. Rev.* 85, 357–370 (1998). <https://doi.org/10.1023/A:1005131424697>
20. Waite JH Jr, Lewis WS, Kasprzak WT, Anicich VG, Block BP, et al., The Cassini ion and neutral mass spectrometer (INMS) investigation, *Space Sci. Rev.* 114, 113–231 (2004). <https://doi.org/10.1007/s11214-004-1408-2>
21. Snowden D, Yelle RV, Cui J, Wahlund JE, Edberg NJT, et al., The thermal structure of Titan's upper atmosphere, I: temperature profiles from Cassini INMS observations, *Icarus*. 226, 552–582 (2013). <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2013.06.006>
22. Snowden D, Yelle RV, The thermal structure of Titan's upper atmosphere, II: energetics, *Icarus*. 228, 64–77 (2014). <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2013.08.027>
23. Ihara A, Doke T, Hasebe N, Kikuchi J, Kobayashi MN, et al., Electron and ion spectrometer onboard the Nozomi spacecraft and its initial results in interplanetary space, *Astropart. Phys.* 17, 263–278 (2002). [https://doi.org/10.1016/S0927-6505\(01\)00163-3](https://doi.org/10.1016/S0927-6505(01)00163-3)
24. Kissel J, Krueger FR, Silén J, Clark BC, The cometary and interstellar dust analyzer at comet 81P/Wild 2, *Science* 304, 1774–1776 (2004). <https://doi.org/10.1126/science.1098836>
25. Reynolds E, Chiu M, Farquhar R, Dunham D, The CONTOUR discovery mission, in 1999 IEEE Aerospace Conference, Snowmass, CO, 7 Mar 1999.
26. Balsiger H, Altwegg K, Bochsler P, Eberhardt P, Fischer J, et al., Rosina – Rosetta orbiter spectrometer for ion and neutral analysis, *Space Sci. Rev.* 128, 745–801 (2007). <https://doi.org/10.1007/s11214-006-8335-3>
27. Roy LL, Altwegg K, Balsiger H, Berthelier JJ, Bieler A, et al., Inventory of the volatiles on comet 67P/Churyumov-Gerasimenko from Rosetta/ROSINA, *Astron. Astrophys.* 583, A1 (2015). <https://doi.org/10.1051/0004-6361/201526450>

28. Schroeder IRHG, Altwegg K, Balsiger H, Berthelier JJ, Combi MR, et al., A comparison between the two lobes of comet 67P/Churyumov-Gerasimenko based on D/H ratios in H₂O measured with the Rosetta/ROSINA DFMS, *Mon. Not. R. Astron. Soc.* 489, 4734-4740 (2019). <https://doi.org/10.1093/mnras/stz2482>
29. Schroeder IRHG, Altwegg K, Balsiger H, Berthelier JJ, Keyser JD, et al., ¹⁶O/¹⁸O ratio in water in the coma of comet 67P/Churyumov-Gerasimenko measured with the Rosetta/ROSINA double-focusing mass spectrometer, *Astron. Astrophys.* 630, A29 (2019). <https://doi.org/10.1051/0004-6361/201833806>
30. Kissel J, Altwegg K, Clark BC, Colangeli L, Cottin H, et al., Cosima - high resolution time-of-flight secondary ion mass spectrometer for the analysis of cometary dust particles onboard Rosetta, *Space Sci. Rev.* 128, 823-867 (2007). <https://doi.org/10.1007/s11214-006-9083-0>
31. Paquette JA, Fray N, Bardyn A, Engrand C, Alexander CMOD, et al., D/H in the refractory organics of comet 67P/Churyumov-Gerasimenko measured by *Rosetta*/COSIMA, *Mon. Not. R. Astron. Soc.* 504, 4940-4951 (2021). <https://doi.org/10.1093/mnras/stab1028>
32. Bardyn A, Baklouti D, Cottin H, Fray N, Briois C, et al., Carbon-rich dust in comet 67P/Churyumov-Gerasimenko measured by COSIMA/Rosetta, *Mon. Not. R. Astron. Soc.* 469, S712-S722 (2017). <https://doi.org/10.1093/mnras/stx2640>
33. Morse A, Mousis O, Sheridan S, Morgan G, Andrews D, et al., Low CO/CO₂ ratios of comet 67P measured at the Abydos landing site by the Ptolemy mass spectrometer, *Astron. Astrophys.* 583, A42 (2015). <https://doi.org/10.1051/0004-6361/201526624>
34. Leseigneur G, Bredehöft JH, Gautier T, Giri C, Krüger H, et al., ESA's cometary mission Rosetta—re-characterization of the COSAC mass spectrometry results, *Angew. Chem. Int. Ed. Engl.* 61, e202201925 (2022). <https://doi.org/10.1002/anie.202201925>
35. Cannon KM, Sutter B, Ming DW, Boynton WV, Quinn R, Perchlorate induced low temperature carbonate decomposition in the Mars Phoenix Thermal and Evolved Gas Analyzer (TEGA), *Geophys. Res. Lett.* 39 (2012). <https://doi.org/10.1029/2012GL051952>
36. Sutter B, Boynton WV, Ming DW, Niles PB, Morris RV, et al., The detection of carbonate in the martian soil at the Phoenix Landing site: a laboratory investigation and comparison with the Thermal and Evolved Gas Analyzer (TEGA) data, *Icarus.* 218, 290-296 (2012). <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2011.12.002>
37. Darrach MR, Chutjian A, Bornstein BJ, Croonquist AP, Garkanian V, et al., Trace chemical and major constituents measurements of the International Space Station atmosphere by the vehicle cabin atmosphere monitor, in 42nd International Conference on Environmental Systems, San Diego, CA, 15-19 Jul 2012.
38. Mahaffy PR, Webster CR, Cabane M, Conrad PG, Coll P, et al., The sample analysis at mars investigation and instrument suite, *Space Sci. Rev.* 170, 401-478 (2012). <https://doi.org/10.1007/s11214-012-9879-z>

39. Wong MH, Atreya SK, Mahaffy PN, Franz HB, Malespin C, et al., Isotopes of nitrogen on Mars: atmospheric measurements by Curiosity's mass spectrometer, *Geophys. Res. Lett.* 40, 6033–6037 (2013). <https://doi.org/10.1002/2013GL057840>
40. Atreya SK, Trainer MG, Franz HB, Wong MH, Manning HLK, et al., Primordial argon isotope fractionation in the atmosphere of Mars measured by the SAM instrument on Curiosity and implications for atmospheric loss, *Geophys. Res. Lett.* 40, 5605–5609 (2013). <https://doi.org/10.1002/2013GL057763>
41. Webster CR, Mahaffy PR, Determining the local abundance of Martian methane and its $^{13}\text{C}/^{12}\text{C}$ and D/H isotopic ratios for comparison with related gas and soil analysis on the 2011 Mars Science Laboratory (MSL) mission, *Planet. Space Sci.* 59, 271–283 (2011). <https://doi.org/10.1016/j.pss.2010.08.021>
42. Mahaffy PR, Richard Hodges R, Benna M, King T, Arvey R, et al., The neutral mass spectrometer on the Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer mission, *Space Sci. Rev.* 185, 27–61 (2014). <https://doi.org/10.1007/s11214-014-0043-9>
43. Benna M, Mahaffy PR, Halekas JS, Elphic RC, Delory GT, Variability of helium, neon, and argon in the lunar exosphere as observed by the LADEE NMS instrument, *Geophys. Res. Lett.* 42, 3723–3729 (2015). <https://doi.org/10.1002/2015GL064120>
44. Mahaffy PR, Benna M, King T, Harpold DN, Arvey R, et al., The neutral gas and ion mass spectrometer on the Mars Atmosphere and Volatile Evolution mission, *Space Sci. Rev.* 195, 49–73 (2015). <https://doi.org/10.1007/s11214-014-0091-1>
45. Bougher SW, Roeten KJ, Olsen K, Mahaffy PR, Benna M, The structure and variability of Mars dayside thermosphere from MAVEN NGIMS and IUVS measurements: seasonal and solar activity trends in scale heights and temperatures, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 122, 1296–1313 (2016). <https://doi.org/10.1002/2016JA023454>
46. England SL, Liu G, Yiğit E, Mahaffy PR, Elrod M, et al., MAVEN NGIMS observations of atmospheric gravity waves in the Martian thermosphere, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 122, 2310–2335 (2016). <https://doi.org/10.1002/2016JA023475>
47. Bayer T, Bittner M, Buffington B, Dubos G, Ferguson E, et al., Europa Clipper mission: preliminary design report, in 2019 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 2–9 Mar 2019.
48. Föhn M, Galli A, Vorburger A, Tulej M, Lasi D, et al., Description of the mass spectrometer for the Jupiter icy moons explorer mission, in 2021 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 6–13 Mar 2021.
49. Arevalo R, Brinckerhoff W, Amerom F, Danell R, Pinnick V, et al., Design and demonstration of the Mars organic molecule analyzer (MOMA) on the ExoMars 2018 rover, in 2015 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 7–14 Mar 2015.

Author Information

홍익선 ishong@cnu.ac.kr



충남대학교에서 2014년 천문우주과학 석사 학위를 취득하고, 현재 동 대학교에서 우주지질학 박사과정에 재학 중이다. 한국형 달탐사 위성의 탑재체인 고해상도 카메라의 촬영계획 결정 알고리즘 개발에 참여하였으며, 현재는 원격탐사 수치 및 영상자료를 활용하여 과거 화산 활동의 흔적을 가지고 있는 달의 지형과 미래 인류 기지로 사용할 수 있는 달 동굴에 대한 연구를 하고 있다. 또한 달 표면 아래의 물리적 특성을 이해하기 위해 중력장을 이용한 달 내부의 지구물리학적 접근도 시도하고 있다.

이 유 euyiyu@cnu.ac.kr



미국 콜로라도 대학(University of Colorado at Boulder)에서 물리학 박사(1994)를 취득하였고, 그 후 LASP(Laboratory for Atmospheric and Space Physics)에서 Research Associate로 근무하다가 1997년부터는 충남대학교 천문우주과학과(대학원 우주지질학과)에서 교수로 재임 중이다. 다양한 자연현상에 관한 호기심으로 달과 화성에 인류의 미래 기지 조성과 자원 탐사를 위한 기초연구로 용암동굴, 화산 및 절벽 등 지질학적 연구를 하고 있으며, 위성 원격탐사 자료를 활용하여 지구 해양 및 대기 변화의 근원이 되는 열의 기원 등을 연구하고 있다.

이진근 jgrhee@younginace.com



한국과학기술원에서 우리별 3호의 과학임무 탑재체와 과학기술위성 1호의 원자외선분광기 개발에 참여하였고 2007년 물리학 박사 학위를 취득하였다. 국내 최초로 유도결합플라즈마 질량분석기 개발을 진행한 경험을 바탕으로 2018년부터 영인에이스를 설립하여 사중극자 기반의 질량분석기 개발을 주도하고 있다.

이남석 nslee@younginace.com



서강대학교 물리학과에서 물리학 박사 학위를 취득하였다. 1990년부터 삼성전자 책임연구원 그리고 삼성SDI에서 수석연구원으로 재직하였으며, 2018년부터 영인에이스 연구소장으로 근무하고 있다. 영인에이스 분석기술연구소에서 질량분석장치 개발의 총괄책임자 역할을 담당하고 있다.

강성원 swkang@younginace.com



한국과학기술원 물리학과에서 물리학 박사 학위를 취득하였다. 2018년부터 영인에이스 분석기술연구소에서 책임연구원으로 근무하고 있으며, 유도결합 질량분석기 개발 업무를 수행 중에 있다.

김선태 skim@younginace.com



서울대학교 물리천문학부에서 물리학 박사 학위를 취득하였다. 2018년부터 서울대학교 차세대융합기술연구원 및 응용물리연구소에서 박사후연구원 과정을 수행하였다. 2021년부터 영인에이스 분석기술연구소에서 선임연구원으로 근무하고 있으며, 질량분석기 개발 업무를 수행 중에 있다.

Author Information

장규하 kyuha@kaeri.re.kr



박사 학위(서울대학교 물리학과) 이후 2009년부터 한국원자력연구원에서 재직하고 있다. 양자 광학 연구부 선임연구원을 거쳐 현재는 초고속 방사선 연구실에서 책임연구원으로 연구 활동을 하고 있다. 석·박사 학위 때는 광결정, 진공 전자 소자, 반도체 가공 등의 분야에서 연구 경험을 하였으며, 연구소에서는 테라헤르츠 자유전자레이저, 전자선 조사장치, 고출력 레이저 가속 표적 개발 등에 참여하였다. 최근에는 초고속 전자 회절 장치 개발 및 응용 실험에 참여하고 있다.

최정림 crchoi@chungbuk.ac.kr



부산대학교 물리학과에서 박사를 취득하였고, 현재 충북대학교 천문우주학과에서 우주플라즈마연구를 하고 있다. 차세대 중형 위성 3호의 위성용 자력계 제작 및 magnetic cleanliness program에도 참여하고 있다.

민경욱 kwmin@kaist.ac.kr



미국 프린스턴 대학에서 천체 물리학 박사 학위를 취득하였으며, 1986년부터 한국과학기술원 교수로 재직하다 2021년에 정년 퇴직하여 현재 동 대학의 명예교수로 강의와 연구를 계속하고 있다. 우리나라 최초의 과학 위성인 과학기술위성 1호의 탑재체 총괄책임자로서 원자외선 분광기(FIMS) 및 우주물리 패키지(SPP)의 개발을 주도하였다.

정종일 iapetus85@gmail.com



충남대학교 천문우주학과에서 2014년 석사 학위를 취득하고, 현재 충남대학교 우주지질학과 박사과정에 재학 중이다. 인류가 거주할 수 있는 화성 동굴 탐사에 관하여 연구하였으며, 현재는 우주선 중성자 모니터를 활용하여 태양의 특성 및 우주선 및 고에너지 입자가 지구 대기에 미치는 영향에 관하여 관심을 가지고 있다. 최근에는 우주선 중성자 모니터의 GLE 이벤트와 연관된 태양 고에너지 입자 이벤트의 원소 조성 특징에 관한 연구를 진행하고 있다. 또한 대전 우주선 중성자 모니터와 남극 장보고 과학기지의 우주선 중성자 모니터를 운영 및 관리하고 있다.

연구논문

표준 심우주 탐사선 시스템 설계 연구

김익근, 전현진[†]

한국항공우주연구원

A Study on the System Design for Deep-Space Probe Reference Model

Euikeun Kim, Hyeon-Jin Jeon[†]

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: December 9, 2022

Revised: December 21, 2022

Accepted: January 9, 2023

[†]Corresponding author :

Hyeon-Jin Jeon

Tel : +82-42-870-3767

E-mail : hjeon@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

Euikeun Kim

<https://orcid.org/0000-0001-9808-5000>

Hyeon-Jin Jeon

<https://orcid.org/0000-0002-5650-7287>

요약

상호 호혜적으로 진행되는 심우주 탐사 시장에서 우리나라와 같은 심우주 탐사의 후발주자가 심우주 탐사 선진국과 빠르게 보조를 맞추기 위해서는 개발기간과 비용을 줄일 수 있는 표준 심우주 탐사선 모델 도출이 필수적이다. 본 논문에서는 다양한 심우주 탐사선에 요구되는 공통설계를 기반으로 하는 표준 심우주 탐사선 기본형, 경량형, 및 확장형에 대한 개념 및 형상을 새롭게 제시하였다. 제시된 형상은 모듈화 설계를 바탕으로 하여 확장성 및 설계/구현 효율성을 높였다. 그리고, 표준 심우주 탐사선의 3가지 형태에 적용 가능한 경량화/확장성을 기반으로 하는 전기시스템 설계에 대해서도 기술하였다.

Abstract

In order for a latecomer in deep-space exploration such as Korea to quickly keep pace with advanced deep-space exploration countries in the mutually-beneficial space exploration market, it is essential to derive a deep-space probe reference model that can reduce development period and cost. In this paper, concept and configuration for the deep-space probe reference model consisting of basic, lightweight, and expansion types are newly presented, which are based on commonly required designs for various deep-space probes. The proposed configuration adopts modular design so that the expandability and design/implementation efficiency are improved. In addition, the electrical system design pursuing lightweight and expandability is also described, which is applicable to the proposed three-types of deep-space probe reference model.

핵심어 : 표준 심우주 탐사선 모델, 시스템 설계, 모듈화, 경량화

Keywords : deep-space probe reference model, system design, modularization, weight lightening

1. 서론

1959년에 발사된 소련의 Luna 1을 시작으로 미국, 소련(러시아), 유럽, 중국, 일본 등의 우주탐사 선진국들은 달 탐사를 포함하는 다양한 심우주 탐사를 수행해오고 있으며, 최근에는

기존의 국가주도의 패러다임에서 민간주도로 탐사하는 “뉴 스페이스”로의 전환이 이뤄지고 있다[1]. 이러한 트렌드에 발 맞추어, 미국을 중심으로 하는 달 탐사 산업 및 시장 활성화를 목표로 하는 아르테미스 프로그램이 시작 단계에 있으며, 달 탐사를 넘어 화성탐사를 위한 Moon-to-Mars(M2M) Objectives를 설정하고 있는 단계에 있다[2,3].

지금까지의 우리나라 우주탐사는 대부분 지구의 저궤도에서 정지궤도 내에서의 임무에 한정되어 있지만, 2022년 8월에 발사되어 현재 ballistic lunar transfer 궤적을 따라 달로 향하고 있는 우리나라 최초의 달 궤도선인 다누리(Korea pathfinder lunar orbiter)를 기점으로 심우주 탐사 시대가 시작되었다고 할 수 있다. 하지만, 우리나라와 같은 심우주 탐사 후발주자가 가지고 있는 미약한 심우주 탐사 경험 및 능력이 아르테미스 프로그램이나 M2M을 주도적으로 수행하는 데에 한계로 작용하여, 상호 호혜적으로 진행되는 우주탐사 시장에 변방으로 존재할 수밖에 없는 실정이다.

심우주 탐사는 플라이바이(fly-by) 탐사, 궤도선회(orbiting) 탐사, 착륙(landing) 탐사, 및 샘플리턴(sample returning) 탐사와 같이 크게 4가지 방식으로 분류할 수 있는데, 이 중에서 착륙 탐사는 중력 천체를 대상으로 하며, 경착륙(hard landing)과 연착륙(soft landing)으로 구분되고, 현지자원(in-situ) 탐사나 로버(rover) 탐사 등과 연계될 수 있다. 샘플리턴 탐사는 중력 천체를 대상으로 하는 착륙/샘플리턴 탐사와 소행성이나 혜성과 같이 미소 중력 천체를 대상으로 하는 터치다운/샘플리턴으로 구분된다[4]. 이렇게 다양한 심우주 탐사를 위해 임무에 맞는 고유한 심우주 탐사선을 개발할 수 있지만, 우리나라와 같은 심우주 탐사 후발주자에게는 심우주 탐사 선진국과의 보조를 빠르게 맞추기 위해서는 개발기간과 비용을 줄일 수 있는 심우주 탐사선 간의 공통 설계를 기반으로 하는 “표준 심우주 탐사선 모델” 도출이 필수적이다[5].

본 논문에서는 다양한 심우주 탐사선에 필요한 공통설계를 기반으로 하는 표준 심우주 탐사선 모델을 제시하였는데, 2장에서는 표준 심우주 탐사선 기본형, 경량형, 확장형에 대한 개념 및 형상을 제시하였고, 3장에는 표준 심우주 탐사선 기본형, 경량형, 확장형에 적용할 수 있는 전기시스템 설계에 대해 기술하였다.

2. 표준 심우주 탐사선 개념 및 형상 설계

심우주 탐사선은 탐사 대상이 되는 목표물 및 탐사방식에 따라 형상이 달라질 수 있고, 설계 방법론에 따라 형상이 달라질 수 있는데, 모든 목표물 및 탐사방식, 설계 방법론을 모두 아우르는 표준 심우주 탐사선을 도출하는 것이 현실적으로 불가능하다. 이에 따라, 본 논문에서는 다음과 같은 적용범위를 대상으로 표준 심우주 탐사선 설계를 수행하였고, 모듈화를 기반으로 기본형, 경량형, 확장형의 3가지 형태의 표준 심우주 탐사선 도출하였다.

- 표준 심우주 탐사선의 적용임무는 플라이바이, 궤도선회, 미소대기 천체 착륙, 현지 자원 탐사, 로버 탐사, 및 미소 중력 천체 터치다운/샘플리턴으로 한정함. 즉, 추가적인 모듈이 필요한 대기가 존재하는 천체 착륙 및 중력 천체 착륙/샘플리턴은 적용기능 임무에서 제외함.
- 추진계는 화학식 추력기로 한정하며, 이 중에서도 비추력(specific impulse)이 높아 위성체 경량화에 유리한 이원추진제(bi-propellant) 방식으로 한정함. 전기 추력기 등을 적용할 경우에는 위성체 형상이 크게 바뀔 수 있으므로 적용 범위에서 제한함.

- 전력원은 태양전지판 및 배터리를 가정함. 태양 강도(sun intensity)는 태양거리 제곱에 반비례하므로 현재 태양전지판 효율을 고려했을 때, 궤도선 기준으로 목성 정도가 태양 전력을 주 전력원으로 사용할 수 있는 한계 정도로 여겨짐[4]. 그 이상의 먼 거리를 탐사하거나 음영지역을 장시간 탐사할 경우에는 원자력 에너지를 이용해야 하지만, 이 경우, 위성체 형상이 크게 바뀌므로 적용범위에서 제한함.

2.1 표준 심우주 탐사선 기본형

심우주 탐사선은 지구 궤도 인공위성에 비하여 필요한 속도증분(Del-V)이 상당히 크므로 전체 탐사선 무게(wet-mass) 대비 연료 무게(fuel mass) 비율이 상당히 크며, 착륙선의 경우 약 70%가 될 정도로 높다[6]. 따라서, 가장 큰 총격량 소스인 발사진동을 효과적으로 견디기 위해서 발사체 어댑터 바로 위에 추진계 품목이 장착되어야 한다. 본 논문에서 제안하는 표준 심우주 탐사선 기본형은 Fig. 1에 나타내었는데, 탐사선에서 가장 무거운 추진계 품목, 즉, 연료탱크, 산화제탱크, 가압탱크, 추진계 배관 등을 발사체 부하가 전달되는 축에 있는 코어 모듈에 배치시켜 발사진동을 효과적으로 견디는 구조를 가지고 있다. 이러한 코어 모듈은 가급적 추진계 품목만을 배치시키도록 하여 모듈화 설계 및 조립이 가능하게 하며, 이를 기반으로 표준 심우주 탐사선 기본형, 경량형 및 확장형이 설계되었다.

코어 모듈 내의 추진계 탱크 배치 방식은 탱크를 병렬로 배치하되, 각 탱크의 양쪽 끝을 고정시키는 폴라 마운팅(polar mounting) 방식과 탱크를 중앙 튜브에 직렬로 배치시키는 중앙 튜브(central tube) 방식이 존재하는데, 낮은 무게중심을 요구하는 연착륙을 수행하는 착륙선으로의 확장성을 고려하여, 본 논문에서 제안하는 표준 심우주 탐사선은 모두 폴라 마운팅 방식을 기본으로 한다.

코어 모듈 주위에는 주 추력기 및 발사체 어댑터가 장착되는 1개 면과 태양전지판 2개가 장착되는 2개 면을 제외한 나머지 3개 면에는 상부 모듈(top module) 1개와 측면 모듈(side module) 2개를 위치시켰다. 상부 모듈은 양쪽 측면 모듈과 접해 있으므로 하니스 라우팅(harness routing) 등을 고려했을 때, 탑재컴퓨터, 전력조절/분배장치, 배터리와 같은 서비스 유닛(service unit)들이 배치되는 것이 적절하며, 측면 모듈에는 그 외의 전장박스, 즉, 관성측

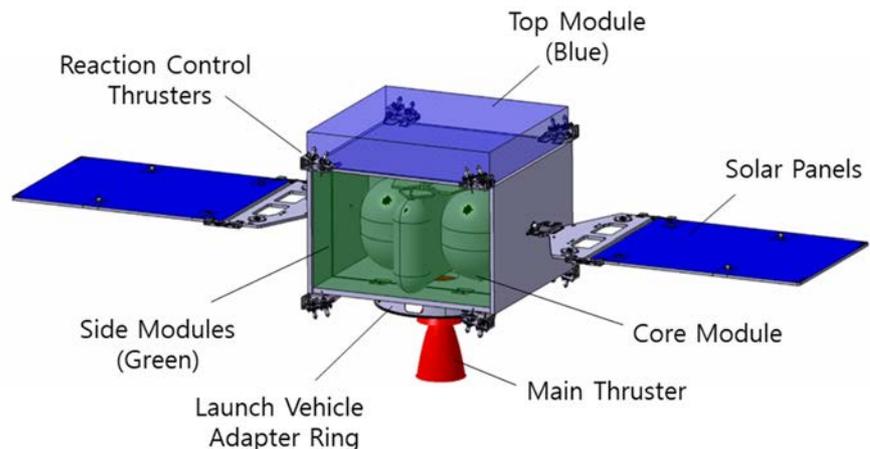


Fig. 1. Deep-space probe reference model (lightweight type).

정장치(inertial measurement unit, IMU), 별추적기(star tracker assembly, STA), 반작용 휠(reaction wheel assembly, RWA), 항법카메라(navigation camera) 등과 같은 항법제어계 유닛들과 트랜스폰더(transponder, XPDR), 안테나 등과 같은 원격명령계 유닛들, 그리고 탑재체 유닛들이 배치될 수 있다. 물론, 서비스 유닛이 아니라 하더라도 주 추력기의 플룸에 민감한 유닛이거나 일부 항법센서나 탑재체의 경우, 상부 모듈에 배치될 수 있지만, 상부 모듈과 측면 모듈의 유닛 배치를 서비스 유닛과 비(non)-서비스 유닛으로 구분할 경우에는 모듈화 설계 및 조립/시험 편의성이 극대화될 수 있다. 이러한 설계는 열제어 관점에서도 유리할 수 있는데, 예를 들어, 착륙선의 경우, 착륙 이후에는 사용하지 않는 항법제어계 유닛을 별도로 구분하여 착륙이후에는 열제어를 하지 않도록 설계하여 열제어 효율을 높일 수 있다. 전력 관점이나 탐사선운영 효율을 높이기 위한 동면(hibernation) 수행 시에도 항상 동작해야 하는 서비스 모듈과 그렇지 않는 유닛이 구분된다면 이를 기반으로 열제어 설계를 최적화할 수 있다.

태양전지패널은 탑재체 임무 중에도 안정적으로 태양전력을 공급받을 수 있도록 회전형 타입을 채택하였고, 방향을 특정하기 어려워 Fig. 1에는 표현하지 않았지만, 표준 심우주 탐사선의 심우주 통신을 위해서는 기본적으로 고이득안테나(high-gain antenna, HGA)가 적용되어야 한다. 회전형 태양전지판을 채택하였기에 고정형 HGA를 통해서도 지구와의 장시간 통신 중에도 안정적으로 태양전력을 받을 수 있지만, 탑재체 임무 도중에도 안정적인 지구와의 통신이 필요하다면 HGA에도 짐벌(gimbal) 적용이 필요하다.

추력기는 두 가지로 구분되는데, 큰 추력을 요구하는 DSM(deep space maneuver) 점화나 궤도투입 점화(orbit insertion burn), 그리고, 연착륙을 위한 감속 점화(breaking burn) 등을 위해 사용되는 주 추력기와, 중간 궤적 수정 점화(midcourse correction burn)과 같은 작은 속도증분이 필요한 상황이나 주 추력기의 추력 과정에서 자세제어, 그리고, 반작용 휠의 모멘텀 덤핑(dumping) 등을 위해 사용되는 반동제어 추력기(reaction control thruster, RCT)가 그것이다. 추력기가 진공에서 추력을 하게 되면, Fig. 2와 같이 추력기에서 배출되는 연소 가스는 자유롭게 퍼지면서 후방유동(backflow) 현상이 나타나게 되고, 이로 인해 원치 않은 오염(contamination), 공력(aerodynamic force) 및 열효과(heating effect)가 위성체에 영향을 준다[7,8]. 결국, 추력기의 위치와 장착각도가 최적화되지 않으면, 오염으로 인한 광학장비

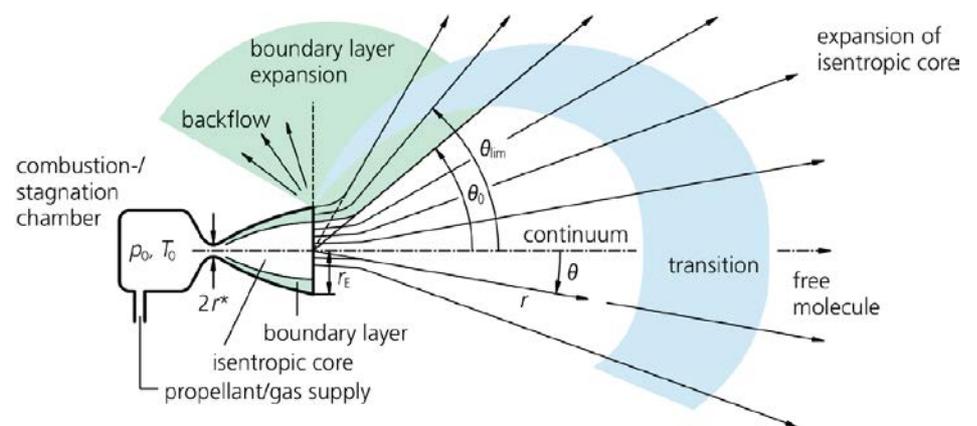


Fig. 2. Thruster gas flow expanding into high vacuum: flow regimes [7].

나 태양전지셀의 성능 감소가 예상되며, 위성체 표면에 후방유동이 부딪히면서 생기는 외란으로 인해 자세제어 오차가 발생하며, 위성 온도제어 성능에 영향을 주게 된다.

심우주 탐사선은 태양전지판의 태양 지향과 지구와의 원거리 통신 등과 같은 정밀 자세 제어를 위해 반작용 휠 사용이 필수적이다. 하지만, 위성이 완벽히 대칭이 아니기 때문에, 태양 풍 토크(solar pressure torque)의 압력중심(center-of-pressure)이 탐사선의 무게중심과 일치되지 않아 공기역학적 항력(aerodynamic drag)이 발생하게 되는데[9], 이러한 외란으로 인해 반작용 휠에 모멘텀이 지속적으로 쌓이게 되고, 결국 반작용 휠의 모멘텀을 덤프하지 않으면 반작용 휠 속도 포화(saturation)으로 인해 더 이상 정상적인 자세제어를 할 수 없게 된다. 지구를 공전하는 인공위성의 경우, 지구 자기장을 이용해 휠에 쌓인 모멘텀을 자장 토크를 통해 덤프할 수 있는데, 심우주 탐사선의 경우, 이용할 자기장이 없기 때문에 추력기를 이용해 모멘텀을 덤프할 수밖에 없다[10,11]. 그런데, 만약 RCT가 탐사선의 무게중심의 대칭방향에 장착되지 않는다면, 반작용 휠 모멘텀 덤핑을 위한 회전력(rotational force)뿐만 아니라 병진력(translational force)이 발생하여 의도했던 궤적이나 속도로부터 차이가 발생하게 된다 [12]. 따라서, Fig. 3에 나타낸 것과 같이, 모든 RCT가 탐사선 무게중심의 대칭방향으로 장착되어야 병진력이 발생하지 않으면서 반작용 휠 모멘텀 덤핑이 가능하게 된다. 이러한 요구조건은 RCT를 이용하는 중간 궤적 수정 점화와 같은 정밀 궤적 제어(precision orbit control)을 수행할 경우에도 동일하게 적용되는데, 추력을 하는 RCT가 서로 탐사선의 무게중심의 대칭방향에 장착되지 않으면 병진력이 발생하게 되어 궤적이 방향 틀어지게 되므로, 동시에 추력하는 RCT는 탐사선 무게중심에 대칭으로 배치되어야 한다. 하지만, 실제에서는 연료를 사용하면서 탐사선의 무게중심이 변하게 되므로 이상적으로 RCT를 모두 무게중심의 대칭에 배치할 수 없으므로 예상되는 무게중심 변화를 고려하여 RCT를 배치해야 한다.

RCT의 대칭 설계 요구조건은 주 추력기에도 유사하게 적용이 된다. 만약 주 추력기의 추력 방향이 착륙선 무게중심과 일치하게 않는다면, 주 추력기가 야기하는 측면 방향의 토크가 발생되어 탐사선의 방향이 기울어지게 되는데, 이를 바로잡기 위해 한쪽 RCT의 추력빈도가 높아질 것이다. 그런데, RCT는 더 큰 토크를 생성하기 위해서 캔트 각도(cant angle)을 갖도록 장착하게 되므로 한쪽 RCT만 추력을 하게 되면, 아무리 Fig. 3과 같이 모든 RCT를 탐사

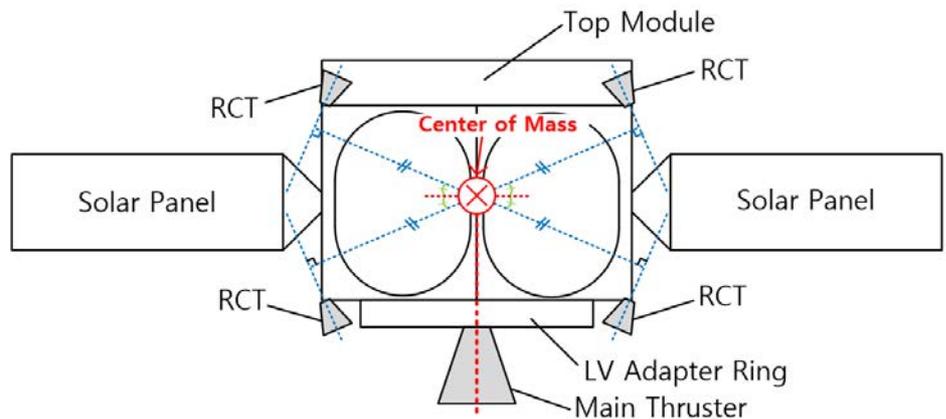


Fig. 3. Optimal alignment diagram for main thruster and ACTs.

선의 무게중심방향을 중심으로 대칭으로 배치한다고 하더라도 병진력이 발생되어 의도했던 궤적이나 속도로부터 차이가 발생하게 된다. 참고로, 만약 주 추력기의 추력 방향이 착륙선의 무게중심과 일치하게 되면, 대칭이 되는 RCT의 추력 비율이 같아지게 되어 RCT가 만들어내는 측면방향의 토크는 상쇄되게 된다. 결국, Fig. 3에 나타난 것과 같이, 주 추력기의 추력방향이 탐사선의 무게중심을 지나가도록 장착하는 것이 중요하다[3].

2.2 표준 심우주 탐사선 경량형

표준 심우주 탐사선의 경량화 버전은 탐사선 무게를 최소화하기 위해, Fig. 4와 같이 고정형 태양전지판을 채택하고 태양전지판을 탐사선 한쪽에만 배치하는 구조를 채택하였다. 그리고, 그림에는 표현되지 않았지만, 경량화를 위해 HGA 역시 고정형을 기본으로 하고 있다. 이렇게 태양전지판과 HGA를 고정형으로 채택하고, 태양전지판을 한쪽에만 배치하는 구조를 채택하였기에 태양전지판과 HGA 장착방향 최적화가 필수적이고, 비대칭 구조로 인해 추력기 배치의 최적화 역시 필수적이다. 코어 모듈은 기본형과 동일하게 추진계 품목만을 배치하였으며, 상부 모듈 1개에는 서비스 유닛들을 배치하고, 측면 모듈 2개에는 비-서비스 유닛들을 배치하면 된다. 그리고, 기본형과의 동질성을 유지하기 위해서, 태양전지판 반대 방향에는 빈 공간으로 남겨뒀지만, 필요시 해당 공간을 세 번째 측면 모듈로 할당하여 이용할 수 있다.

고정형 태양전지판의 장착방향은 장시간 동안 탐사선 방향을 특정방향으로 고정시켜야 하는 상황에서도 태양전력이 안정적으로 공급되도록 최적화하면 된다. 심우주 탐사선은 임무 궤적 대부분의 구간에서 태양지향이 가능하지만, 주 추력기를 사용해야 하는 시점이나 탑재체 임무 수행시에는 추력기와 탑재체 배치 위치에 따라 해당 임무 수행 중에는 태양지향이 어려울 수 있다. 결국, 추력기와 태양전지판의 상대적 방향과 태양전지판과 탑재체의 상대적 방향의 최적화가 필요하므로, 기 결정된 추력기 방향을 기준으로 태양전지판의 위치를 결정하고, 이어서 탑재체의 위치를 결정하면 된다.

일반적으로 심우주 탐사선의 연료소모량을 줄이고 탑재체 할당 무게를 높이기 위해서, 여러 번의 DSM이 포함된 임무 궤적을 이용한다. Fig. 5는 미국의 소행성 탐사선인 NEAR(near earth asteroid rendezvous)의 임무 궤적을 나타내는데[13], DSM-1 점화와 DSM-2 점화를

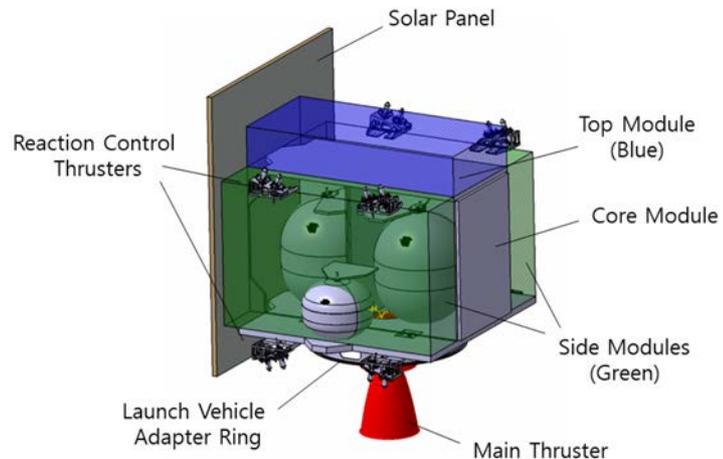


Fig. 4. Deep-space probe reference model (lightweight type).

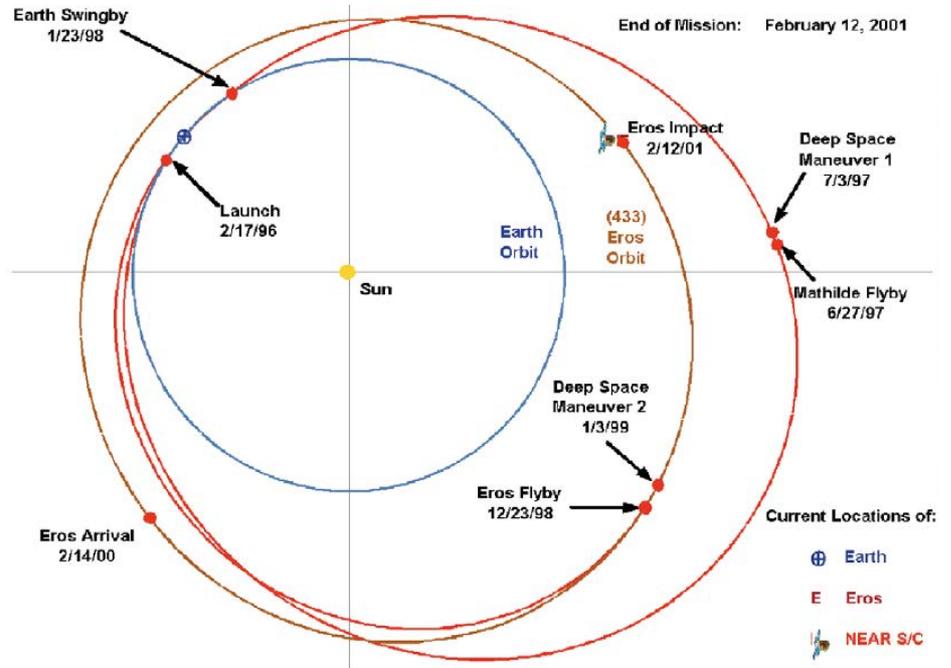


Fig. 5. Trajectory of near earth asteroid rendezvous (NEAR) shoemaker to Eros touchdown.

수행할 때, 태양-탐사선-추력방향 각도가 90° 에 가깝다는 것을 알 수 있다. 이것은 DSM을 이용한 다른 심우주 탐사선에서도 공통적으로 확인할 수 있는데, 이는 태양계 안의 모든 천체는 태양 중력의 영향을 받기 때문이며, 이로 인해 탐사선이 태양 중력의 접선 방향에 가깝게 이동해야 연료소모량이 최적화되기 때문이다.

DSM 점화 시간(burn time)은 필요한 탐사선의 속도증분과 추력기 용량과 관련이 있는데, 탐사선 경량화를 위해 작은 용량의 주 추력기가 적용되면 DSM 점화시간이 길어지게 된다. 실 예로, 한국항공우주연구원 내부 연구 과제를 통해 설계된 아포피스 탐사선의 DSM-1과 DSM-2 점화시간은 각각 1,332초와 224초에 달하게 된다. 그런데, 이렇게 장시간 추력이 이뤄지면 높은 소비전력이 요구되는 추력기 밸브가 지속적으로 열려 있어야 하고, 이로 인해 DSM 구간에서는 위성 전체 소비전력이 크게 상승하므로 태양전지판 전력공급이 필수적이다. 그렇지 않으면 배터리 용량을 키워야 하므로 경량화 설계에 악영향을 주게 된다. 따라서, DSM 구간에도 안정적으로 태양전력을 공급받기 위해서, 태양-탐사선-추력방향 각도가 90° 에 가까움을 이용하여, 태양전지판을 추력기 방향의 90° 방향, 즉, 심우주 탐사선의 한쪽 측면방향에 고정시키는 것이 적절하다. 물론, 태양전지판이 지속적으로 태양을 바라볼 수 있도록 위성의 Yaw축 제어가 필수적이다[6].

심우주 탐사선을 안정적으로 운영하기 위해서는 가급적 HGA를 항상 지구를 지향하도록 하여 항상 지구와 통신이 가능한 상태가 되어야 한다. 하지만, 경량화를 위해 HGA 및 태양전지판을 고정형으로 채택하면, 태양-탐사선-지구의 각도가 항상 일정하지 않으므로 예상되는 태양-탐사선-지구의 각도 프로파일(angle profile)을 고려하여 최적의 HGA 안테나 각도를 선정해야 한다.

Fig. 6은 한국항공우주연구원 내부 연구 과제를 통해 도출된 아포피스 탐사선의 태양-탐사선-지구 각도 프로파일(파란선)이다. 각도가 20°에서 170° 정도까지 변하지만, 평균적으로 대략 90° 방향을 기준으로 변하는 것을 확인할 수 있다. 따라서, 태양전지판과 HGA를 90도 정도의 방향에 배치한다면 지구와의 통신 중에 태양전지판의 태양 Off-pointing이 최소화되게 되어 지구와의 통신 중에도 어느 정도의 전력이 생성될 수 있다. 물론, 태양-탐사선-지구 각도 프로파일은 지구와의 통신거리에 따른 통신 속도와 데이터 전송량 등의 정보가 반영되어 있지 않으므로 해당 정보가 고려되면 더욱 최적의 HGA 방향을 도출할 수 있다.

물론 Fig. 6에 나타낸 바와 같이, 지구와의 통신 중에는 태양전지판의 태양 off-pointing이 존재하므로 원거리 통신 등의 원인으로 인해 HGA 장착 각도만으로 전력 문제가 완전히 해결되지 않을 수 있으므로 엄격한 스케줄링 기반의 임무 운영이 반드시 개입되어야 한다. 예를 들어, 탐사선은 주기적으로 지구로 방향을 틀어 텔레메트리를 지구로 전송하고, 해당 시간에 맞춰서 지상국 안테나는 탐사선 방향을 지향하고 있어야 하며, 명령 전송시에도 해당 주기에 맞춰서 보내줘야 한다. 만약 탐사선의 failover와 같은 장애 대처 조치 등의 이유로 인해 위성 과 지상국의 주기적 통신이 이뤄지지 않으면, 탐사선은 자동으로 통신 획득(communication acquisition)을 위해 예상되는 지구 방향으로 주기적으로 탐사선 몸체를 회전시키는 동작이 필요하고, 지구의 지상국에서는 예상되는 탐사선 방향으로 안테나를 지향해야 한다. 하지만, 탐사선의 지구와의 통신거리가 너무 길면 통신속도 제약 등으로 인해 엄격한 임무운영으로도 한계가 존재하므로 고정형 태양전지판 및 HGA를 채택하는 것은 신중하게 결정되어야 한다.

추력기 위치 및 장착각도는 표준 심우주 탐사선 기본형과 동일하게 원치 않은 오염, 공력 및 열효과를 고려해서 결정해야 하는데, 표준 심우주 탐사선 경량형은 태양전지판이 위성체 표면의 한쪽에 고정되어 있으므로 태양전지판 뒷면으로 RCT의 플룸 후방유동 영향이 미칠 것으로 예상되므로, 이를 고려하여 RCT의 위치 및 장착각도와 태양전지판 형상이 결정되어야 한다.

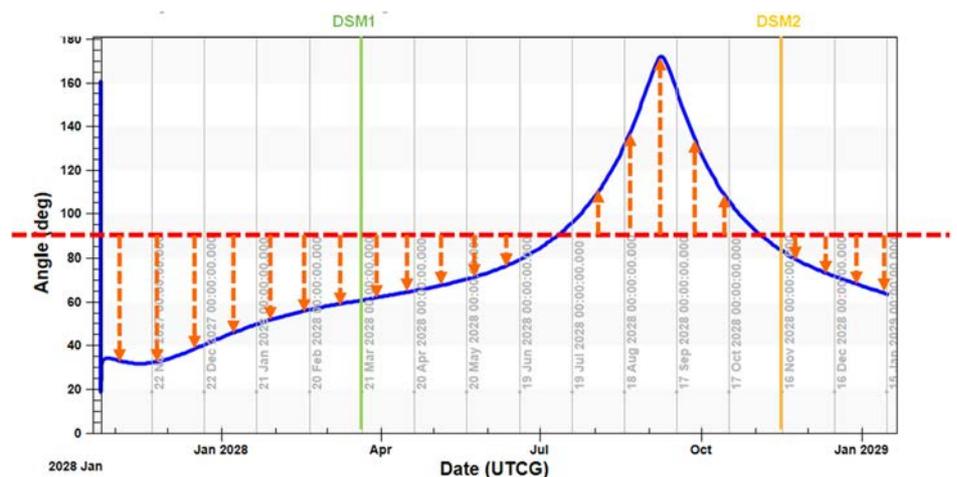


Fig. 6. Earth-probe-sun angle profile for KARI's apophis probe.

2.3 표준 심우주 탐사선 확장형

표준 심우주 탐사선 확장형의 형상은 Fig. 7에 나타냈으며, 표준 심우주 탐사선 기본형 대비 추진제 탱크와 산화제 탱크를 각각 1개에서 2개로 변경한 것인데, 다중목표 임무 탐사선 (multi-target mission probe)나 착륙선과 같이 연료를 많이 필요로 하는 탐사선에 적용할 수 있다. 코어 모듈의 형상을 8각 구조로 채택하였는데, 이는 행성 착륙선으로의 적용을 고려한 것으로서, 추가적인 4면에 랜딩기어를 장착할 수 있으며, 또한, 착륙선의 8각 측면에 고정형 태양전지판을 배치하면 4각형의 착륙선보다 태양 방위각(azimuth angle) 변화에 따른 태양전지 생성전력이 상대적으로 작은 변화를 갖기 때문이다. 코어 모듈 외에는 기본형과의 동일성을 위해 1개의 상부 모듈과 2개의 측면 모듈을 갖도록 하였다. 확장형은 기본형과 동일하게 8각형의 코어 모듈에는 추진계 품목을 위주로 배치하며, 상부 모듈에는 서비스 유닛들을 배치하고, 측면 모듈에는 비-서비스 유닛들을 배치하면 된다.

표준 심우주 탐사선 확장형을 “로버를 포함하는 착륙선”으로 적용할 경우에는 한쪽 측면 모듈에 로버와 로버 전개장치를 배치하면 된다. 물론, 로버 크기가 작아서 자유낙하 방식으로 로버를 전개하게 된다면, 측면 모듈 하단에 고정형 로버 전개장치를 구현하여 로버를 행성 표면에 자유낙하시키면 된다. 또한, 측면의 회전형 태양전지판은 없애고 착륙선 상부 또는 측면에 태양전지판을 배치시켜야 하는데, 만약, 경량화를 위해 고정형 태양전지판만을 적용한다면, 임무기간 중의 태양빛 입사각의 변화에 따라 태양전지판을 측면에 부착할지 상부면에 부착할지 결정해야 한다. 예를 들어, Fig. 8(a)과 같이, 한 변의 길이가 x 인 정팔각형 기둥의 형태로 달 착륙선을 구현한다면, 태양빛이 비추게 될 상부면 전체 면적은 $S = (2 + 2\sqrt{2})x^2$ 이 되며, 태양빛이 측면을 비추게 될 면적은 $S = (1 + \sqrt{2})xh$ 가 된다. 측면 면적에는 양쪽 좌우면이 45° 꺾여 있는 것이 반영되었다. 결국, 높이 h 가 정팔면체 한 변의 길이 x 의 2배라고 한다면, 실질적인 태양전지판 면적은 동일하다. 따라서, Fig. 8(b)와 같이, 달 착륙선($2x = h$)이 달 표면 위도 $\pm 45^\circ \sim \pm 90^\circ$ 에 착륙할 경우에는 측면 태양전지판 장착이 유리하며, 달 표면 위도 $-45^\circ \sim +45^\circ$ 에 착륙할 경우에는 상부면 태양전지판 장착이 유리하다. 여기에서, 달의 자전 축이 6.68° 기울어진 것은 무시하였다.

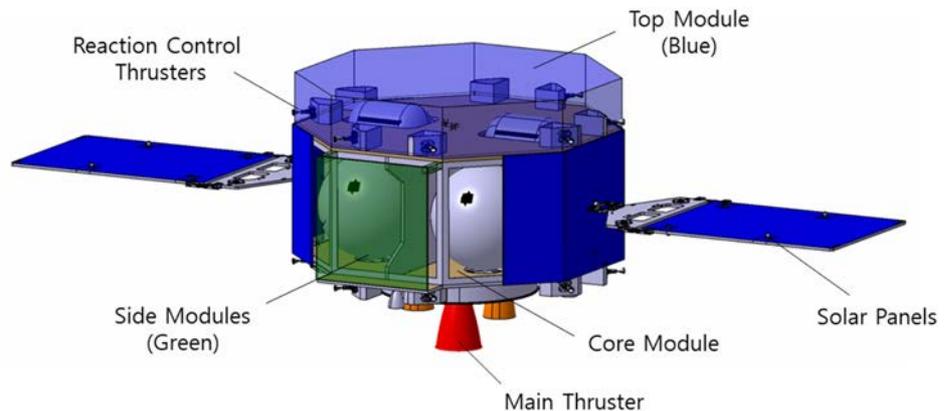


Fig. 7. Deep-space probe reference model (expansion type).

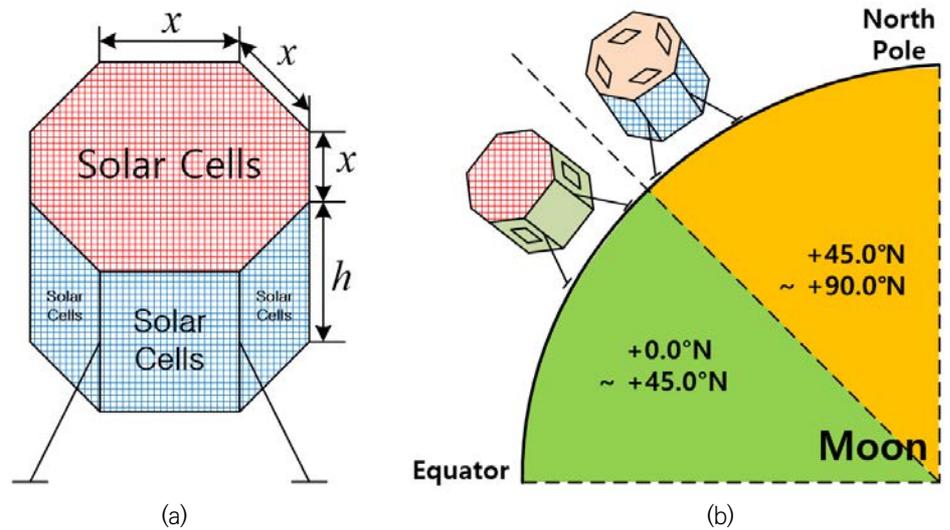


Fig. 8. Solar panel mounting location (left) according to latitude of landing site (right).

3. 표준 심우주 탐사선 전기시스템 설계

표준 심우주 탐사선 개념 및 형상 설계가 2장에서 제시되었으므로, 본 장에서는 도출된 표준 심우주 탐사선 형상에 구현될 전기시스템 설계에 대해 논하였다. 부분체 상세설계는 시스템 설계의 범위를 벗어나므로 본 논문에 포함되지 않았다.

표준 심우주 탐사선 전기시스템 블록도를 Fig. 9에 나타냈는데, 흰색 박스는 소행성 터치다운과 같은 근접 임무를 수행하는 경량형 탐사선에 해당되는 유닛을 나타내고, 녹색 박스는 기본형 탐사선을 위해 추가되는 박스를 나타내며, 오렌지색 박스는 착륙임무를 수행하는 확장형 탐사선을 위해 추가되는 박스를 나타낸다.

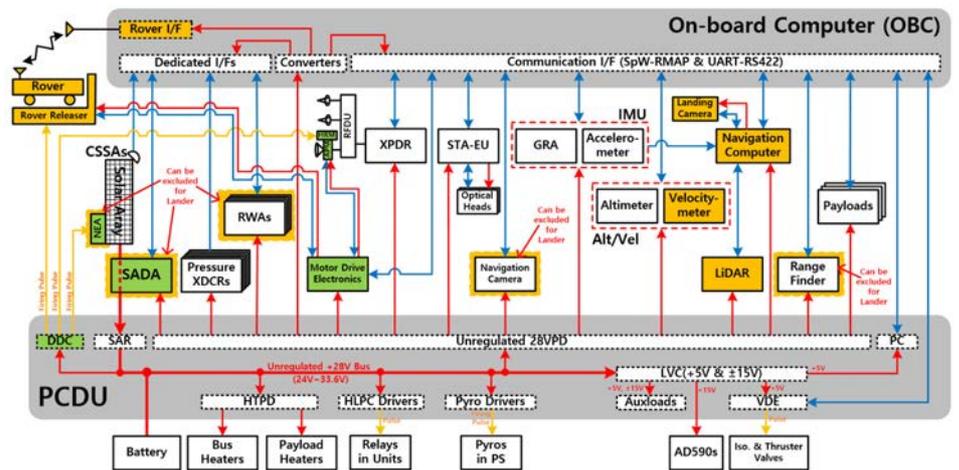


Fig. 9. Electrical system block diagram for deep-space probe reference model (green and orange box represent additions for basic and expansion types, respectively).

경량화를 위해서 기본적으로는 이중화(redundancy) 설계를 고려하지 않고 블록도를 도출하였지만, 필요시 임무기간 등을 고려해서 완전 이중화(full redundancy)를 적용하거나 과거 고장빈도가 높은 구성품에 한하여 부분적 이중화(partial redundancy)를 적용할 수 있다[14]. 전력시스템 역시 경량화를 위해서 단일 전력버스인 비정전압(unregulated) 28 V를 채택하였고, 통신 인터페이스는 확장성과 설계 편의성을 제고하기 위해 SpW-RMAP과 UART-RS422의 두 가지 프로토콜로 제한하였다. 그리고, 로버 전개장치(rover releaser)에 모터를 이용한다는 가정하에, 모터를 이용하는 antenna pointing mechanism과 함께 단일 motor drive electronics를 통해 모두 컨트롤할 수 있도록 설계하였다. 그리고, 착륙선의 경우, 고정형 태양전지판을 사용한다면, solar array drive assembly와 non-explosive actuator가 제거될 수 있으며, 반작용 휠, 거리측정기(range finder), 및 항법카메라 역시 제거될 수 있다.

태양전력변환기(solar array regulator)의 경우, PPT(power point tracking) 방식과 shunt 방식을 적용할 수 있는데, PPT 방식은 shunt 방식 대비 전력 변환 효율은 상대적으로 낮으며, 소비전력은 상대적으로 크며, 무게도 상대적으로 무거운 단점이 있는 반면, 태양전지판 전력을 항상 최대로 생성할 수 있는 장점이 있으므로 태양전지판 무게를 최적화할 수 있으며, 배터리 충전을 빨리 할 수 있으므로 배터리 무게를 최적화할 수 있다는 장점이 있다[15].

Shunt 방식은 Fig. 10(a)와 같이, 태양전지판 전압과 버스전압을 다이오드를 통해 직접 연결하는 방식이라고 할 수 있는데, Fig. 10(b)와 같이, 온도가 높아질수록 태양전지셀의 개방회로 전압(open circuit voltage, V_{oc})와 최대 전력점 전압(maximum power point voltage, V_{mp}) 값이 감소하므로 태양전지판 최고온도시점의 V_{mp} , 즉, V_{mp} 최소값이 비정전압 +28 V 전압 범위보다 높도록 태양전지셀의 직렬 연결 수량을 결정해야 한다. 이렇게 shunt 방식은 최악의 경우(worst case)를 고려하여 태양전지셀의 직렬 연결 수량을 결정하므로, 최상의 경우(best case), 즉, 온도가 가장 낮을 때에는 태양전지셀의 최대 출력 전력의 일부분만을 사용하는 문제가 있다. 따라서, 온도 변화량이 높은 환경을 겪는 탐사선일수록 shunt 방식보다는 PPT 방식을 적용하면 필요한 태양전지판의 면적이 줄어들 수 있다[15].

Fig. 11은 PPT 방식 대비, shunt 방식 채택에 따른 태양전지판 온도 변화량 별 태양전지판 무게 증가량 분석에 대한 예시를 나타낸다. 탐사선이 태양으로부터 1.15억 km에서 1.7억 km까지 이동한다고 가정했고, 1.7억 km의 온도는 +59°C이고, 1.15억 km의 온도는 +104°C에서 +144°C까지로 가정하였다. 태양셀은 ZTJ(GaAs) 태양 셀을 가정하였는데[16], 면적은

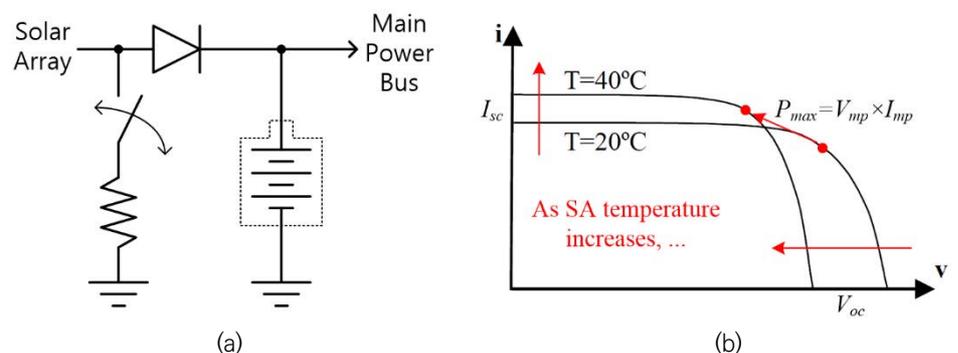


Fig. 10. Shunt-type solar array regulator (SAR) topology (left) and solar cell I-V characteristic curve (right).

① S/A 온도 (@1.15억km)	② 필요한 직렬 셀 수	③ V_{oc}	④ V_{mp}	⑤ V_{oc} (@1.7억km temp.(+59°C))	⑥ V_{mp} (@1.7억km temp.(+59°C))	⑦ Min. 손실율 (= (⑥-32.8V)/⑥)	최소 추가 필요 셀 수 (= [(224/②) × ⑦] × ②)	추가무게 (37.85/cell)
+144°C ($\Delta T=86^\circ C$)	24	44.104V	35.548V	52.582V	49.459V	33.68%	96 (3.14strings→4strings)	3.63kg
+134°C ($\Delta T=76^\circ C$)	23	43.769V	35.572V	55.183V	47.353V	30.73%	69 (2.99strings→3strings)	2.61kg
+124°C ($\Delta T=66^\circ C$)	22	43.302V	35.461V	52.784V	45.248V	27.51%	66 (2.80strings→3strings)	2.50kg
+114°C ($\Delta T=56^\circ C$)	21	42.705V	35.216V	50.384V	43.142V	23.97%	63 (2.56strings→3strings)	2.38kg
+104°C ($\Delta T=46^\circ C$)	20	41.978V	34.835V	47.985V	41.036V	20.07%	60 (2.25strings→3strings)	2.27kg

Fig. 11. Additional solar panel weight with shunt-typed regulator comparing PPT-typed one. PPT, power point tracking.

60.26 cm²/cell, 효율은 28.96%[@BOL(beginning of life)], V_{oc} 와 V_{mp} 는 +28°C에서 각각 2.70 V과 2.38 V라고 가정하였다. PPT 방식과 비교하기 위해서, PPT 방식 적용시 필요한 태양 셀은 총 244개(= 28 cells / string × 8 strings)로 가정하였고, 태양전지판 무게는 37.85 g/cell로 가정하였다. 분석결과, 온도 변화가 +46°C에서 +86°C로 변할 때까지 태양전지판 무게는 2.27 kg에서 3.63 kg이 추가되었고, 온도 변화가 크면 클수록 추가되는 태양전지판 무게는 더 증가함을 알 수 있다. 해당 무게 증가량은 shunt 방식 적용에 따른 레귤레이터 무게 감소량과 상대적으로 높은 전력변환 효율로 인한 소비전력 감소에 따른 배터리 무게 절감량을 더한 값과 비교되어야 한다. 물론, 무게 비교 외에도 배터리 충전속도 등의 운영측면 역시 고려하여 PPT 방식과 shunt 방식을 선택하는 것이 적절하다.

항법계 구성품은 기본적으로 자세제어에 이용되는 자이로센서(gyro reference array), 별추적기(STA), 및 반작용 휠(RWA)이 필요하며, 영상항법을 위한 항법 카메라가 필요하다. 정밀항법 및 자동항법 등을 용이하게 하기 위한 가속도계(accelerometer)는 선택적으로 포함될 수 있는데, 운영편이나 안전 등의 관점에서 가속도계를 포함하는 것이 선호될 수 있다. 만약 심우주 탐사선에 가속도계가 포함되어 있지 않다면, 속도증분 측정 등의 정밀 항법 업무를 지구의 지상국에서 수행하는 것이 가능하다. 가속도계를 포함할 경우, 자이로센서와 가속도계를 하나의 관성측정장치(IMU)로 구성될 수 있으며, 이 외에 소행성 근접 접근 및 터치 다운 임무를 위해 고도계(altimeter)와 거리측정기(range finder)가 포함될 수 있다. 착륙임무를 수행하는 확장형 탐사선에는 속도측정을 위한 속도계(velocity-meter), 위험물 회피(hazard avoidance)를 위한 light detection and ranging, 영상항법을 위한 항법카메라가 필요하며, 영상항법 수행을 위해서는 고속 이미지 프로세싱이 필요하므로 전용 항법 컴퓨터인 항법 컴퓨터가 포함하는 것이 적절하다.

4. 결론

본 논문에서는 다양한 심우주 탐사선에 요구되는 공통설계를 기반으로 하는 표준 심우주 탐사선 기본형, 경량형, 및 확장형에 대한 개념 및 형상, 전기시스템 설계를 새롭게 제시하였다. 제시된 표준 우주 탐사선 형상은 모듈화 설계를 통해 확장성 및 설계/구현 효율성을 높였고, 전기시스템 설계는 경량화 설계를 기반으로 확장성이 가능한 구조를 채택하였다. 본 논문에서 제시한 표준 우주 탐사선 모델은 다양한 심우주 탐사선의 개발기간과 비용을 줄일 수

있는 초석이 될 수 있을 것으로 기대되며, 이를 통해 상호 호혜적으로 진행되는 심우주 탐사 시장에서 우리나라가 점차 주도적인 역할을 할 수 있을 것으로 기대한다.

감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 자체과제인 “표준 우주 탐사선 기초연구”의 일환으로 이루어졌습니다.

References

1. An HJ, Park HJ, Lee H, Oh SJ, et al., A study on the status of domestic space industry and policy challenges responding the new space era, STEPI (Science and Technology Policy Institute) Policy Report (2019).
2. NASA, Artemis (n.d.) [Internet], viewed 2022 Feb 20, available from: <https://www.nasa.gov/specials/artemis/>
3. NASA, Moon-to-mars overview (2021) [Internet], viewed 2022 Feb 20, available from: <https://www.nasa.gov/topics/moon-to-mars/overview>
4. Sun Z, Technologies for Deep Space Exploration (Springer, Singapore, 2021).
5. Jeon H, A study on the reference platform for deep space probe, in 2022 KSAS Fall Conference, Jeju, Korea, 16-18 Nov 2022.
6. Jeon H, A study on solar array's mounting position for lightweight deep-space probe, in KSAS 2022 Fall Conference, Jeju, Korea, 2022.
7. Dettleff G, Grabe M, Basics of Plume Impingement Analysis for Small Chemical and Cold Gas Thrusters (NATO Science & Technology Organization, Brussels, Belgium, 2011).
8. He B, Zhang J, Cai G, Research on vacuum plume and its effects, Chi. J. Aeronaut. 26, 27-36 (2013). <https://doi.org/10.1016/j.cja.2012.12.016>
9. Brown CD, Elements of Spacecraft Design (AIAA, Reston, VA, 2002).
10. Yim J, Kim YB, Yong KL, Analysis of external disturbance torque on a LEO satellite, Aerosp. Eng. Technol. 10, 193-200 (2011).
11. Chen X, Steyn WH, Hodgart S, Hashida Y, Optimal combined reaction-wheel momentum management for earth-pointing satellites, J. Guid. Control Dyn. 22, 543-550 (1999). <https://doi.org/10.2514/2.4431>
12. Oberg J, Why the Mars probe went off course [accident investigation], IEEE Spectr. 36, 34-39 (1999). <https://doi.org/10.1109/6.809121>
13. McCoy TJ, Robinson MS, Nittler LR, Burbine TH, The near Earth asteroid rendezvous mission to asteroid 433 Eros: a milestone in the study of asteroids and their relationship to meteorites, Geochemistry. 62, 89-121 (2002). <https://doi.org/10.1078/0009-2819-00004>

14. Sawai S, Fukuda S, Sakai S, Kushiki K, Arakawa T, et al, Preliminary system design of small lunar landing demonstrator SLIM, *Aerosp. Technol. Jpn.* 17, 35-43 (2018). <https://doi.org/10.2322/astj.JSASS-D-16-00050>
15. Jeon H, A comparison study on the solar power regulator for compact space probe, in *SASE Spring Conference*, Amsterdam, Netherlands, 27-29 May 2022.
16. Fatemi N, Lyons J, Eskenazi M, Qualification and production of Emcore ZTJ solar panels for space missions, in *2013 IEEE 39th Photovoltaic Specialists Conference (PVSC)*, Tampa Bay, FL, 23 Jan 2013.

Author Information

김 의 근 ekkim215@kari.re.kr



2017년부터 현재까지 한국항공우주연구원에서 우주환경시험 및 체계 업무를 수행하고 있으며, 충남대학교 항공우주공학과에서 석사학위를 받았다. 이전에는 한국수력원자력 한빛본부 제2발전소 기계팀에서 터빈/발전기를 담당하였다. 한국항공우주연구원 재직기간 동안

정지궤도 복합위성과 다목적 실용위성의 정밀정렬, 차세대중형위성 1호 체계담당 및 발사장업무에 참여하였다. 현재는 달착륙선 등의 관련 선행연구를 수행하고 있다.

전 현 진 hjjeon@kari.re.kr



중앙대학교 전자전기공학부에서 2005, 2007, 2010년에 각각 학사, 석사, 및 박사학위를 받았으며, 2010년부터 현재까지 한국항공우주연구원에 인공위성 전기시스템 및 전기접속 설계 분야의 업무를 수행하고 있다. 한국항공우주연구원 재직기간 동안, 다목적실용위성 3A호 및

차세대중형위성 1호 개발과제에 참여하여 성공적으로 발사 및 운영되고 있으며, 현재는 아포피스 소행성 탐사선 및 달 착륙선 관련 선행연구를 수행하고 있다.

연구논문

수평 위치정보 추정을 위한 관성/천측 항법시스템 설계 및 약결합/강결합 방식의 성능 비교

김기덕[†]

한국항공우주연구원

Design of Inertial Navigation System/Celestial Navigation System Navigation System for Horizontal Position Estimation and Performance Comparison Between Loosely and Tightly Coupled Approach

Kiduck Kim[†]

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: December 12, 2022

Revised: December 27, 2022

Accepted: January 6, 2023

[†]Corresponding author :

Kiduck Kim

Tel : +82-42-860-2978

E-mail : KiduckKim@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

Kiduck Kim

<https://orcid.org/0000-0003-1906-2298>

요약

본 논문에서는 관성측정장치와 천측 항법을 활용한 수평 위치 추정을 위한 항법 시스템 설계에 대해 기술하였다. 우주 상에서 별은 천구 상에 널리 퍼져 있는 천체로서 별의 관측을 통해 자세 정보를 획득하는데 주로 사용되어 왔다. 하지만 별의 고도 정보를 통해 수평 위치에 대한 정보 또한 획득이 가능인데, 이는 천측 항법이라고 불리며 예전 항해사들이 바다 위 항해 중에 자기의 위치를 알아내던 원리와 동일하다. 특히 GPS 등의 사용이 불가능한 심우주에서는 비교적 관측이 쉬운 별을 통해 위치에 대한 정보를 획득하는 것이 중요하다. 따라서 본 논문에서는 수평 위치정보를 추정할 수 있는 항법 시스템을 소개하며 측정값을 활용하는 방식에 따라 약결합과 강결합의 두 가지 방식의 시스템을 설계하고자 한다. 시뮬레이션을 통해 설계된 시스템이 올바르게 수평 위치정보를 추정하는지 여부와 함께 약결합과 강결합 방식의 성능을 비교하여 추후 천측 항법을 활용한 항법 시스템 설계에 도움이 되고자 한다.

Abstract

This paper describes a navigation system design for horizontal position estimation using inertial measurement sensors and celestial navigation. In space, stars are widely spread objects in the celestial sphere and have been used mainly to obtain attitude information through star observation. However, it is also possible to obtain information about the horizontal position with the altitude of the star. It is called celestial navigation which is the same principle that former navigators used to locate themselves while sailing on the sea. In particular, in deep space where GPS is not available, it is important to obtain information on the location by making use of stars that are relatively easy to observe. Therefore, we introduce a navigation system that can estimate horizontal position and design two types of systems, loosely coupled and tightly coupled depending on how the measurements are utilized. It is intended to help in the future design of navigation system using celestial navigation by simulation studies that not only verify whether

the system correctly estimates horizontal position but also comparing the performance of loosely and tightly coupled methods.

핵심어 : 수평 위치, 관성측정센서, 천측 항법, 항법 시스템, 약결합, 강결합

Keywords : horizontal position, inertial measurement sensor, celestial navigation, navigation system, loosely coupled, tightly coupled

1. 서론

우주 탐사에서 정확하고 신뢰성 있는 단독적(autonomous)인 항법 시스템은 비행체의 생존을 보장하고 맡은 바 임무를 완료할 수 있는 핵심적인 기술이다[1]. 그러나 GPS 등은 근지구에서만 사용이 가능하거나, 지상 추적 방식의 경우 통신 지연이나 갑작스런 통신 두절의 문제가 발생할 수 있기 때문에 효과적으로 단독 항법 시스템을 구성하기 어렵다.

일반적으로 사용되는 단독 항법은 관성 항법 및 천측 항법 등이 있다. 먼저 관성 항법은 각속도계 및 가속도계 등의 관성 센서를 사용하여 선형 각속도 및 가속도를 측정하며, 이러한 측정값을 통합하여 자세, 위치, 속도 등을 외부 도움 없이 획득할 수 있다. 그러나 관성 센서들은 짧은 시간에 높은 정밀도를 가지지만 시간에 따라 오차가 흐르는(drift) 성질을 가지고 있어 그 오차가 빠르게 증가한다[2]. 반면에 천측 항법은 천체를 관측함으로써 시간에 관계없이 자세 혹은 위치에 대한 항법 정보를 동시에 제공할 수 있다[3]. 따라서 관성 항법과 천측 항법은 오차 누적 방식에서 상호 보완적이라고 할 수 있다.

본 논문에서는 천측 항법을 통해 수평 위치를 획득하는 방안에 대하여 소개하고 해당 값을 관성 항법과 함께 활용할 수 있는 항법 시스템에 대하여 기술한다. 이를 위하여 천측 항법으로부터 상태변수와 동일한 형태의 수평 위치를 그대로 사용하는 약결합 방식과 별의 고도 정보를 사용하는 강결합 방식 두 가지 시스템을 설계한다. 또한, 시뮬레이션을 통해 설계한 항법 시스템에 대한 분석과 함께 약결합과 강결합 두 가지 방식의 결과를 비교하여 추후 천측 항법을 포함하는 항법 시스템 설계에 활용할 수 있도록 한다.

2. 천측 항법(Celestial Navigation)

천측 항법은 기본적으로 별의 관측을 통해 항법 정보를 획득하는 것을 의미하며 자세 정보만을 보정하는 경우[4]와 위치 정보를 보정하는 경우[5] 두 가지로 나뉘게 된다. 물론 위치 정보를 위해서는 별의 관측뿐 아니라 해당 별의 고도에 대한 측정이 필요하지만, 비교적 관측이 쉬운 별을 통해 위치에 대한 정보를 획득할 수 있는 경우 시스템의 초기화 등 항법의 단독성을 보장하는데 큰 장점이 된다.

천측 항법에서는 기 알려진 별의 적경(right ascension)과 적위(declination)에 대한 정보와 함께 추가적으로 별의 고도를 측정하여 관측자의 위도 및 적도 등의 수평 위치를 알아내게 된다. Fig. 1은 관성 좌표계에서 관측된 별의 벡터 u' 를 나타내며, α 및 ζ 는 각각 별의 적경과 적위를 나타낸다.

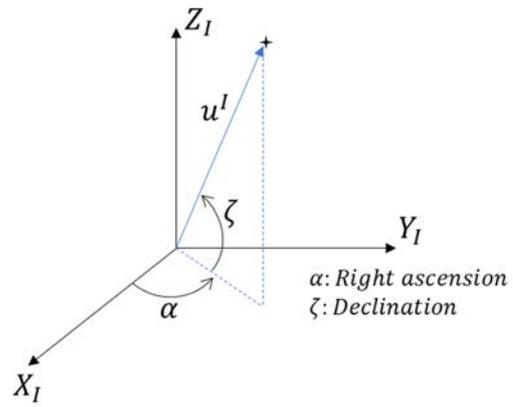


Fig. 1. Star observation vector.

이 때 관측 벡터 u^I 는 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$u^I = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \zeta \\ \sin \alpha \cos \zeta \\ \sin \zeta \end{bmatrix} \quad (1)$$

만일 관측된 별을 아래 Fig. 2와 같이 지면 좌표계에 대하여 표현한 벡터를 u^L 이라 할 경우 방위각(azimuth)과 고도각(elevation)을 통해 식 (2)와 같이 표현할 수 있다.

$$u^L = \begin{bmatrix} \cos Az \cos El \\ \sin Az \cos El \\ \sin El \end{bmatrix} \quad (2)$$

벡터 u^I 와 u^L 사이의 관계는 좌표계 사이의 자세변환행렬을 통해 계산이 가능하다.

$$u^L = C_E^L C_I^E u^I \quad (3)$$

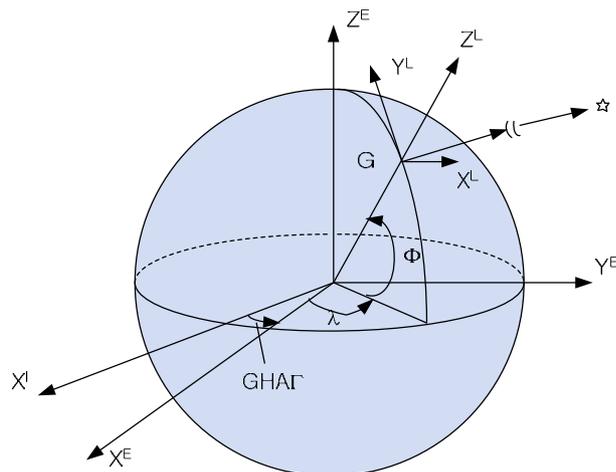


Fig. 2. Local frame geometry.

각각의 자세변환행렬은 아래와 같이 정의된다.

$$C_I^E = \begin{bmatrix} \cos(GHA) & \sin(GHA) & 0 \\ -\sin(GHA) & \cos(GHA) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$C_E^{L(ENU)} = \begin{bmatrix} -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\sin \varphi \cos \lambda & -\sin \varphi \sin \lambda & \cos \varphi \\ \cos \varphi \cos \lambda & \cos \varphi \sin \lambda & \sin \varphi \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서 Greenwich Hour Angle은 천체의 시간각을 의미하며, φ 및 λ 는 각각 관측자 혹은 비행체의 위도와 경도를 의미한다. 식 (3)에 식 (2), (4), (5)를 대입하여 정리할 경우, 세 번째 항으로부터 아래의 식 (6)을 정리할 수 있다. 이 식은 LOP(line of position) 식이라고 불리며 천측 항법에서 활용되는 가장 주요한 식으로 별의 고도와 관측자의 위도와 경도 사이의 관계를 의미한다. LOP 식이 가진 물리적 의미는 지면 상에서 동일한 고도를 가진 수평 위치를 나타내며, 이를 만족하는 해를 알아내는 방식은 여러 가지가 있다[6,7]. 그러나 본 논문의 주요한 내용은 이를 통해 알아낸 수평 위치를 활용하는 항법 시스템에 대하여 기술하는 것으로 여러 방식들에 대한 자세한 설명은 포함하지 않는다.

$$\sin El = \sin \varphi \sin \zeta + \cos \varphi \cos \zeta \cos(\alpha - GHA - \lambda) \quad (6)$$

본 논문에서는 LOP 식을 활용한 최소자승법을 통해 수평 위치를 계산한다. 먼저 구하고자 하는 값 x 를 아래와 같이 위도 φ 와 경도 λ 에 대한 행렬로 정의한다.

$$x = [\varphi, \lambda]^T \quad (7)$$

이 때, 익히 알려져 있는 식 (8)과 같이 새로운 x 를 업데이트하여 해를 찾게 된다.

$$x_{k+1} = x_k + (A^T A)^{-1} A^T \Delta y \quad (8)$$

여기서 Δy 는 LOP 식을 통해 아래와 같이 계산할 수 있으며,

$$\Delta y = \sin \varphi \sin \zeta + \cos \varphi \cos \zeta \cos(\alpha - GHA - \lambda) - \sin El \quad (9)$$

i 번째 측정값에 대한 민감도 행렬 A_i 는 아래와 같이 계산할 수 있다.

$$A_i = \begin{bmatrix} \cos \varphi \sin \zeta_i - \sin \varphi \cos \zeta_i \cos(\alpha - GHA - \lambda) \\ \cos \varphi \cos \zeta_i \sin(\alpha_i - GHA - \lambda) \end{bmatrix}^T \quad (10)$$

천측 항법에 대한 수평 위치 계산 결과는 시뮬레이션을 통해 확인해 보았다. 먼저 별의 고도를 30 arc-second(1σ)의 정확도로 측정하는 것을 가정하였으며, 사용된 별의 개수는 2개

및 3개로 차이를 두어 시뮬레이션을 수행하였다. 관측자의 위치는 매 시뮬레이션마다 위도 $[-2/\pi, 2/\pi]$, 경도는 $[-\pi, \pi]$ 사이의 임의의 값으로 생성하여 총 10,000회 수행하였다. 시뮬레이션 결과는 Figs. 3, 4와 같으며 각각 별의 개수가 2, 3개인 경우의 결과를 도시한다.

시뮬레이션 결과를 통해 별의 개수가 증가할수록 위치 추정에 대한 정확도가 증가하는 것을 알 수 있으며, 2개의 별을 사용한 경우에는 오차가 매우 커서 항법 시스템에 사용하기에는 무리가 있는 것을 확인할 수 있다. 따라서 최소자승법을 통해 위치를 결정하는 경우 적어도 3개 이상의 측정값이 있어야 함을 알 수 있다. 또한 민감도 행렬에 따라 위도보다는 상대적으로 모호성이 큰 경도에 대한 오차가 큰 것을 확인할 수 있다.

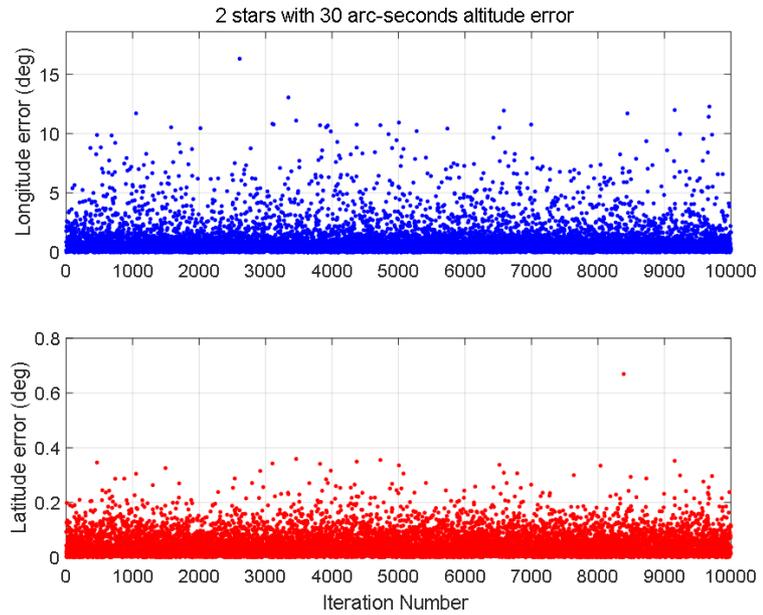


Fig. 3. Position errors of celestial navigation with 2 stars.

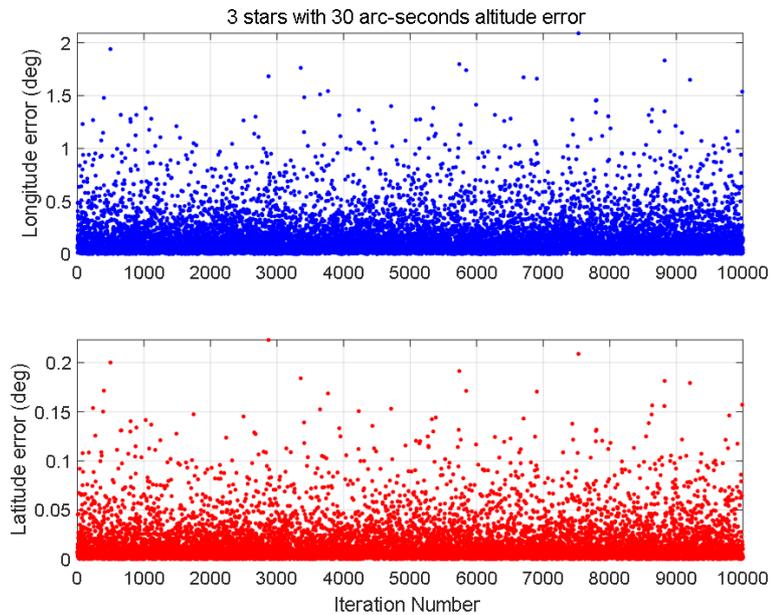


Fig. 4. Position errors of celestial navigation with 3 stars.

3. 항법시스템 설계

항법 시스템 설계를 위해서는 먼저 항법해가 표현될 기준 좌표계를 설정하는 것이 필수적이다. 본 논문에서는 천측 항법의 위치 추정값 활용이 용이하도록 지면좌표계(North East Down, NED)를 기준 좌표계로 사용하였다. 아래는 지면좌표계에서 표현된 관성측정장치의 지배 방정식(governing equation)을 나타낸다. 관성측정장치를 구성하는 각속도계 및 가속도계의 장착각 및 scale factor 오차 등은 고려하지 않고 바이어스(bias)만을 이용하여 모델링하였다.

$$\dot{q} = \frac{1}{2}\Xi(q)\omega_{B/N}^B \tag{11}$$

$$\omega_{B/N}^B = (\tilde{\omega}_{B/I}^B - b_g - \eta_v) - C_N^B(q)\omega_{N/I}^N \tag{12}$$

$$\dot{\phi} = \frac{v_N}{(R_\phi+h)} \tag{13}$$

$$\dot{\lambda} = \frac{v_E}{(R_\lambda+h)\cos\phi} \tag{14}$$

$$\dot{h} = -v_D \tag{15}$$

$$\dot{v}_N = -\left[\frac{v_E}{(R_\lambda+h)\cos\phi} + 2\omega_e\right]v_N\sin\phi + \frac{v_Nv_D}{R_\phi+h} + a_N \tag{16}$$

$$\dot{v}_E = \left[\frac{v_E}{(R_\lambda+h)\cos\phi} + 2\omega_e\right]v_N\sin\phi + \frac{v_Ev_D}{R_\lambda+h} + 2\omega_ev_D\cos\phi + a_E \tag{17}$$

$$\dot{v}_D = -\frac{v_E^2}{R_\lambda+h} - \frac{v_N^2}{R_\phi+h} - 2\omega_ev_E\cos\phi + g + a_D \tag{18}$$

$$\dot{a}^B = (\tilde{a}^B - b_a - \eta_{av}) \tag{19}$$

$$\dot{b}_g = \eta_{gu} \tag{20}$$

$$\dot{b}_a = \eta_{au} \tag{21}$$

여기서 q, ϕ, λ, h 는 각각 비행체의 자세, 위도, 경도, 고도를 의미하며, v_N, v_E, v_D 는 각각 NED 방향으로의 속도, 그리고 b_g 및 b_a 는 각속도계와 가속도계의 바이어스를 의미한다.

항법해를 추정하기 위하여 일반적인 확장칼만필터(Extended Kalman Filter)를 사용하였다. 상태변수는 자세, 위치, 속도, 각속도계와 가속도계의 바이어스로 구성되며, 아래와 같이 행렬의 형태로 표현이 가능하다.

$$x = \begin{bmatrix} q \\ \phi \\ v^N \\ b_g \\ b_a \end{bmatrix}, \quad \Delta x = \begin{bmatrix} \delta\phi \\ \Delta p \\ \Delta v^N \\ \Delta b_g \\ \Delta b_a \end{bmatrix}, \quad w = \begin{bmatrix} \eta_{gv} \\ \eta_{gu} \\ \eta_{av} \\ \eta_{au} \end{bmatrix} \tag{22}$$

실제 추정을 위한 상태 천이 방정식은 추정값과 실제값과의 차이를 나타내는 오차인 Δx 에 대한 방정식으로 표현되며 행렬 F와 G는 [8]에 나온 식을 참고하였다.

$$\Delta\dot{x} = F\Delta x + Gw \tag{23}$$

앞의 절에서 설명했지만 천측 항법은 기본적으로 위도 및 경도에 대한 정보만을 제공하기 때문에 자세에 대한 정보를 획득할 수 있는 별 센서 및 고도계의 사용이 필요하다. 측정값을 통해 상태변수를 올바르게 추정하기 위해서는 측정값과 상태변수 사이의 관계를 나타내는 민감도(sensitivity) 행렬을 정의해야 한다. 따라서 관성측정장치를 보정하기 위한 별 센서, 천측 항법, 고도계의 3가지 측정값에 대한 민감도 행렬을 정의한다.

먼저 별 센서의 측정값은 동체의 관성좌표계에 대한 자세변환행렬로 C_I^B 로 표현할 수 있다. 여기서 B와 I는 동체 프레임과 관성 프레임을 의미한다. 센서로부터 획득한 C_I^B 는 아래와 같이 연속적인 자세변환으로 표현될 수 있다.

$$C_I^B = C_N^B C_E^N C_I^E \quad (24)$$

항법해로부터 추정된 값은 자세와 위치 추정 오차를 포함하고 있기 때문에 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\tilde{C}_I^B = (I - [\alpha \times])C_N^B(\hat{q})(I + [\delta p \times]) C_E^N(\hat{p}) C_I^E \quad (25)$$

$$\tilde{C}_I^B = (I - [\alpha \times])(I - [\delta p \times]) \hat{C}_I^B \quad (26)$$

식의 양변에 \hat{C}_B^I 를 곱한 후 정리하면 다음과 같다.

$$\tilde{C}_I^B \hat{C}_B^I = (I - [\alpha \times])(I - [\delta p \times]) = I - [\alpha \times] - [\delta p \times] \quad (27)$$

이 때, 별 센서의 측정값 z_{ST} 는 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$z_{ST} = I - \tilde{C}_I^B \hat{C}_B^I = [\alpha \times] + [\delta p \times] \quad (28)$$

따라서 별 센서 측정값의 민감도 행렬 H_{ST} 는 아래와 같다.

$$H_{ST} = [I_{3 \times 3}, H_{\delta p, ST}, 0_{3 \times 9}] \quad (29)$$

$$H_{\delta p, ST} = \begin{bmatrix} 0 & \cos\varphi & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -\sin\varphi & 0 \end{bmatrix} \quad (30)$$

앞서 식에서 표현된 $H_{\delta p, ST}$ 는 자세 측정값과 위치 오차 사이의 관계를 의미한다. 지면좌표계에서 위치에 대한 오차 모델 δp 는 C_E^N 으로부터 유도할 수 있다.

$$\hat{C}_E^N = C_E^N + \Delta C_E^N = [I - [\delta p \times]]C_E^N \quad (31)$$

위 식에서 다음의 식을 정리할 수 있다.

$$\Delta C_E^N = -[\delta p \times]C_E^N \quad (32)$$

지면고정좌표계를 나타내는 E 프레임에서 지면좌표계 N 프레임으로의 변환 행렬은 아래와 같이 정의된다.

$$C_E^N = \begin{bmatrix} -\sin\varphi \cos\lambda & -\sin\varphi \sin\lambda & \cos\varphi \\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\cos\varphi \cos\lambda & -\cos\varphi \sin\lambda & -\sin\varphi \end{bmatrix} \quad (33)$$

이 때 위치 오차를 포함한 식은 아래와 같다.

$$\hat{C}_E^N = \begin{bmatrix} -\sin(\varphi + \delta\varphi) \cos(\lambda + \delta\lambda) & -\sin(\varphi + \delta\varphi) \sin(\lambda + \delta\lambda) & \cos(\varphi + \delta\varphi) \\ -\sin(\lambda + \delta\lambda) & \cos(\lambda + \delta\lambda) & 0 \\ -\cos(\varphi + \delta\varphi) \cos(\lambda + \delta\lambda) & -\cos(\varphi + \delta\varphi) \sin(\lambda + \delta\lambda) & -\sin(\varphi + \delta\varphi) \end{bmatrix} \quad (34)$$

위 식을 전개하여 정리하면 아래와 같다.

$$\hat{C}_E^N = \begin{bmatrix} 0 & -\sin\varphi\delta\lambda & \delta\varphi \\ \sin\varphi\delta\lambda & 0 & \cos\varphi\delta\lambda \\ -\delta\varphi & -\cos\varphi\delta\lambda & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\sin\varphi \cos\lambda & -\sin\varphi \sin\lambda & \cos\varphi \\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\cos\varphi \cos\lambda & -\cos\varphi \sin\lambda & -\sin\varphi \end{bmatrix} \quad (35)$$

따라서 δp 는 아래의 식과 같으며, 해당 식을 $[\delta\varphi, \delta\lambda, \delta h]$ 에 대해서 미분할 경우 $H_{\delta p,ST}$ 식을 획득할 수 있다.

$$[\delta p \times] = \begin{bmatrix} \cos\varphi\delta\lambda \\ -\delta\varphi \\ -\sin\varphi\delta\lambda \end{bmatrix} \times \quad (36)$$

다음으로 천측 항법의 측정값에 대한 민감도 행렬을 정의한다. 약결합 방식은 천측 항법 내에서 별의 고도를 활용하여 수평 위치, 즉 상태변수와 동일한 위도와 경도를 항법 시스템에 제공하는 경우를 의미한다. 이 경우 천측 항법만으로도 위치를 알 수 있다는 장점이 있지만, 위치를 알아내기 위하여 다수의 측정값이 필요하므로 만일 2개 이하의 측정값이 들어오는 경우 올바른 위치를 제공하지 못하여 오차를 보정하지 못할 가능성이 있다.

강결합 방식의 경우, 별의 고도 측정값을 바로 항법 시스템에 제공하는 방법으로 시스템의 복잡성은 올라가지만 천측 항법의 수렴과 무관하게 항법 시스템에서 위치에 대한 정보 획득에 활용 가능하다는 장점이 있다. 약결합과 강결합은 측정값의 형태가 다르므로 서로 다른 민감도 행렬을 가지게 된다. 아래는 약결합 방식의 민감도 행렬을 나타낸다.

$$H_{CNS_loosely} = [0_{2 \times 3}, I_{2 \times 2}, 0_{2 \times 10}] \quad (37)$$

본 논문에서 제시하는 강결합 방식은 LOP 식을 측정값으로 활용한다. 이를 위하여 앞서 소개한 LOP 식과 위치 추정 오차와의 관계를 유도해야 한다.

$$\sin \tilde{E}l = \sin(\varphi + \delta\varphi) \sin \zeta + \cos(\varphi + \delta\varphi) \cos \zeta \cos(\alpha - GHA - \lambda - \delta\lambda) \quad (38)$$

$$\begin{aligned} \sin \tilde{E}l = \sin \hat{E}l + [\cos \varphi \sin \zeta - \sin \varphi \cos \zeta \cos(\alpha - GHA - \delta \lambda)] \delta \varphi + \\ [\cos \varphi \cos \zeta \sin(\alpha - GHA - \delta \lambda)] \delta \lambda \end{aligned} \quad (39)$$

따라서, 강결합 방식의 측정값 및 민감도 행렬은 아래와 같으며 i 와 N 은 i 번째 측정값과 측정값의 개수를 각각 의미한다.

$$z_{CNS_tightly} = \sin \tilde{E}l_i - \sin(\hat{\varphi}) \sin \zeta_i + \cos(\hat{\varphi}) \cos \zeta_i \cos(\alpha_i - GHA - \hat{\lambda}) \quad (40)$$

$$H_{CNS_tightly} = [0_{N \times 3}, H_{\delta \varphi_i}, H_{\delta \lambda_i}, 0_{N \times 10}] \quad (41)$$

$$H_{\delta \varphi_i} = \cos \hat{\varphi} \sin \zeta_i - \sin \hat{\varphi} \cos \zeta_i \cos(\alpha_i - GHA - \hat{\lambda}) \quad (42)$$

$$H_{\delta \lambda_i} = \cos \hat{\varphi} \cos \zeta_i \sin(\alpha_i - GHA - \hat{\lambda}) \quad (43)$$

마지막으로 고도계로부터 획득한 고도 측정값에 대한 민감도 행렬은 다음과 같다.

$$H_{alt} = [0_{1 \times 5}, 1, 0_{1 \times 9}] \quad (44)$$

최종적으로 항법 시스템에 사용되는 민감도 행렬은 아래와 같다. 천측 항법의 민감도 행렬은 약결합 혹은 강결합 방식에 따라 변경된다.

$$H_{meas} = \begin{bmatrix} H_{ST} \\ H_{CNS_tightly} \\ H_{alt} \end{bmatrix} \quad (45)$$

제시한 항법 시스템은 Table 1과 같이 정리할 수 있다.

Table 1. Overall algorithm of proposed navigation system with celestial navigation

<Propagation Step>

- Attitude

$$\begin{aligned} \omega_{B/N}^B &= (\tilde{\omega}_{B/I}^B - b_g - \eta_v) - C_N^B(q) \omega_{N/I}^N \\ \dot{q} &= \frac{1}{2} \mathcal{E}(q) \omega_{B/N}^B \end{aligned}$$

- Position and velocity

$$\begin{aligned} \dot{\varphi} &= \frac{v_N}{(R_\varphi+h)}, \quad \dot{\lambda} = \frac{v_E}{(R_\lambda+h) \cos \varphi}, \quad \dot{h} = -v_D \\ \dot{v}_N &= - \left[\frac{v_E}{(R_\lambda+h) \cos \varphi} + 2\omega_e \right] v_E \sin \varphi + \frac{v_N v_D}{R_\varphi+h} + a_N \\ \dot{v}_E &= \left[\frac{v_E}{(R_\lambda+h) \cos \varphi} + 2\omega_e \right] v_N \sin \varphi + \frac{v_E v_D}{R_\lambda+h} + 2\omega_e v_D \cos \varphi + a_E \\ \dot{v}_D &= - \frac{v_E^2}{R_\lambda+h} - \frac{v_N^2}{R_\varphi+h} - 2\omega_e v_E \cos \varphi + g + a_D \end{aligned}$$

- Covariance matrix

$$\dot{P}(t) = F[\hat{x}(t), t]P(t) + P(t)F^T[\hat{x}(t), t] + G(t)Q(t)G^T(t)$$

Table 1. (Continued)

<Update Step From Each Sensor>

- Sensitivity matrix of star sensor

$$H_{ST} = [I_{3 \times 3}, H_{\delta p, ST}, 0_{3 \times 9}]$$

- Sensitivity matrix of altimeter

$$H_{alt} = [0_{1 \times 5}, 1, 0_{1 \times 9}]$$

- Sensitivity matrix of celestial navigation

- FOR $i = 1:N$

$$H_{i_{CNS_tightly}} = [0_{N \times 3}, H_{\delta \varphi}, H_{\delta \lambda}, 0_{N \times 10}]$$

END FOR

$$H = [H_{ST}, H_{alt}, H_{CNS}]^T$$

- Gain calculation

$$K_k = P_k^- H^T (\hat{x}_k^-) [H P_k^- H^T (\hat{x}_k^-) + R]^{-1}$$

$$P_k^+ = [I - K_k H^T (\hat{x}_k^-)] P_k^-$$

- Final update

$$\Delta \hat{x}_k^+ = K_k [\hat{z} - H(\hat{x}_k^-)]$$

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + \Delta \hat{x}_k^+$$

4. 시뮬레이션 결과

시뮬레이션에서는 설계한 항법 시스템이 올바르게 상태변수들을 추정하는지 확인해본다. 이를 위하여 사용되는 센서들의 성능은 다음과 같이 정의하였다. 별 센서는 10 arc-second(1σ)의 정확도와 10 Hz의 업데이트 속도를 가정하였다. 천측 항법의 경우 약결합 방식에서는 별의 고도로부터 위도와 경도를 최소자승법을 통해 계산하여 항법 시스템에 제공하며, 강결합의 경우 별의 고도를 그대로 항법 시스템에 제공하여 LOP 식을 측정값으로 사용할 수 있도록 하였다. 따라서 천측 항법의 수렴을 위하여 3개의 별의 고도를 30 arc-second(1σ)의 정확도로 측정하는 것을 가정하였으며, 별 센서와 동일하게 10 Hz의 업데이트 속도를 가정하였다. 마지막으로 고도계는 1 Hz의 업데이트 속도와 함께 고도 참값의 1%(1σ) 오차를 가진다고 가정하였다.

시뮬레이션에서 사용된 관성측정장치의 성능 및 초기 오차는 Table 2 및 Table 3에 정리하였으며, 시뮬레이션은 총 1,000초 진행하였다.

Table 2. Specification of inertial measurement units

	Inertial measurement unit	
	Gyroscope	Accelerometer
Update rate	50 Hz	
Random noise	0.005 deg/rhr	17 μ g/rHz
Bias	0.01 deg/hr	30 μ g
Bias drift	0.005 deg/hr	30 μ g/hr

Table 3. Initial errors for simulation study

	Initial error
Attitude	[0.1deg -0.1deg 0.1deg]
Position	[-0.01deg 0.01deg 50m]
Velocity	[-5m/s 5m/s 5m/s]

설계된 약결합 및 강결합 방식의 비교 결과를 Figs. 5-7에 도시하였으며, 강결합 및 약결합은 각각 파랑색과 주황색으로 나타냈다.

시뮬레이션 결과를 통해 약결합 및 강결합의 두 방식 모두 수평 위치를 올바르게 추정하는 것을 알 수 있으며, 강결합 방식의 항법 시스템이 시간이 지남에 따라 더욱 안정적으로 항법

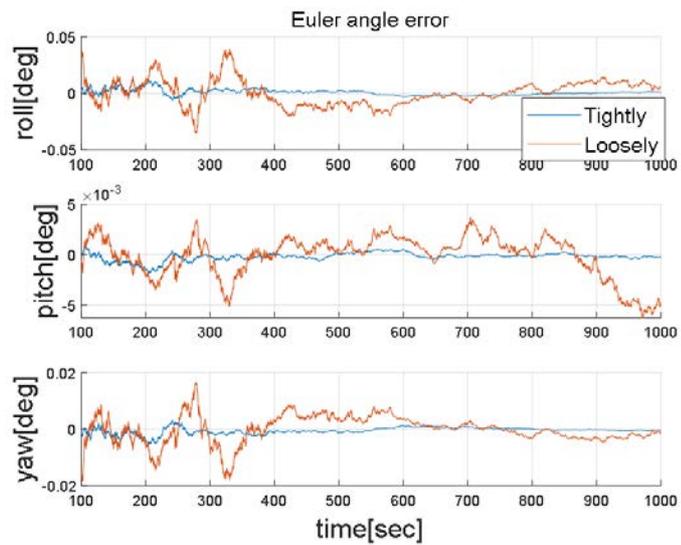


Fig. 5. The attitude errors of proposed navigation system.

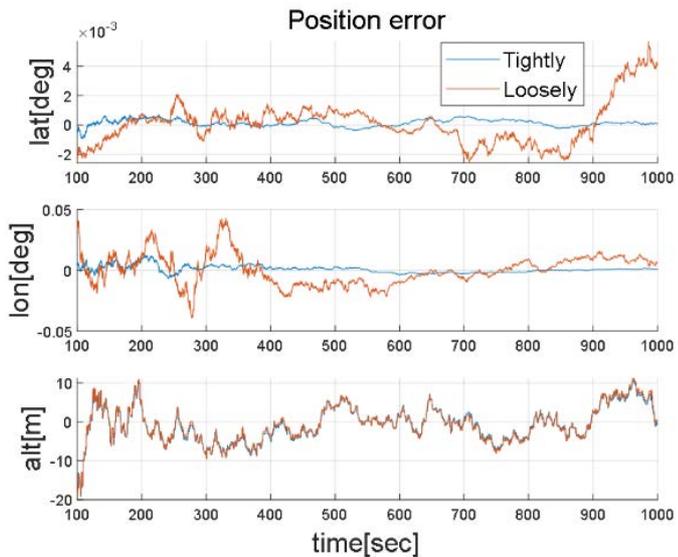


Fig. 6. The position errors of proposed navigation system.

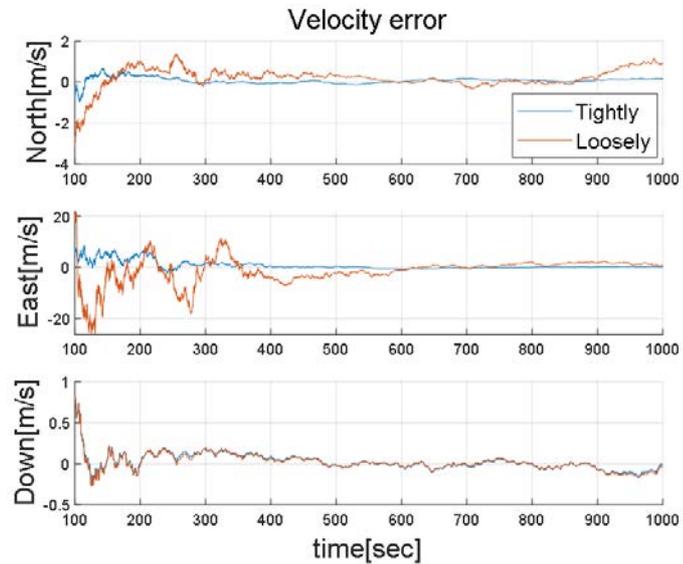


Fig. 7. The velocity errors of proposed navigation system.

해를 추정하는 것을 확인할 수 있다. 약결합 방식은 천측 항법에서 추정된 오차에 따라 항법 해의 정확도가 좌우되는데 최소자승법을 활용할 경우 시간과 관계 없이 그 오차 수준이 일정하기 때문에 시간에 따른 정확도는 좋아지지 않는다.

이러한 결과를 바탕으로 약결합 방식과 같이 천측 항법에서 수평 위치를 제공하는 방식은 항법 시스템의 초기화 단계에서 사용되는 것이 효율적으로 판단되며, 이후에는 강결합 방식의 항법 시스템을 활용하는 것이 좋을 것으로 판단된다. 또한 강결합 방식은 약결합 방식과 달리 고도에 대한 측정값이 1개인 경우에도 수평 위치의 추정이 가능하다는 장점을 가지고 있다. Table 4는 두 방식의 평균 제공근 오차를 정리하였다.

Table 4. Root mean square errors according to coupled methods

	Tightly-coupled	Loosely-coupled
Attitude (deg)	1.8495e-3	0.0185
	3.7954e-4	0.0031
	9.2055e-4	0.0077
Position (deg)	2.9402e-4	0.0012
	2.0972e-3	0.0203
Altitude (m)	5.7835	5.9802
	0.1812	0.3516
Velocity (m/s)	1.2345	6.8257
	0.1022	0.1075

5. 결론

본 논문에서는 천측 항법을 활용한 항법 시스템에 대하여 기술하였다. 특히 심우주 탐사에 대한 임무가 많아지면서 단독적인 항법 시스템을 구현할 수 있는 관성 항법과 천측 항법을 동시에 활용할 수 있는 방안을 제시하였다. 천측 항법이 제공할 수 있는 정보는 수평 위치로써 제공하는 형태에 따라 약결합과 강결합으로 나뉠 수 있다. 그 중에서도 LOP 식을 활용한 강결합 형태의 항법 시스템을 제시하고 시뮬레이션을 통한 결과를 확인해 보았다. 수평 위치를 직접적으로 획득할 수 있는 약결합 방식의 경우 항법 해의 초기화에 장점이 있지만, 강결합 방식은 측정값의 개수와 관계없이 시간에 지남에 따라 더욱 안정적으로 항법 해를 추정할 수 있었다. 따라서 두 방식의 장단점을 고려한다면 향후 임무 및 항법 시스템의 목적에 따라 올바른 항법 시스템을 설계하는 데 도움이 될 것으로 사료된다.

감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 자체적으로 수행 중인 '아포피스(소행성) 탐사 기초연구' 연구의 일부이며, 지원에 감사드린다.

References

1. Ning X, Gui M, Xu Y, Bai X, Fang J, INS/VNS/CNS integrated navigation method for planetary rovers, *Aerosp. Sci. Technol.* 48, 102-114 (2015). <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.11.002>
2. Barshan B, Durrant-Whyte HF, Inertial navigation systems for mobile robots, *IEEE Trans. Robot. Autom.* 11, 328-342 (1995). <https://doi.org/10.1109/70.388775>
3. Ning X, Liu L, A two-mode INS/CNS navigation method for lunar rovers, *IEEE Trans. Instrum. Meas.* 63, 2170-2179 (2014). <https://doi.org/10.1109/TIM.2014.2307972>
4. Yang Y, Zhang C, Lu J, Zhang H, Classification of methods in the SINS/CNS integration navigation system, *IEEE Access* 6, 3149-3158 (2018). <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2017.2787424>
5. Yang L, Li B, Ge L, A novel SINS/CNS integrated navigation algorithm used in a ballistic missile, *Int. J. Sec. Appl.* 9, 65-76 (2015). <https://doi.org/10.14257/ijssia.2015.9.9.07>
6. Tsou MC, Genetic algorithm for solving celestial navigation fix problems, *Pol. Marit. Res.* 19, 53-59 (2012). <https://doi.org/10.2478/v10012-012-0031-5>
7. Pierros F, Stand-alone celestial navigation positioning method, *J. Navig.* 71, 1-19 (2018). <https://doi.org/10.1017/S0373463318000401>
8. Crassidis JL, Junkins JL, *Optimal Estimation of Dynamic Systems* (Chapman and Hall, New York, NY, 2004).

Author Information

김기덕 KiduckKim@kari.re.kr



KAIST에서 2013, 2015, 2020년 학사, 석사, 박사 학위를 취득하고, 2020년부터 한국항공우주연구원에서 선임연구원으로 재직 중이다. 현재 랑데부/도킹 기술 개발을 하고 있다.

연구논문

나노위성 전개스위치 구현 사례 및 고찰

김민기[†]

한국항공우주연구원

A Case Study of the Implementation of Deployment Switch for Nanosatellites

Min Ki Kim[†]

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: December 14, 2022

Revised: December 30, 2022

Accepted: January 7, 2023

[†]Corresponding author :

Min-Ki Kim

Tel : +82-42-860-2347

E-mail : mkkim12@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

Min-Ki Kim

<https://orcid.org/0000-0003-1167-6658>

요약

대다수 나노위성은 발사관에 수납되어 발사되며 발사관 내부의 나노위성은 수납 중에는 전원이 꺼진 상태로 보관되다가 전개와 동시에 전원이 인가된다. 이를 위하여 나노위성은 전개스วิต치를 필수로 장착하고 있다. 대부분의 나노위성의 전개스วิต치는 위성의 부팅을 담당하는 전기 스위치와 그를 조작하는 기계적 조립체로 구성된다. 위성은 본체 내부에 전기 스위치를 갖추고 있으며, 이를 누르는 기계적 구조를 통해 외부에서 스위치를 조작한다. 이러한 설계는 기계적 복잡도를 높이고 누름쇠와 본체와의 마찰과 같은 문제로 확실한 작동을 보장하기 어렵다는 단점이 있다. 본문에서는 이의 대안으로 전기스วิต치를 본체 바깥에 장착하여 직접 외부와 접촉하는 방식과 그 구현 사례를 소개하며 나노위성 전개스위치 구현에 관한 새로운 방법론을 제안하고자 한다.

Abstract

Most Nanosatellites are launched in nanosatellite deployers. Nanosatellites in the deployer are turned off during launch, and they start boot sequence after deploying at their mission orbit. For this reason, nanosatellites must have deployment switch. Most of the nanosatellite deployment switch has two part, first is electric switch to boot the satellite system and second is mechanical assembly to push the switch. In most cases, electric switches are installed in the satellite main body, and the switch operations are translated via the mechanical assembly. These implementations are mechanically complicated and hard to guarantee the appropriate operation without the problems due to friction between pusher and satellite structure. This paper proposes the another implementation method of deployment switch for nanosatellites by installing the electric switch outside the main body without any kind of mechanical parts.

핵심어 : 전개스위치, 나노위성, 부팅, 발사관

Keywords : deployment switch, nanosatellite, booting, deployer

1. 서론

큐브위성으로도 불리는 나노위성(Nanosatellite)은 1-10 kg 사이의 작은 질량의 위성으로

정의된다. 1998년에 스탠포드 대학교에서 $10 \times 10 \times 10$ cm 크기의 첫 나노위성[1]이 발사된 이후로 2,000대[2]가 넘는 나노위성이 발사되었다. 통상적인 나노위성은 대략 $10 \times 10 \times 10$ cm 부피를 단위로 하는 직육면체 형상이어서 큐브위성(Cubesat)으로 불리기도 하며, 그 크기에 따라 현재까지 1-3U[3], 6U[4]가 표준으로 널리 사용되며, 개발 주체에 따라 최대 27U[5]까지 제시하기도 한다.

한국항공우주연구원에서는 6U급 지구관측위성 HiREV(High Resolution Image and Video Nanosatellite)[6], 우주기술 검증용 KARDSAT(KARI Rendezvous/Docking Demonstration Satellite) 위성[7]을 개발한 바 있으며, 한국천문연구원과 공동으로 우주환경 관측을 위한 4기의 6U급 나노위성 SNIPE(Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment)[8]를 개발 완료하여 2023년 상반기에 발사를 기다리고 있다.

SNIPE는 4기 위성의 편대비행을 통해 우주환경 입자 및 지구 자장의 공간적 변화를 관측할 수 있으며, 이를 위해 임무탑재체로 고에너지 입자 검출기(solid state telescope), 자력계(magnetometer), 랑뮤어 탐침(Langmuir probe) 등이 탑재된다. SNIPE의 최소 임무기간은 6개월이며 목표 수명은 1년으로 개발되었다[9].

대다수의 나노위성은 발사관(deployer)에 수납되어 발사되며 발사체에 의해 궤도 도달 후 발사관의 사출로 인해 우주궤도에 투입된다. 발사관에 수납된 나노위성은 발사관에서 사출 전까지는 전원이 종료된 상태로 궤도로 이송되어 사출 직후부터 시스템 전원을 작동하며 그 임무를 시작한다. 위성의 부팅을 담당하는 전기 스위치가 있으며, 이는 발사관에 의해 억제된 상태로 수납되어 사출 직후 누름이 해제되며 위성의 전원이 인가된다. 위성의 부팅을 담당하는 스위치를 전개스위치(deployment switch)라고 한다. 1-2U급의 나노위성은 한 발사관을 공유하며 위성 사출 시 충돌을 방지하기 위해 서로를 밀어내는 역할을 수행하는 분리스프링이 있으며, 동시에 본체 내부의 스위치 작동을 담당하기도 하기 때문에 일부에서는 전개스위치를 분리스위치(separation switch)라고도 부르기도 한다.

통상적인 나노위성 전개스위치는 위성 본체 내부에 전기 스위치가 위치하며, 이를 작동하는 별도의 누름쇠가 본체 외부에 돌출되어 발사관에 의해 지탱되는 반력을 전기 스위치에 전달하는 방식을 사용한다. 누름쇠는 용수철과 함께 조립되어 위성을 발사관에 수납 시에는 압축력을 전기 스위치에 인가하며, 사출 시는 용수철의 복원력으로 누름쇠를 전기 스위치로부터 해제하며 이로 인해 위성은 부팅 절차에 돌입하게 된다.

SNIPE는 통상적인 전개스위치 구현과 달리 전기 스위치를 외부에 장착하여 직접 발사관 접촉을 통해 전원 신호를 인가하는 방법[10]을 채택하였으며, 본문에서 해당 방법론에 대해 자세히 논하고자 한다.

2. 본론

전개스위치 구현 방식에는 크게 두 가지로 분류할 수 있다. 첫 번째는 전기 스위치를 본체 내부에 장착하고 용수철과 결합된 누름쇠를 통해 압축력을 기계적으로 전달하는 방식으로서, 상용 나노위성 플랫폼을 포함한 대다수의 나노위성이 적용하는 방식이다. 두 번째는 본 논문에서 제시하는 방식으로 전기 스위치를 본체 외부에 노출하여 발사관에 직접 접촉하는 방식이다. 두 방식은 모두 각자의 장단점이 있고 이에 대해 기술하기로 한다.

2.1 전개스위치 내부 구현

본체 내부에 전기스위치와 이를 작동하는 누름쇠를 장착하는 방식으로 누름쇠의 위치에 따라 다양한 방식이 있다. 이 방식은 크게 나노위성 레일 종단면에 설치하는 방식과 다른 위치에 설치하는 방식으로 세부적으로 나뉠 수 있다.

큐브위성 표준에서는 모든 위성은 1개 이상의 전개스위치가 있어야 하며(requirement 3.3.2 at [3]) 1-2U 위성의 경우 분리스프링(separation spring)을 레일 종단면 4곳 중 2곳 이상에 설치(requirement 3.2.7 at [3])할 것을 명시하고 있다. 더불어 1-3U 표준 규격은 전개스위치를 레일 종단면에 설치할 것을 명시한 반면 6U(requirement 3.3.2 at [4])는 그러한 제한은 없다.

분리스프링의 주된 역할은 접촉되어 발사되는 두 위성의 원활한 사출을 위해 사출 시 척력을 부가하여 충돌 및 간섭을 최소화하는 것이다. 그러나 분리스프링에 누름쇠를 결합하여 시스템 부팅도 동시에 수행할 수 있으므로 이러한 분리스프링 요구조건은 곧 전개스위치 구현으로 이어지게 된다. 즉 1-2U급 나노위성의 경우에는 두 개 이상의 위성이 같은 발사관을 공유한다는 점으로 인해 레일 종단면에 분리스프링을 설치하고 여기에 누름쇠, 전기 스위치를 결합하는 방식을 적용할 수 있다. 더불어 같은 발사관을 공유하는 두 기 이상의 위성은 맞닿은 레일 종단면을 제외하고는 서로의 접촉 및 간섭이 허용되지 않으므로 전개스위치는 레일 종단면에만 설치되는 누름쇠에 의해 작동한다.

3U 이상 나노위성의 경우, 위성 1기당 1곳의 독자적인 발사관을 확보하므로 1-2U와 달리 별도의 분리스프링에 대한 요구조건을 설정하지는 않기에 표준 요구조건을 완화하면 전개스위치 설치가 레일 종단면에 구속받지 않으며, 특히 6U는 전개스위치 구현에 표준으로 정착된 요구사항은 존재하지 않는다.

따라서 6U급 나노위성 전개스위치는 플랫폼 제조사마다 상이하다. ISISpace[11]의 경우 Fig. 1에서 보듯이 1-3U와 달리 6U급의 전개스위치는 레일 종단면이 아닌 곳에 설치된다. 반면 Gomspace[12]는 Fig. 2처럼 6U도 그보다 작은 위성과 동일한 방식으로 설치된다. Pumpkin[13]의 제품은 1-3U 크기만 취급하며 Fig. 3처럼 모두 레일 종단면에 설치된다. 이들의 누름쇠와 결합된 용수철의 조립 방식은 다양하며 나사산(screw), 역끼워맞춤(interference fit), 고정 핀(pin) 등 다양한 기법을 활용하였을 것으로 추정된다.

전개스위치를 내부에 구현하는 방식은 전기 스위치가 내부에 있으므로 조립 및 이송 등 나노위성 취급 시 발생할 수 있는 전기 스위치의 파손 가능성을 낮출 수 있다. 특히 레일 종단면에 누름쇠를 설치하는 방식은 나노위성이 표준 크기를 준수하는 이상 모든 발사관에 적용할 수 있다는 큰 장점이 있다. 그리고 전술한 것처럼 1-2U급 나노위성의 경우 반드시 레일 종단면에 분리스프링을 설치해야 하기에 해당 방식 외에는 선택의 여지가 없다.

반면 해당 방식은 전기 스위치와 별도로 누름쇠와 용수철을 포함한 기계적 구조가 필수적이다. 이는 진공, 고온과 저온 환경이 반복되는 우주 환경의 작동 여부를 확실히 보장하기가 쉽지 않다. 특히 냉간용접(cold welding) 현상으로 누름쇠가 움직이지 않을 가능성이 있으며, 이의 예방을 위해 많은 고려가 필요하다. 냉간용접 위험성 외에도 원활한 움직임을 위해 마찰을 최소화함과 동시에 발사 진동을 줄이기 위한 적절한 공차 선정 등에도 많은 연구가 필요하다. 이는 제한된 시간과 예산으로 개발하는 경우가 많은 나노위성 개발에 또 다른 부담이

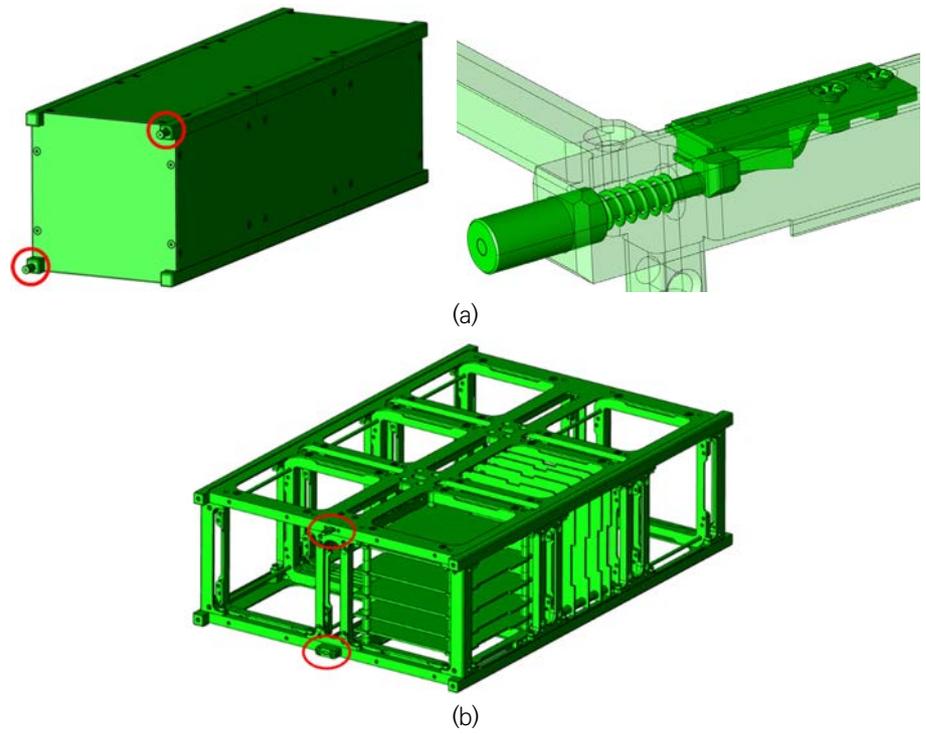


Fig. 1. Deployment switches of 3U(a) & 6U(b) of ISISpace.



Fig. 2. Deployment switches of 3U(a) & 6U(b) of Gomspace.

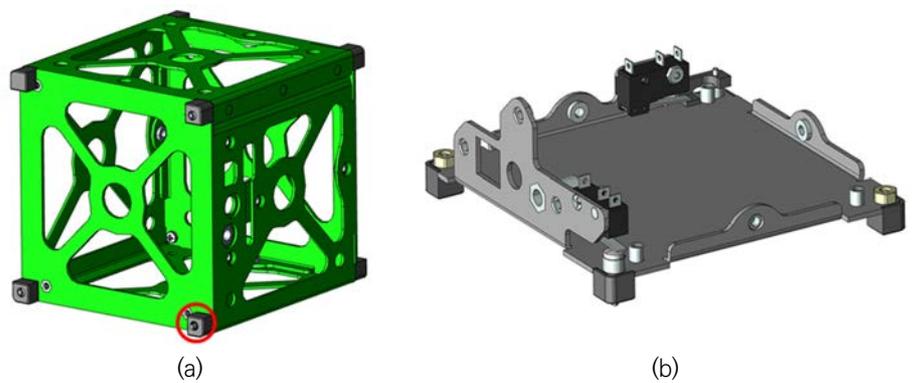


Fig. 3. Deployment Switches of 1U of Pumpkin Space.

된다. 따라서 해당 방식을 적용할 시 많은 시험과 검증이 이루어진 설계를 적용하는 것이 권장된다.

2.2 전개스위치 외부 구현

이러한 전개스위치 내부 구현의 문제점으로 SNIPE에는 전기 스위치 자체가 바로 전개스위치 역할을 수행하도록 스위치를 본체 외부에 배치하여 누름쇠 구조가 불필요한 방식을 고안하였다. SNIPE 위성은 우주환경 관측을 위한 3개의 주탑재체와 2개의 부탑재체를 갖추고 있으며, 4기의 편대 비행의 궤적 변경을 위한 추력기를 탑재하고 있다. 위성의 외형은 Fig. 4와 같고 탑재한 유닛들은 Table 1과 같다[9].

SNIPE 위성은 전개형 태양전지판[15]을 갖추고 있으므로 발사관 수납 시 발사 진동하중으

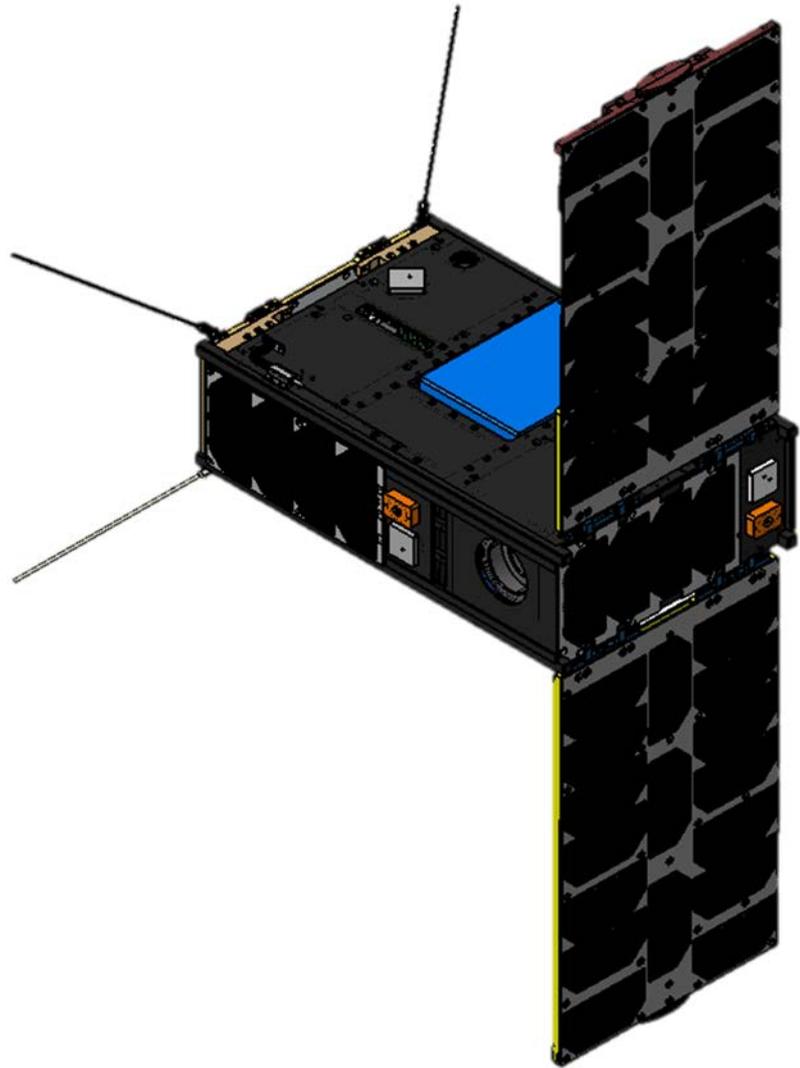


Fig. 4. External Figure of SNIPE [9]. SNIPE, Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.

Table 1. Subsystem and Units in SNIPE [14]

Subsystem	Units	Description
CDHS	OBC	
EPS	EPS board	
	Battery	
	Solar panel	
AOCS	RWA	
	MTQR	
	ST	
	ASS	
	GPS receiver	
	GPS antenna	
COMS	UHF transceiver	
	UHF antenna	
	S-band transceiver	
	S-band antenna	
STS	Structure	
PS	Thruster	For formation flying
Payload	SST	Solid state telescope
	MAG	Magnetic field measurement
	LP	Langmuir probe
	Iridium	For communication backup
	GRBM	Gamma ray burst monitor

SNIPE, Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment; CDHS, Command and Data Handling Subsystem; EPS, Electric Power System; AOCS, Attitude and Orbit Control Subsystem; COMS, Communication Subsystem; STS, Structure and Thermal Subsystem; PS, Propulsion Subsystem; OBC, On Board Computer; RWA, Reaction Wheel Assembly; MTQR, Magnetorquer; ST, Star Tracker; ASS, Analogue Sun Sensor.

로 고정 끈 풀림 현상[14,16,17]이 발생할 우려가 있다. 실제로 Fig. 5와 같이 시제인증모델(engineering qualification model)로 시험 시 이러한 문제가 발생한 적이 있으며, 이의 해결을 위해 접착제를 사용하여 끈 풀림을 예방하는 조치를 적용하였다.

그리고 만일 수납 후 끈 풀림으로 의도치 않게 태양전지판이 전개가 될 경우, Fig. 6처럼 발사관의 턱 구조에 막혀서 사출이 불가할 수 있는데, 이를 예방하기 위해서 Fig. 7과 같이 태양전지판이 전개되는 방향과 반대로 삽입하여 사출 불가 위험성을 경감할 수 있다. Fig. 6의 붉은 원에 도시된 것과 같이 발사관의 턱 구조에 의해 태양전지판이 막히게 되고 설령 위성이 사출되어도 사출 과정에서 발사관과 전개된 태양전지판의 충돌로 인해 태양 셀의 손상을 야기할 가능성이 높아진다. Fig. 7의 수납 방식은 Fig. 6의 방식과 비교할 때 발사관 내부 턱에 막힐 가능성을 낮추어 줄 뿐만 아니라, 사출 시 태양전지판의 셀 손상도 최소화할 수 있다.

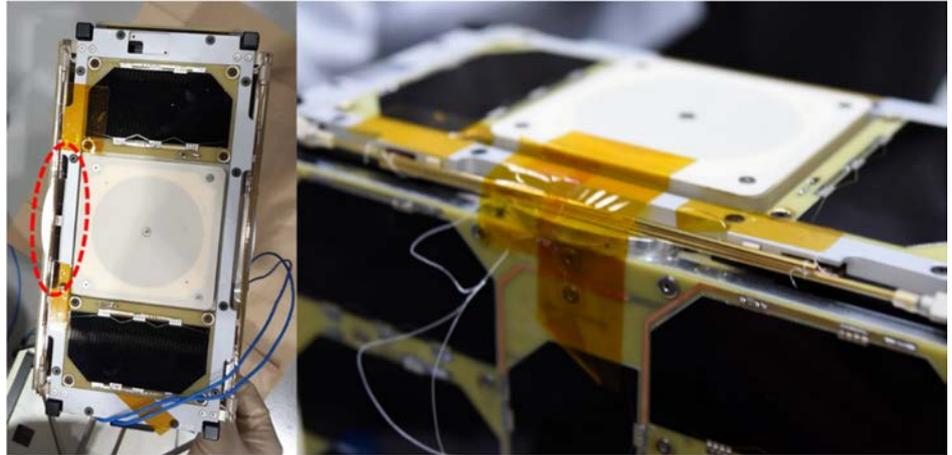


Fig. 5. Failure of the HRM String (right) and Unexpected Deployment of the Solar Panel (left) [9].

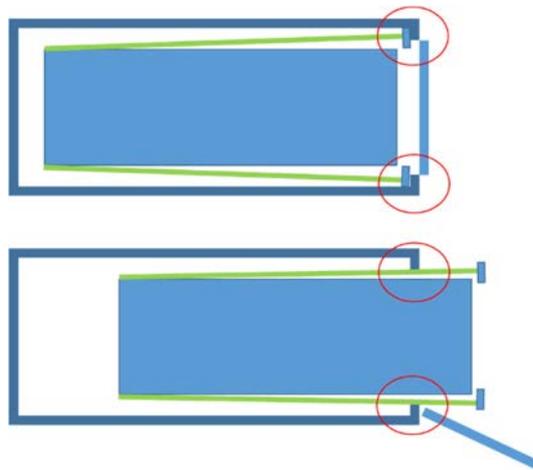


Fig. 6. Stuck of nanosatellite in a deployer (upper) and solar cell damage by deployer thresholds (lower).

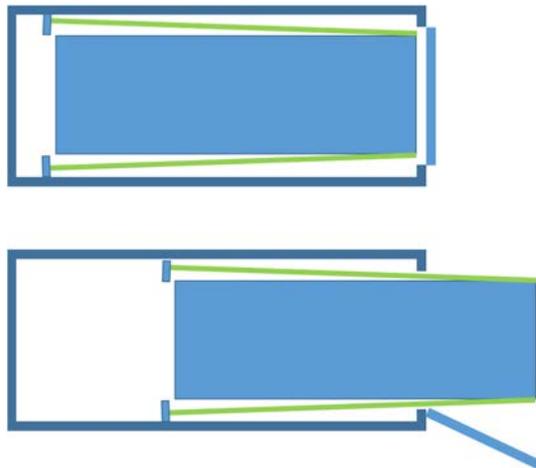


Fig. 7. Prevention of stuck of nanosatellite (upper) and mitigation of solar cell damage by deployer (lower).

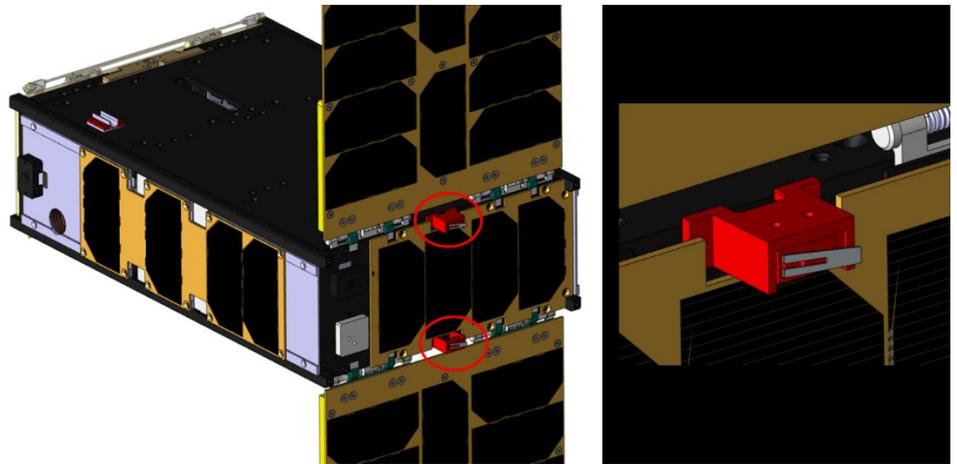


Fig. 8. Deployment switch of SNIPE. SNIPE, Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.

이와 함께 발사관도 내부의 턱 구조를 제거하거나 빗면을 설치하는 등 막힘을 최소화하는 설계를 적용할 필요가 있다. 더불어 참고문헌[18-20]에 제시된 것처럼 발사관이 위성 고정 기능을 갖추어 위성에 가해지는 진동을 줄일 필요도 있을 것이다.

Fig. 7의 수납 방식을 확정하고 이에 따라 전개스위치는 발사관 개폐문에 접촉하는 것을 상정하여 태양전지판의 회전축이 있는 면에 장착하였다. 태양전지판이 전개된 상태의 전체 외형 및 전개스위치 위치는 Fig. 8과 같다. Fig. 8의 붉은 색 원 안쪽의 붉은 색 부품이 스위치 홀더와 전기 스위치이다. 해당 그림의 돌출된 스위치 레버와 발사관 개폐문 내벽이 접촉하여 전개스위치를 작동시킨다. 발사관의 ICD(interface control document)를 참조하여 스위치 홀더를 설계하였다.

SNIPE는 기본적으로 태양 지향 모드이고 이는 전개된 태양전지판이 입사되는 태양광에 수직하도록 자세를 유지하므로 스위치 레버 및 홀더에 의한 그림자는 무시할 수 있다. Fig. 8에서 보다시피 태양 셀의 크기 및 스위치와 그 홀더의 크기를 감안 시 그림자의 영향은 큰 문제가 되지 않는다. 정확한 태양 지향 자세에서 약간 기울어져도 스위치가 만드는 그림자의 영향을 받는 부분은 두 스위치 사이의 4개의 셀을 가진 태양전지판뿐이며, 이는 전력 생산에 큰 지장을 주지 않는다. 만일 전개형 태양전지판까지 그림자에 의한 영향을 고려할 정도면 태양전지판과 태양광 각도가 40° 보다 클 정도로 기울어져 있을 때인데, 이럴 때는 지상과의 통신과 같은 일부 임무 모드일 경우이고, 이 비중은 크지 않기에 위성 전력에 문제는 없다.

2.3 SNIPE (Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment) 전개스위치 구현의 문제 및 해결 방안

일반적으로 전개스위치를 외부에 장착 시에는 보다 간결하고 단순하게 그 기능을 구현할 수 있으며, 기계적 요소에서 오는 불확실성을 제거할 수 있는 반면에 전개스위치 설치가 발사관 형상에 의존적이라는 단점이 있다. 이점 자체는 발사관의 특성과 정보를 개발 초기부터 자세히 알 수 있다면 큰 문제가 되지 않으나, 실제 나노위성 개발 시에는 발사관 내부의 상세 정보를 사전에 취득하기 어려운 경우가 많다.

SNIFE 역시 발사관의 ICD에 구체적으로 명시되지 않은 발사관 개폐문 내부의 재질 특성으로 문제가 발생하였다. Fig. 9의 붉은 색 원은 발사관 개폐문에 부착된 압축성 물질을 나타낸 것으로서 좌측 그림의 네 개의 붉은 색 원 중 우측 상단의 흰색이며, 우측 그림은 이 물질에 부착되어 위성 레일 종단면과 직접 접촉하는 금속 지지대를 나타낸 그림이다. Fig. 9는 원래 흰 색 물질과 부착되어야 하는 금속 지지판이 이탈한 것을 촬영한 것으로 이 부분은 접착제를 사용하여 쉽게 다시 붙일 수 있다. 해당 압축성 물질은 발사관 개폐문과 금속 지지대 사이에 위치하며, 발사관 사출 용수철의 복원력으로 인한 위성의 반발력을 지탱하는 역할을 하는 것으로 추정된다. 해당 물질의 압축성으로 인해 위성 수납 시 발사관 개폐문의 내벽과 스위치의 간격이 확정적이지 않고 유동적이며 이로 인해 스위치 작동 시험 시 문제가 드러난다. 발사체 측 의견에 의하면 ICD의 해당 수치와 개폐문 개방 후 실측한 수치는 서로 다르며 압축성 물질의 존재로 위성 수납 후 해당 간격은 ICD 수치와 비슷하지만 약간의 차이가 존재할 수 있다. 압축성 물질이 아니었다면 ICD와 실측한 수치가 동일할 것이며, 후술할 문제점도 발생하지 않았을 것이다.

본체 조립 단계에서 전개스위치와 발사관 개폐문 내벽의 접촉 시험을 수행하였더니 스위치의 누름쇠(lever)와 개폐문과의 접촉 및 스위치의 작동 여부가 불확실하다는 점을 파악하였다. 당시에 이 문제는 해결이 쉽다고 생각되었고 해결책으로 우선 스위치 홀더와 본체 사이에 와셔(washer)를 삽입하여 스위치와 발사관 내벽의 간격을 좁힘으로써 보다 확실하게 스위치의 작동을 이루고자 하였다. 그러나 와셔를 지나치게 두껍게 할 경우, 발사관 개폐문 잠금에 어려움이 있었으며 이보다 얇은 와셔는 이전과 마찬가지로 스위치의 누름이 확실하지 않았다.

두꺼운 와셔 사용 시에는 발사관 개폐문에 많은 힘을 가해야 완전히 닫히고 잠금이 가능했다. 지나치게 강한 내부 위성과 발사관 사이의 반력은 내부 위성에도 많은 하중을 가하며, 발사관 개폐장치에도 많은 압력을 가하므로 잠금 해제에 문제가 발생할 수 있다. 무엇보다도 시험용 발사관에서는 도어의 개폐와 잠금이 가능했으나 실제 비행모델에는 이것이 가능할지 장담할 수 없다.

해당 발사관은 6U 발사공간 2기를 결합한 구조로 제작되었으며, 두 공간 모두 동일한 형상과 재질로 제작되었다. Fig. 9의 발사관 개폐문 내벽과 스위치 간격의 유동성은 발사관의 두

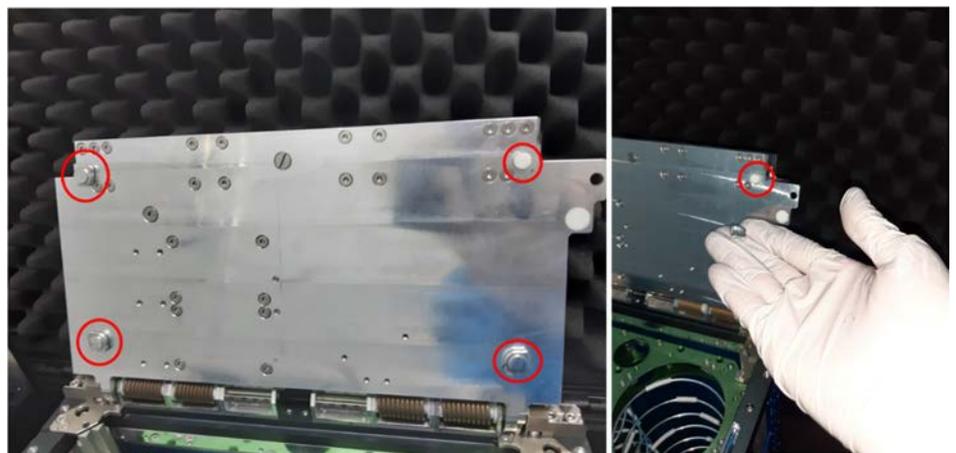


Fig. 9. Compressible material at the inner wall of the deployer door.

슬롯에서도 여전히 드러나게 되었다. 두꺼운 와셔 사용시에도 한 곳은 문제가 없는 반면 다른 쪽은 발사관 도어 잠금에 어려움이 있던 것이다. 추후 알아낸 바에 의하면 이러한 현상은 비행모델 발사관도 시험용 발사관과 마찬가지로 이러한 두 현상 중 어느 것이 더 비행모델과 유사하다고 단정할 수 없다.

두 번째 방법은 스위치 레버에 접착성 물질을 추가하여 스위치 레버를 두껍게 만드는 방법을 시도하였으나, 스위치 레버가 지나치게 작은 데다 접착이 잘 이루어지지 않아서 실패하였다. 세 번째 방법은 Fig. 10처럼 발사관 도어 내벽에 접착성 완충물질[21]을 부착하는 방법이었다. 해당 재질은 원래 맞닿아 있는 인접한 두 부분 사이의 열전달을 보다 원활하게 하는 열전달 패드(thermal pad)로서 스위치 작동에 필요한 공간을 채우기에도 쉽고 비교적 부드럽기 때문에 수납 시에도 큰 문제가 없어서 와서 대신 적용하기에 훨씬 수월하다고 생각되었다.

그러나 발사체 측에서 해당 제안을 거부하였다. 발사관의 위성 수납은 전적으로 발사체에서 수행하므로 발사체에서 거부 시 해당 방법을 적용할 수 없다. 거부 이유는 명확히 언급하지 않았으나, 발사 시 진동으로 인해 해당 완충물질의 삭마 및 그 잔해로 인한 오염 가능성 및 이로 인한 위성을 포함한 발사관 시스템 작동 이상을 우려한 것으로 보인다.

발사체 측에서는 대안으로 전개스위치 설치 위치를 변경하거나 스위치 레버를 더욱 긴 것으로 변경할 것을 제시하였다. 특히 전개스วิต치를 기존의 발사관 개폐문이 아닌 사출판(push plate)에 접촉할 것을 권유하였다. 사출판은 발사관 개폐문과 달리 강체에 가까운 단단함을 가진 금속 재질로만 이루어져 있으므로 스위치 간격으로 인한 불확실성이 없을 것이라는 이유이다. 그러나 당시에 이미 설계는 끝났고 큰 규모의 설계변경을 적용할 시간, 예산적 여유가 없었다. 스위치 위치를 변경하는 것은 상당한 수준의 형상 변경을 수반하므로 이는 받아들일 수 없었기 때문에 두 번째 대안인 보다 긴 레버를 가진 스위치를 사용하는 것으로 결정하

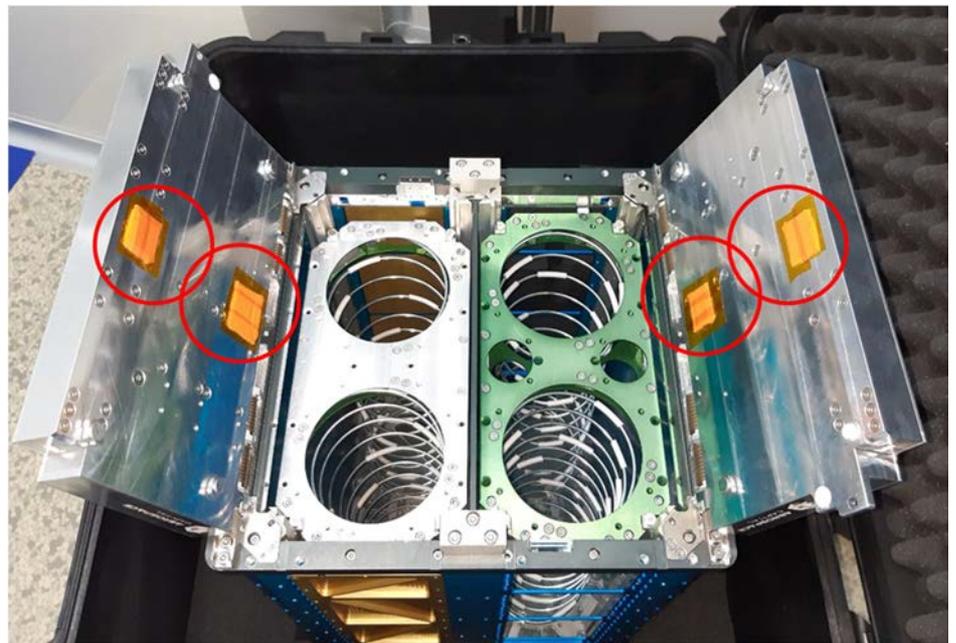


Fig. 10. Attaching cushions on the inner wall of the deployer door.

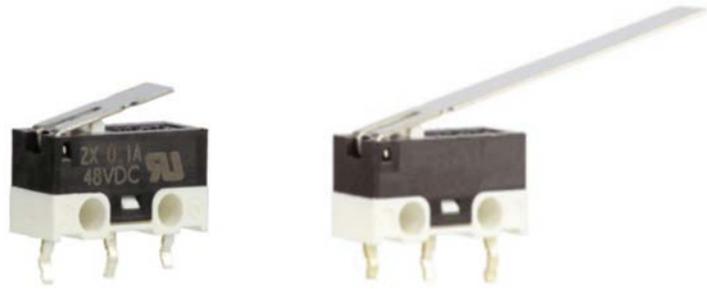


Fig. 11. Previous version (left, [22]) and final version(right, [23]) of SNIPE Deployment switch. SNIPE, Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.

였다. Fig. 11의 왼쪽은 초기 버전의 스위치, 오른쪽은 변경된 스위치를 나타내며 두 스위치는 레버를 제외하고는 동일하다. 해당 그림에서 보듯이 오른쪽의 긴 레버로 스위치를 보다 쉽게 작동할 수 있으며, 스위치를 교체함으로써 접촉에 따른 신호 문제를 해결할 수 있었다.

SNIPE의 경우에는 보다 긴 레버를 사용하는 스위치로 변경하는 것으로 해당 문제를 해결하였다. 실제 개발 시에는 설계 단계에서 전개스위치 외부 구현 위치로 가급적 발사관 접촉 시 압축성 물질이 없는 단단한 표면에, 즉 스위치와 발사관 접촉면 간격에 불확실성이 없는 곳에 지정하는 것이 바람직하다.

그 이외의 전개스วิต치를 외부에 설치함으로써 발생하는 큰 단점은 위성 조립, 이송 등의 취급 시 스위치 레버가 휘거나 스위치 본체에서 이탈하는 것과 유사한 손상이 많다는 점이다. 다행히 SNIPE가 사용하는 스위치는 쉽게 문제 해결이 가능한 종류이다. 만일 간단한 해결이 불가하다면 스위치 자체를 교체해야 할 수도 있으며, 이는 배선 재연결을 위해 soldering이 필요할 수도 있다. 이런 문제를 방지하기 위해서 위성시스템과 별개로 전기스위치 주변을 감싸는 비행 전 제거 캡(remove before flight cap)을 적용하는 것으로 그 손상 가능성을 줄일 수 있다.

이상을 정리하면 전개스위치 외부 구현 시 고려 사항들은 다음과 같다.

- 설계 시 스위치 접촉 위치를 압축성 물질이 없는 단단한 표면으로 선정
- 스위치 접촉 문제 발생 시 발사관 내부에 완충물질 부착
- 스위치 접촉 문제와 함께 발사관 완충물질 적용 불가 시 긴 스위치 레버로 변경
- 스위치 보호 구조물 적용

3. 전개스위치 구현 방식 요약

전개스위치의 장착 위치에 따른 방식을 요약하면 Table 2와 같다. 1-2U급 나노위성은 레일 종단면에 전개스วิต치를 설치해야 한다. 3U 이상부터는 스위치를 본체 내/외부에 모두 설치할 수 있다. 전개스위치 내부 구현은 표준을 준수하는 나노위성에 모두 적용할 수 있지만 기계적 작동 방식의 불확실성이 있기에 구현이 복잡하고 많은 검증이 필요하다. 외부에 설치하는 전개스witch는 단순하고 기계적 불확실성이 없으나 그 구현에 있어 발사관의 제원 및 재질에 많이 의존적이다. 전개스위치 본체 내부 구현 방식 중 레일 종단면이 아닌 곳에 설치하는 것은 특별한 장점이 없는 것으로 생각되며, 전개스위치 내부 구현 시에는 레일 종단면에 설치하는 것이 바람직하다고 판단된다.

Table 2. Summary of deployment switch implementations

Types	Advantage	Disadvantage	Applicable
In the main body (at the end of rail Surface)	- Applicable all cubesat - Safe treatment of electric switch	- Mechanical uncertainty · Friction · Cold welding - Higher design complexity	All Cubesat
In the main body (not end of the rail)	- Safe treatment of electric switch	- Switch implementation dependent to the deployer	≥3U
Out of main body	- Simple design - No mechanical uncertainty	- Switch implementation dependent to the deployer - Need to avoid compressible surface - Careful treatment for electric switch	≥3U

상용 구조계 사용 시에는 해당 구조계에 설치된 전개 스위치를 사용하는 것이 적합하다. 독자적인 구조계 개발 시에는 전개 스위치도 설계해야 한다. 발사관의 제원과 특징을 개발 시 확보할 수 있다면 SNIPE와 같이 본체 외부의 전개 스위치도 좋은 선택이 될 수 있으며, 2.3 절의 고려 사항을 감안하여 적용하는 것이 바람직하다. 전개스위치 내부 구현 시에는 레일 종단면의 누름쇠가 내부의 전기 스위치를 작동하는 방식으로 개발하는 것이 바람직하며, 발사 진동 및 조립의 용이성을 고려한 설계와 이를 뒷받침하는 많은 시험을 통해 검증하는 것이 필수적이다.

구현된 전개 스위치는 반드시 조립된 구조계와 전개 스위치를 발사관에 수납하여 수납 및 전개 스위치 작동에 문제가 없는지 검증해야 하며, 최종적으로 반드시 발사환경시험을 통해 물리적, 기능적 손상이 없음을 확인해야 한다.

4. 이후

원래 SNIPE는 러시아 소유즈로 2022년에 발사될 예정이었으나 러시아 우크라이나 침공 및 그에 따른 국내 정책의 변화로 한국형발사체를 사용할 것으로 계획이 변경되었다. 해당 발사체에 사용할 발사관은 SNIPE 제원에 맞게 제작될 예정이다.

5. 결론

본 논문에서는 나노위성의 전개스위치 구현을 위한 보다 간단한 방식 및 그 특징과 장단점을 기존 방식들과 비교 분석하였다. 본문에서 제시한 방식이 나노위성 전개스위치 구현에 새로운 관점을 제시하고 있고 추후에 유사한 타 개발사업에도 도움이 될 수 있을 것으로 기대된다.

감사의 글

본 논문은 한국항공우주연구원의 '궤도상 서비싱 기반기술 개발' 사업 연구 성과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

References

1. Helvajian H, Janson SW, Small Satellites Past, Present and Future (Aerospace Press, Reston, VA, 2008).
2. Nanosats Database, Nanosatellite & Cubesat Database (2023) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://www.nanosats.eu/database>
3. Cal Poly SLO, CubeSat Design Specification, 13th Revision (Cal Poly, San Luis Obispo, CA, 2014).
4. Cal Poly SLO, 6U CubeSat Design Specification, 1st Revision (Cal Poly, San Luis Obispo, CA, 2018).
5. Planetary Systems, Payload Specification for 3U, 6U, 12U AND 27U (Planetary Systems, Samara, 2017).
6. Cho DH, Choi WS, Kim MK, Kim JH, Sim E, et al., High-resolution image and video CubeSat (HiREV): development of space technology test platform using a low-cost CubeSat platform, *Int. J. Aerosp. Eng.* 2019, 8916416 (2019). <https://doi.org/10.1155/2019/8916416>
7. Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim MK, Kim JH, et al., Introduction to development of a rendezvous/docking demonstration satellite, *Proceedings of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, Buan, Korea, 17-20 Apr 2019.
8. SNIPE Project, Mission summary [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: http://kswrc.kasi.re.kr/snipe/about_mission_summary.php?lang=ko
9. Korea Astronomy and Space Science Institute and Korea Aerospace Research Institute, SNIPE Critical Design Review/Bus System (Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, Korea, 2019).
10. Kim MK, Choi WS, Kim JH, Sohn JD, Lee JJ, Implementation of 6U Nanosatellite Separation Switch. *Proceedings of The Korean Space Sciences Society Spring Conference*, Samcheok, Korea, 27-29 Apr 2022.
11. ISISpace, Cubesat structures [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://www.isispace.nl/product-category/cubesat-structures/>
12. GOMSPACE, 3U platform [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: [https://gomspace.com/3u-\(1\).aspx](https://gomspace.com/3u-(1).aspx)
13. Pumpkin space, CubeSat Kit™ structures [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: https://www.pumpkinspace.com/store/c4/CubeSat_Kit%E2%84%A2_Structures.html
14. Kim MK, Kim HD, Choi WS, Kim JH, Kim KD, et al., Launch environment test for scale magnetospheric and ionospheric plasma experiment (SNIPE) engineering qualification

- model, J. Space Technol. Appl. 1, 319–336 (2021). <https://doi.org/10.52912/jsta.2021.1.3.319>
15. Park YH, Go JS, Chae BG, Lee SH, Oh HU, Functional verification of nylon wire cutting-type holding & release mechanism for 6U CubeSat's solar panel, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 46, 867–875 (2018). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.10.867>
 16. Kim HD, Choi WS, Kim MK, Kim JH, Kim K, et al., Results and lessons learned from nanosatellite space environment test, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49, 919–931 (2021). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.11.919>
 17. Kim MK, Kim HD, Choi WS, Kim JH, Kim KD, et al., Case studies and lessons learned from launch environmental test for nanosatellites, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 50, 423–433 (2022). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.6.423>
 18. Kim MK, Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim JH, Satellite projectile having vibration reducing function and launching method using the same, Korea Patent No. 1021346200000 (2020).
 19. Kim MK, Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim JH, Satellite launch vehicle, Korea Patent No. 1023043770000 (2021).
 20. Cha WH, Tahk KM, Advances in deployment mechanism of the localized 3U Cubesat Deployer, Proceedings of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2019 Fall Conference, Jeju, Korea, 20–23 Nov 2019.
 21. Parker, THERM -A-GAP 579 [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://www.digikey.kr/ko/products/detail/parker-chomerics/61-02-0909-G579/9349980>
 22. Honeywell, ZX10C30B01 [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://www.mouser.kr/ProductDetail/Honeywell/ZX10C30B01?qs=10P5HhI%252BD7%252BJhDdAU0s%2FyA%3D%3D>
 23. Honeywell, ZX40E10J01 [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://www.mouser.kr/ProductDetail/Honeywell/ZX40E10J01?qs=LPAag0b11%252BfnCIWYJleWpA%3D%3D>

Author Information

김민기 mkkim12@kari.re.kr



2012년에 서울대학교에서 항공우주공학 박사 취득 후 한국항공우주연구원에 입사하였다. 위성시스템 종합설계 플랫폼 개발을 맡은 바 있고, 이후에 다수의 초소형위성 개발 사업에 참여하였다. 주 연구분야는 나노위성 열구조시스템 설계 및 해석이고 랑데부 도킹/궤도상 서비싱 등 우주기술 연구에 참여하고 있다.

기술논문

질량 분석기의 원형 모델 개발

이진근¹, 이남석¹, 강성원¹, 김선태¹, 장규하², 이 유^{3,4†}, 홍익선⁴, 최정림⁵, 민경욱⁶, 정종일⁴

¹(주)영인에이스

²한국원자력연구원

³충남대학교 천문우주학과

⁴충남대학교 우주·지질학과

⁵충북대학교 천문우주학과

⁶한국과학기술원



Received: December 13, 2022

Revised: December 30, 2022

Accepted: January 10, 2023

†Corresponding author :

Yu Yi

Tel : +82-42-821-5468

E-mail : euyiyu@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

Jingeun Rhee

<https://orcid.org/0000-0002-0352-039X>

Nam-Seok Lee

<https://orcid.org/0000-0001-5386-9955>

Sung Won Kang

<https://orcid.org/0000-0001-5529-688X>

Seontae Kim

<https://orcid.org/0000-0002-3268-4924>

Kyu-Ha Jang

<https://orcid.org/0000-0002-6118-8612>

Yu Yi

<https://orcid.org/0000-0001-9348-454X>

Ik-Seon Hong

<https://orcid.org/0000-0002-4529-8002>

Cheong Rim Choi

<https://orcid.org/0000-0001-9363-4667>

Kyoung Wook Min

<https://orcid.org/0000-0002-1394-9341>

Jongil Jung

<https://orcid.org/0000-0003-1623-1033>

Development of a Prototype Mass Spectrometer

Jingeun Rhee¹, Nam-Seok Lee¹, Sung Won Kang¹, Seontae Kim¹, Kyu-Ha Jang², Yu Yi^{3,4†}, Ik-Seon Hong⁴, Cheong Rim Choi⁵, Kyoung Wook Min⁶, Jongil Jung⁴

¹Young In ACE Co., Ltd., Anyang 14081, Korea

²Korea Atomic Energy Research Institute, Daejeon 34057, Korea

³Department of Astronomy and Space Science Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea

⁴Department of Astronomy, Space Science and Geology, Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea

⁵Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University, Cheongju 28644, Korea

⁶Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon 34141, Korea

요약

질량분석기는 태양계와 생명의 기원을 밝히기 위한 필수 과학 장비로서, 달/행성/소행성/혜성 등의 대기 및 지표에 존재하는 중성 원소와 이온에 대한 정보를 파악하기 위해 1970년대 초반부터 우주 탐사에 활용되어 왔다. 제4차 우주개발진흥 기본계획(2023-2027)에 따르면 우리나라는 2032년에 달 착륙을 2045년에는 화성 착륙을 성공하는 것을 핵심 목표로 삼고 무인 탐사를 위한 능력을 확보하는 데 기술개발의 역점을 두기로 하였다. 따라서 우주 탐사의 과학적 목표 달성을 위한 가장 기본적인 장비이지만 국내 우주탐사에서 한번도 시도되지 않았던 질량분석기의 국내 개발은 필수적이라고 할 수 있다. 본 논문에서는 국내에서 개발된 사중극자 질량분석기의 원리와 원형 모델 및 성능에 대해 소개하고 향후 발전 방향에 대해 논의하고자 한다.

Abstract

The mass spectrometer, being an essential scientific instrument for uncovering the origin of the solar system and life, has been used since the early 1970s on board spacecraft to obtain information of neutral and ionized elements in the atmosphere and surface of the moon, planets, asteroids, and comets.

According to the 4th Basic Plan for the Promotion of Space Development (2023-2027), Korea plans to conduct lunar landing in 2032 and Mars landing in 2045 as the core goals of the plan and focuses on developing the technologies required for unmanned robotic exploration missions. In this regard, it is crucial to develop the technology of a mass spectrometer, which is the most fundamental payload for space exploration for maximized scientific achievements, however never tried before in any domestic space missions. We describe in this paper the principle of a domestically developed quadrupole mass spectrometer, its prototype model, and the test results of its performance. We conclude this paper with intended future improvements.

핵심어 : 우주탐사, 우주 탑재체, 사중극자 질량 분석기, 이온화 장치

Keywords : space exploration, space payload, quadrupole mass spectrometer, Ionization Source

1. 서론

우주과학 관측은 관측 대상에 따라 우주 천문, 우주 탐사, 우주 플라즈마 환경의 세 분야로 나눌 수 있으며, 각각은 우주의 기원, 태양계와 생명의 기원 및 지구 주변 우주 환경과 관련된 연구를 목표로 삼고 있다. 이 중에서 특히 우주 탐사는 달, 행성, 소행성, 혜성 등의 대기 와 지표 및 내부의 구성 성분과 구조에 대한 정보를 이들 천체가 존재하는 현장에서 획득한다. 이를 위해 그동안 많은 탐사선(spacecraft), 궤도선(orbiter), 착륙선(lander), 또는 로버(rover)에서 질량 분석기를 탑재해 관측해 왔다.

예를 들면 2004년에 발사된 유럽우주국(European Space Agency, ESA)의 로제타(Rosetta) 탐사선은 2014년 혜성 67P/Churyumov-Gerasimenko과 랑데뷰를 통해 2016년까지 혜성 주위를 공전하면서 질량 분석기(Rosetta spectrometer for ion and neutral analysis, ROSINA)로 혜성 코마에서 물을 비롯하여 황 화합물과 유기물 등 휘발성 물질을 관측하였다[1,2]. 또한 Rosetta의 필레(Philae) 착륙선은 혜성 67P에 착륙하여 질량 분석기(cometary sampling and composition, COSAC)로 혜성 표면 시료 분석 및 휘발성 물질 관측을 수행하여 물과 메탄을 비롯하여 여러 종류의 유기화합물들을 발견하였다[3]. 2011년 발사된 미국 항공 우주국(National Aeronautics and Space Administration, NASA)의 화성 탐사 로버 큐리오시티(Curiosity)에 실린 질량 분석기인 sample analysis at Mars(SAM)은 화성에서 메탄을 비롯한 여러 유기 화합물들을 관측하여 외계생명체 탐사에 대한 관심을 불러 일으킨 바 있다[4]. 2013년에 발사된 NASA의 화성 대기 탐사선 Mars atmosphere and volatile evolution(MAVEN)에 탑재된 질량분석기 neutral gas and ion mass spectrometer(NGIMS)는 과거 화성의 대기과 기후 환경에 대한 추정을 목표로 대기의 성분과 정량 관측을 통해 태양 활동과 열권 내 성분들의 관계를 규명하였다[5]. 또 같은 2013년 NASA에서 발사한 달 외기권 탐사선인 lunar atmosphere and dust environment explorer(LADEE)는 달 표면 50 km 상공에서 질량 분석기 neutral mass spectrometer(NMS)를 통한 관측으로 매우 희박한 달의 대기가 주로 아르곤(Ar)과 헬륨(He)으로 구성되어 있는 것을 밝혀냈다[6]. 이 외에도 1997년에 발사된 카시니-하위헌스(Cassini-Huygens)는 2004년 토성 궤도에 진입하여 토성과 주변 위성들

에 존재하는 수증기, 이산화탄소 및 각종 탄화수소 화합물을 측정하는 등 Fig. 1에서 보는 바와 같이 1970년대 이후 수많은 우주 탐사선에서 질량 분석기가 사용되었다[7].

또 Fig. 1의 질량 분석기 연표에서 보듯 2000년대 초반 Rosetta 임무 이전에는 측정 질량 범위가 150 Da 이하, 분해능이 100 이하로 사중극자(quadrupole) 질량분석기와 자기 섹터(magnetic sector) 형태의 질량 분석기가 주로 사용되었으며, 이후 복잡한 유기물의 분석이나 질량이 비슷한 화합물들의 측정 임무들이 시작되면서 장비에 요구되는 질량 범위는 1,000 Da 이상, 분해능도 1,000 이상으로 확대되었고, 이온트랩이나 비행시간측정(time-of-flight) 장치를 이용한 질량 분석기들이 많이 사용되고 있는 것을 알 수 있다. 예를 들면 비록 발사가 연기되긴 했지만 엑소마스(ExoMars) 2022의 rover에는 화성에서 과거 생명체를 찾기 위한 노력의 일환으로 분자량이 1,000 Da에 이르는 유기 화합물을 측정할 수 있는 질량분석기를 탑재하고 있다.

제4차 우주개발진흥 기본계획(2023-2027년)에서는 우리나라 우주탐사 기술개발 지향점을 한국형 발사체를 이용한 달과 화성 착륙, 이를 위한 전략기술 확보로 명시하고 있으며, 그 내용으로 한국형 발사체의 사용하여 2032년에 착륙선을 보내 달 탐사를 수행하고, 2045년까지 화성 착륙선을 보내는 것으로 되어 있다. 더불어 동 기본계획에는 다양한 우주과학/탐사 연구를 추진하여 대내적으로는 우주 탐사 기반을 조성하고, 대외적으로는 국제협력을 활용하여 NASA, ESA 등의 우주개발 선진국들의 소행성, 화성 탐사 등에 참여하는 전략을 담고 있다. 이와 같은 국내외 우주 탐사의 전개 과정과 향후 발전 방향을 감안하면 미래 우주 탐사의 과학적 목표 달성을 위한 가장 기본적인 장비인 질량 분석기의 국내 개발은 필수적이라고 할 수 있으며, 이런 관점에서 본 논문에서는 지금까지 국내에서 개발된 사중극자 질량 분석기의 원형 모델을 소개하고자 한다.

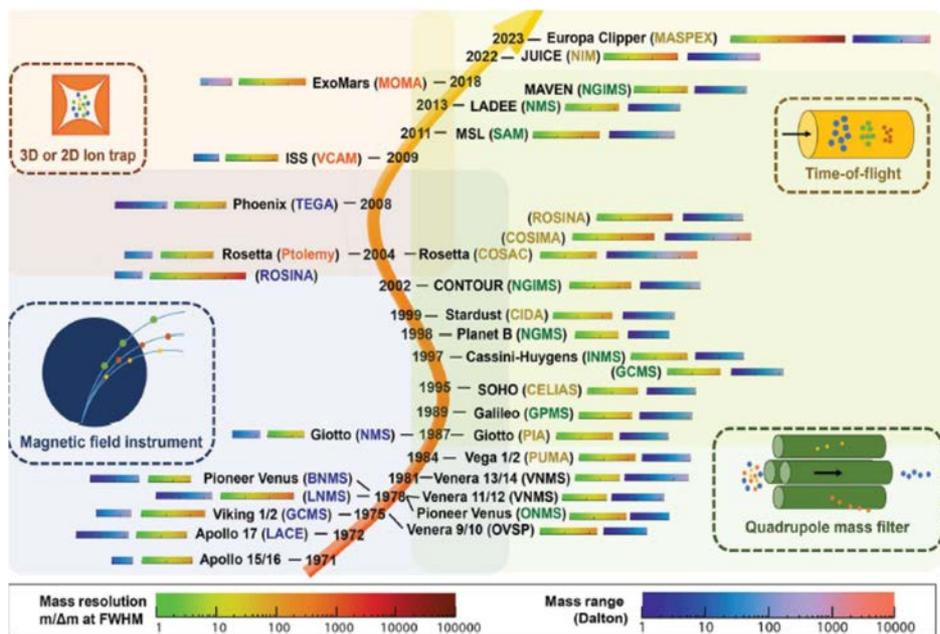


Fig. 1. Major milestones in the evolutionary history of mass spectrometry, applied for planetary exploration (Adapted from Arevalo et al. 2019 [7]).

2. 질량 분석기의 원리

질량 분석기는 다양한 형태의 시료를 원자나 분자 상태로 분해하고 이온화한 후 질량 별로 분리 검출함으로써 시료에 어떤 성분이 얼마나 포함되어 있는지를 측정하는 장치이다. 일반적으로 질량분석기는 Fig. 2에 보인 바와 같이 (1) 주입된 시료를 이온으로 만들어 주는 이온화 장치(ionization source), (2) 이온들을 질량별로 분리시켜주는 질량 분리 장치(mass filter), (3) 질량별로 분리된 이온들을 검출하는 검출 장치(detector), 및 (4) 검출기에서 출력되는 신호들을 수집하여 질량 스펙트럼을 생성하는 신호 수집 및 처리장치(data acquisition & processing unit)로 구성되며, 이외에도 이온화 장치에서 생성된 이온들을 질량 분리 장치까지 효율적으로 전달하기 위한 이온 렌즈(ion lens)나 이온 가이드(ion guide)가 필요하다[8]. 한편, 지상 실험에서는 추가적으로 다양한 형태의 시료들을 쉽게 이온화될 수 있는 상태로 만들어서 이온화 장치로 주입시켜 주는 시료 도입 장치(sample introduction system)와 질량 분리 장치나 검출기 등이 동작할 수 있는 진공도를 유지하기 위한 진공시스템도 함께 구성되어야 한다. 질량분석기의 측정 결과는 x축은 질량, y축은 측정된 신호의 크기(intensity)로 표시되는 질량 스펙트럼으로 표현되며, 이 스펙트럼을 통해 시료를 구성하는 물질이 어떤 성분으로 구성되어 있고, 각 성분들은 어느 정도 포함되어 있는지를 알 수 있다. 즉, 정성적 및 정량적 분석이 가능하다. 질량 분석기의 주요 구성 부분에 대한 설명은 다음과 같다.

- (1) 이온화 장치: 우주 탐사용 질량분석기에는 전자를 생성시켜 가속한 후 중성 기체와 충돌시켜 이온화 하는 EI(electron impact) 방식의 이온화 장치가 주로 사용되는데, 최근에는 기존의 열을 가해서 전자를 생성시키는 열 전자 방출(thermal emission) 방식에 비해 더 많은 전자를 생성시킬 수 있는 탄소나노튜브를 이용한 전계전자방출(field emission) 방식의 EI 장치들이 개발되어 질량분석기에 사용되고 있다.
- (2) 질량 분리 장치: 일반적으로 사용되는 질량 분리 장치에는 사중극자, 이온 트랩, 비행시간 측정장치(TOF), 자기 섹터 등이 있는데, 소형 위성에는 무게와 전력 문제로 사중극자와 이온 트랩이 주로 사용된다. 최근 행성의 생명체 흔적을 탐사하는 임무들이 많아지면서 선형 이온 트랩(linear ion trap)이 우주 탐사에 활용되기도 한다.
- (3) 검출 장치: 검출 장치로는 전자증배관(electron multiplier)가 사용되며, 2차원 대면적 검출을 위해서는 micro-channel plate를 사용한다.

특히 본 연구에서 사용된 사중극자의 질량 분리 장치는 Fig. 3과 같이 공통 축을 중심으로 대각선 방향으로 배열된 4개의 평행 막대로 구성되며, 막대에 시간에 따라 주기적으로 변하는 RF(radio frequency)의 양전압과 음전압을 교대로 인가하여 질량 대 전하 비(m/Z)를 기

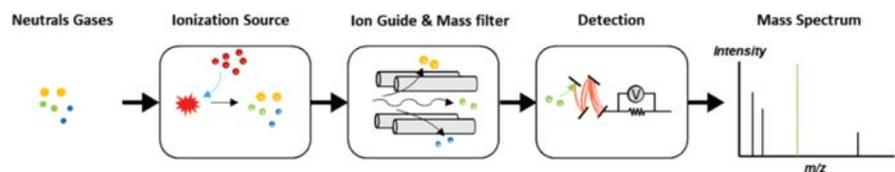


Fig. 2. Components of a mass spectrometer.

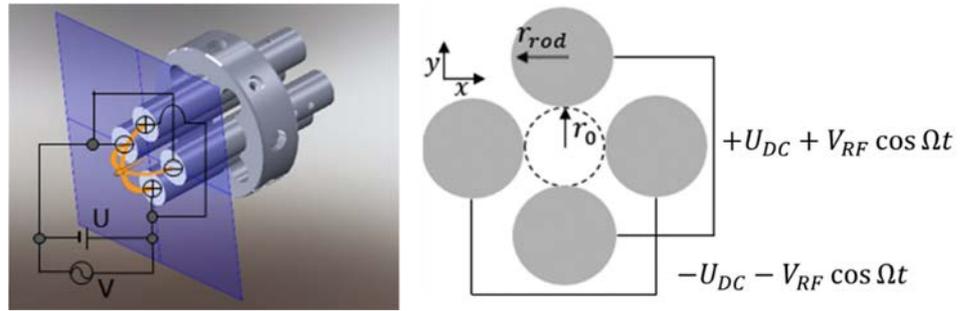


Fig. 3. Quadrupole elements: (left) side view, (right) cross-sectional view.

준으로 이온을 분리한다[9]. Fig. 3의 사중극자 내에서 질량 m , 전하량 Ze 인 이온의 운동은 다음과 같은 Mathieu 미분 방정식으로 주어진다.

$$\frac{d^2u}{d\xi^2} + (a_u - 2q_u \cos 2\xi)u = 0 \tag{1}$$

여기서 u 는 중심 축으로부터 좌표 (x, y) 이고, $\xi = \Omega t/2$, a_u 는 $a_x = -a_y = 8ZeU_{DC}/mr_0^2\Omega^2$, q_u 는 $q_x = -q_y = 4ZeV_{RF}/mr_0^2\Omega^2$ 이며 U, V, r_0, Ω 는 Fig. 3과 같이 각각 바이어스 (bias) 전압, 라디오 주파수(RF) 전압, 막대의 반지름 및 RF 주파수이다. 식 (1)의 Mathieu 미분 방정식은 적당한 값의 a_u 및 q_u 범위에 대해 Fig. 4와 같이 u 가 중심축 주위에서 진동하는 안정된 해를 가질 수 있다. 예를 들면 Fig. 4는 Fig. 5와 같이 이온의 질량 $m=50$ amu, 전하 $Z = 1$, 에너지는 5 eV로 가정하고, Mathieu 계수 비례관계(a_u/q_u)를 2/7로 고정하였을 때 mass filter 내에서 q_u 의 변화에 따른 이온의 반응을 보여주는데, q_u 가 0.6에서 0.7을 지나면 stability diagram의 안정적인 영역에서 불안정한 영역으로 넘어가는 것을 알 수 있다.

Fig. 6을 보면 안정된 해의 범위는 U_{DC} 와 V_{RF} 가 증가함에 따라 커지는 것을 알 수 있는데, 피크 부분에서 안정된 범위의 m/z 폭이 줄어들게 되므로 이 부분을 이용하면 질량의 분해능을

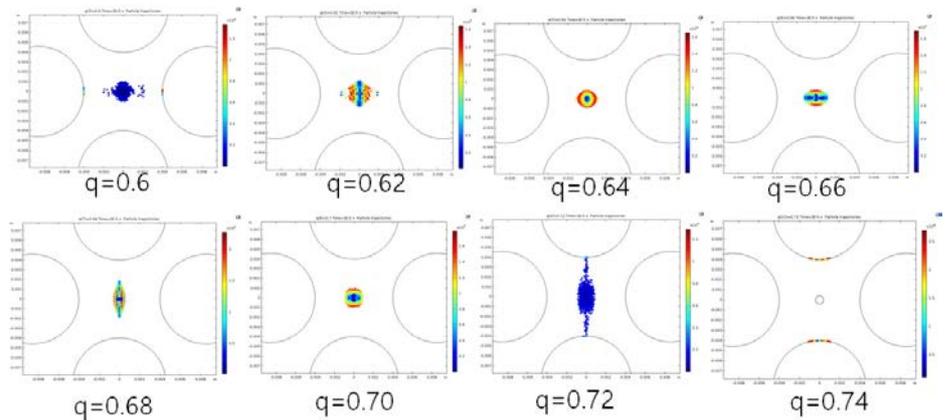


Fig. 4. Ion response according to the changes of RF-DC voltage (q_u, a_u) with constant ratio of RF-DC ($a_u/q_u = 2/7$). RF-DC, radio frequency-direct current.

Name	Expression	Value	Description
re	$r0 \cdot 1.148$	0.004592 m	Rod radius
r0	4[mm]	0.004 m	Inscribed radius
rsrc	0.4[mm]	4E-4 m	Source radius
rcase	$3.5 \cdot re$	0.016072 m	Case radius
Lquad	130[mm]	0.13 m	Quadrupole length
a	0.2	0.2	Mathieu coefficient
q	0.7	0.7	Mathieu coefficient
f	2[MHz]	2E6 Hz	Frequency
omega	$2 \cdot \pi \cdot f$	1.2566E7 Hz	Angular frequency
mi	50[amu]	8.3027E-26...	Ion mass
Vac	$q \cdot mi \cdot \omega^2 \cdot r0^2 / (4 \cdot e_const)$	229.13 V	AC voltage
Udc	$a \cdot mi \cdot \omega^2 \cdot r0^2 / (8 \cdot e_const)$	32.733 V	DC voltage
A	5[V]	5 V	Accelerating voltage
vx0	$\sqrt{2 \cdot e_const \cdot A / mi}$	4392.8 m/s	Initial x velocity
fd	1[mm]	0.001 m	Fringe field depth
tp	$Lquad / vx0$	2.9594E-5 s	time of ion flight
rft	1/f	5E-7 s	time of one RF cycle
rfn	tp / rft	59.187	number of rf phase chan...

: fixed parameter
 : variable parameter

Fig. 5. Simulation parameters.

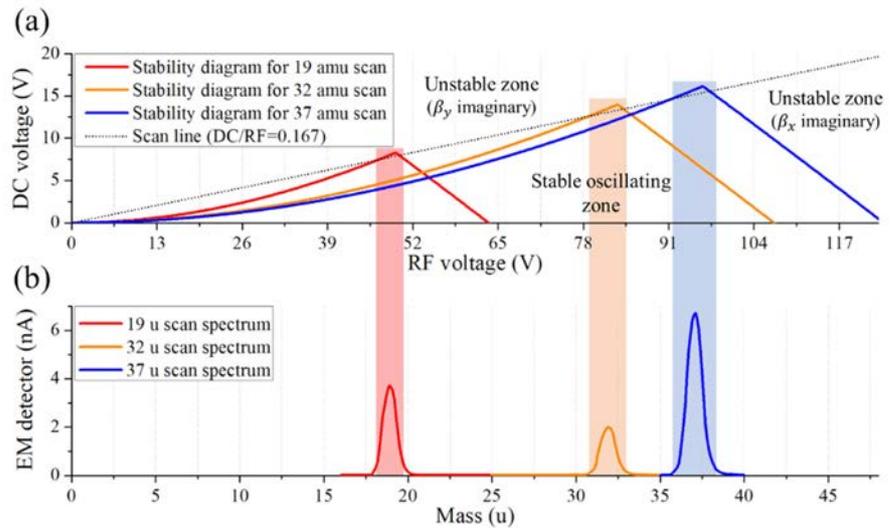


Fig. 6. Mathieu stability and mass spectra analysis of a quadrupole mass analyzer. (a) Mathieu stability diagram calculated based on the quadrupole and RF–DC power supply developed in Young–In Ace. (b) The experimental results of the corresponding mass spectra. RF–DC, radio frequency–direct current.

높일 수 있다. 따라서 그림의 화살표와 같이 SCAN mode에서 U_{DC} 와 V_{RF} 의 비를 일정하게 유지하면서 피크 바로 아래의 안정된 해의 영역을 지나도록 스캔하면 질량 대 전하 비(m/Z)가 다른 이온 성분들을 모두 측정할 수 있으며, 또는 U_{DC} 와 V_{RF} 를 고정하여 selected-ion-monitoring(SIM) 모드에서 특정 성분의 이온만 추출할 수 있다. 특히 SIM 모드에서 DC 전압(U_{DC})을 올리면 분해능이 증가하므로 정확히 이온들을 분리하여 검출할 수 있다.

3. 사중극자 질량 분석기 원형 모델의 제작

Mathieu 미분 방정식에 의하면 중심 축 주위의 포텐셜 우물은 쌍곡선 형태를 가지지만 이온 렌즈의 구경을 r_0 보다 작게 하여 이온이 중심축 방향으로 입사하도록 하면 오차의 한계 내에서 가공의 편의를 위해 막대의 표면을 원통형으로 가정할 수 있다. Mathieu 미분 방정식의 안정된 이온 반응을 감안한 사중극자의 설계는 질량 범위와 분해능을 고려하여 간단히 다음과 같은 공식을 사용한다[9].

$$U_{DC} = \gamma V_{RF} + \delta \tag{2}$$

$$U_{DC} = 1.212mf^2r_0^2 \quad (m: amu, f: MHz, r_0: cm) \tag{3}$$

$$V_{RF} = 7.219mf^2r_0^2 \quad (m: amu, f: MHz, r_0: cm) \tag{4}$$

$$E_{ion}(eV) < \frac{1}{40}f^2L^2\Delta m \quad (f: MHz, L: cm, \Delta m: amu) \tag{5}$$

여기서 E_{ion} 은 이온 입사 에너지의 허용 범위, r_0 는 rod aperture 반지름, γ 는 DC와 RF의 비, $f(= \Omega/2\pi)$ 는 RF 주파수, 및 L 은 rod의 길이이다. δ 는 실제 개발된 DC power supply의 offset이 정확히 0이 아닐 경우 보상하기 위한 offset 미세조정 parameter이다. 식 (3) 및 (4)는 앞서 식 (1)에서 기술한 Mathieu equation of charged particle motion에 존재하는 Mathieu normalization parameters a_u 와 q_u 를 각 0.237 그리고 0.706으로 고정(stability diagram의 최상단 팁 끝단(즉, 이론상으로 무한대의 분해능 지점)에서 사중극자를 구동)할 때 필요한 DC 및 RF를 주로 사용되는 단위로 변환한 식이다. $a_u = 0.237$ 와 $q_u = 0.706$ 는 단극자(monopole) 및 쌍극자(dipole)가 없는 가장 이상적인 사중극자 포텐셜 분포에서의 하전입자 거동해석에만 해당되는 값이다. 일반적으로는 완벽한 사중극자보다는 가공, 조립 및 공차보정 등의 현실성을 고려하여 circular 또는 planar-type rods 형태로 디자인된다. 따라서 디자인 방법에 따라 stability tip의 a_u 와 q_u 값이 이상적인 값보다는 조금씩 달라지며 실제 시뮬레이션 및 실험을 할 때에는 파라미터 스티디를 통해 정밀 보정작업이 수행된다.

실제 제작에서 r_0 는 0.4 cm로 정했는데, 이는 RF-DC power supply의 출력 전압 특성곡 주파수를 고려한 값이다. 즉, (3) 및 (4) 식에 따르면 RF 출력전압은 주파수의 제곱에 비례해서 커지지만 r_0 의 제곱에도 비례하므로 제작 가능한 사양의 RF 출력 전압에 대해 r_0 를 조정하여 높은 질량 범위를 갖는 이온들도 측정이 가능하도록 하였다. 또 식 (5)는 주파수를 높이고 길이를 길게 할수록 높은 분해능을 갖고 인접한 질량에 대해 잘 분리해 낼 수 있다는 것을 말해준다. 공간적인 제약으로 인해 길이를 줄여야 한다면 주파수를 증가시키으로써 분해능을 높게 조정할 수 있다. 이 경우, 출력 RF 전압이 커져야 하기 때문에 이것을 줄이기 위해서는 사중극자의 구경(aperture)을 줄임으로서 출력 RF전압을 제작사양 범위안으로 조정할 수 있다. Table 1은 r_0 , f , Δm 및 L 를 표에 나타난 바와 같이 고정했을 때, 입사되는 에너지의 허용 범위와 DC 및 RF 전압의 크기를 보여준다.

사중극자의 구경을 줄이기 위해서는 이온빔이 사중극자 입력부의 중앙으로 작은 반경과 퍼짐각으로 들어오도록 제어해야 한다. Fig. 7은 이온 빔의 반지름 크기를 0.5 mm, 1.0 mm, 1.5 mm, 2.0 mm로 변경하였을 때 각각 통과한 확률을 모사한 결과이다. 질량분석기의 입구

Table 1. Design parameters

Rod 길이(cm)	8	8	8	8	8
Rod inscribed radius(cm)	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4
질량 분해능(ΔM)(amu)	1	1	1	1	1
RF 주파수(MHz)	1	1	1	1	1
Mass(amu)	100	150	200	250	300
DC peak 전압(V)	19.39	29.09	38.78	48.48	58.18
RF peak 전압(V)	115.50	173.26	231.01	288.76	346.51
입사되는 에너지 허용 범위(eV)	1.60	1.60	1.60	1.60	1.60

RF, radio frequency; DC, direct current.

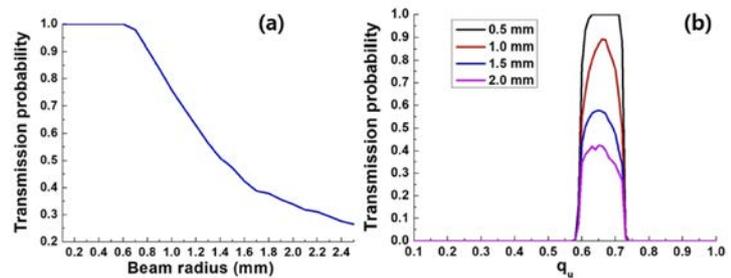


Fig. 7. Transmission probability according to the changes of ion beam radius [10].

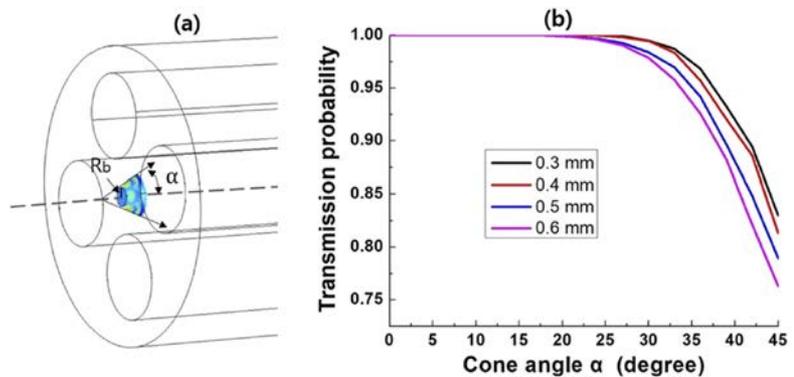


Fig. 8. Transmission probability according to the changes in the ion beam cone angle [10].

전단 렌즈부에서 질량분석기의 입구 중앙 지점에 이온들이 들어온다고 가정했을 때 이온 빔의 반지름이 커질수록 이온들의 통과 확률이 감소하는데, 그림에서 반지름이 0.8 mm 이내이면 사중극자의 설계사양이 만족되지만 이 경계를 넘어가면 질량분석기에 충돌하여 손실이 발생한다는 것을 알 수 있다. 즉, 질량분석기의 입구 전단 렌즈부에서 이온 빔의 반지름을 0.8 mm 이내로 줄일 수 있도록 잘 제어한다면 사중극자의 설계 사양에 대해 이온 빔이 손실 없이 통과가 가능하게 된다.

이온 렌즈의 설계를 위해 입사각의 퍼짐에 따른 이온 빔의 통과 확률을 조사하여 Fig. 8에 나타내었다. Fig. 8은 이온 빔의 반지름은 0.3 mm에서 0.6 mm, 빔의 원뿔각(cone angle)을

0°에서 45°까지 변화시켜가며 수치 모사를 하였다. 이 수치 모사의 결과로 빔의 반지름이 커질수록 빔의 cone angle이 25°을 넘어가면 손실이 점점 크게 발생한다는 것을 알 수 있으며, 특히 반지름 6 mm, 45°에서는 23% 이상 손실율이 발생하게 된다. 따라서 질량분석기 입구의 전단 렌즈부는 입사 빔의 cone angle이 20° 미만으로 제어되도록 해야 한다.

Fig. 9는 이와 같은 수치 모사의 결과를 반영한 설계를 바탕으로 제작된 사중극자를 보여주며, Fig. 10은 제작된 사중극자 구동을 위한 RF-DC 전원 공급(power supply) 보드이다. 사중극자에 정밀한 RF-DC를 인가하기 위해서 주 제어(main control) board를 통해 PID(proportional-integral-differential) 제어를 수행한다. 이러한 PID 제어는 수 ms 내로 완료되며, 그 후 10-30 ms 동안 이온 전류 값을 읽는다. 목적에 따라 검출기는 펄스-계량 모드 또는 아날로그 모드로 작동이 가능한데, 펄스-계량모드는 0에서 10⁶ counts/s까지 선형성이 잘 유지되는 것으로 나타났으며, 아날로그 모드는 10⁴-10⁹ counts/s에 대해 적용이 가능하다.



Fig. 9. Prototype quadrupole mass analyzer.

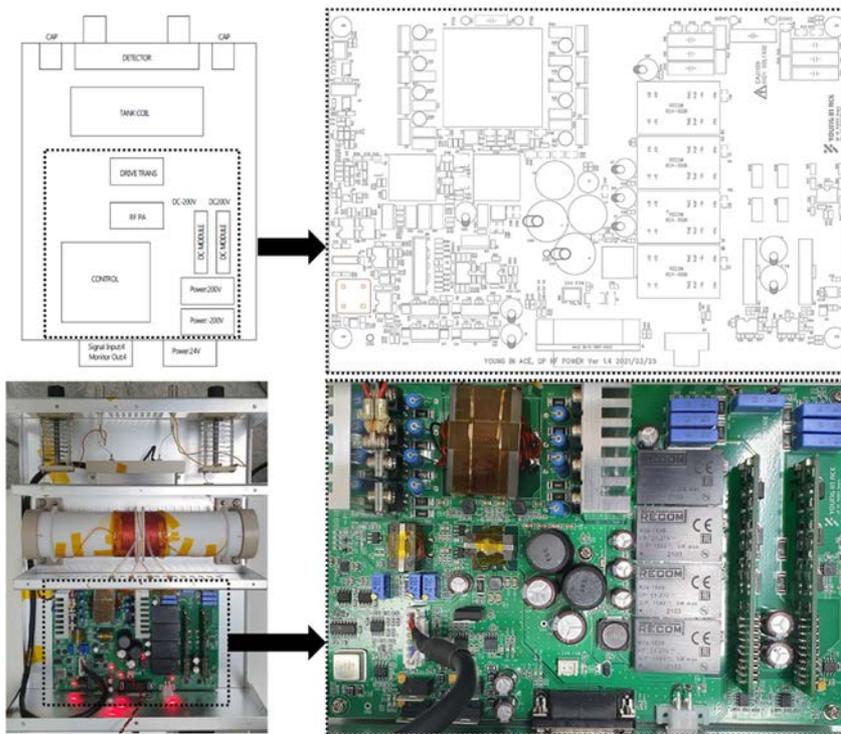


Fig. 10. Quadrupole RF-DC power supply board. RF-DC, radio frequency-direct current.

RF-DC power supply는 출력 전압을 모니터링할 수 있는 기능도 포함되어 있는데, Fig. 11의 좌측에 나타난 바와 같이 피크 전압 40 V에서 400 V에 이르는 범위에 대해 detector에서의 모니터 측정 전압이 RF 인가 전압에 선형적으로 비례해서 출력되고 있다는 것을 볼 수 있고, 선형성의 정도를 나타내는 R²의 값은 약 1로 나타났다. 마찬가지로 그림의 우측에서는 전원 공급의 입력 전압인 제어 전압에 선형적으로 비례하여 RF에서 전압이 출력되고 있는 것을 확인할 수 있으며, R²는 0.9987로 1에 가깝다.

4. 사중극자 원형 모델의 성능시험 결과

Fig. 12는 0-400 amu의 범위에 해당하는 RF-DC의 출력 전압을 바탕으로 환산된 질량 분해능(Δm)을 나타낸 그림이다. 측정된 전압의 범위에서 대부분의 경우 Δm 이 ± 0.2 amu 이내가 됨을 확인하였고, 평균은 -0.0168, 표준편차는 0.0877로 설계 값을 충족하였다.

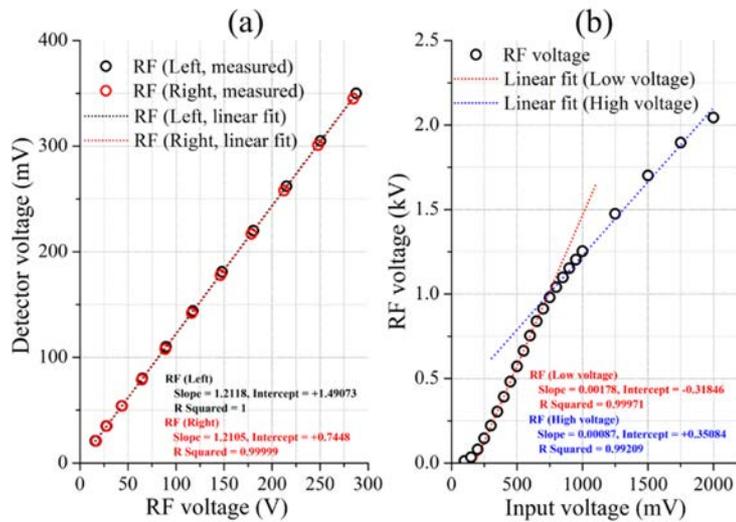


Fig. 11. Linearity analysis of detector monitor voltage, RF peak voltage, and control voltage. (a) Detector monitor voltage plotted against the RF peak voltage. (b) RF peak voltage plotted against the control voltage. RF, radio frequency.

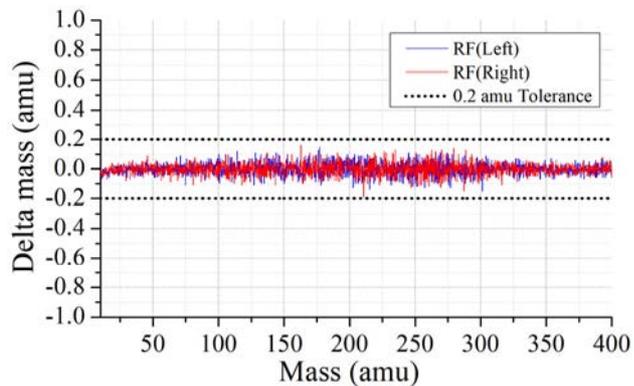


Fig. 12. Mass resolution translated from the RF-DC output voltage. RF-DC, radio frequency-direct current.

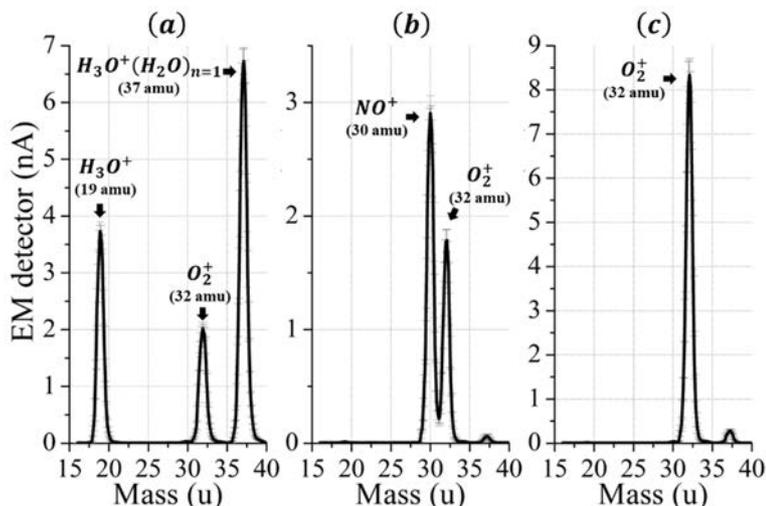


Fig. 13. Mass spectra in the range of 16 amu to 40 amu: (a) H_3O^+ and the ions (O_2^+ and $H_3O^+(H_2O)_{n=1}$) produced from the reaction with oxygen and moist, (b) NO^+ and O_2^+ produced from the reaction with oxygen, and (c) O_2^+ .

Fig. 13은 실제 실험으로 16-40 amu 대역에서 얻은 질량 스펙트럼의 결과로, (a) 옥소늄 이온(H_3O^+)과 산소 및 수분과의 반응으로 형성된 product ion들인 O_2^+ 와 $H_3O^+(H_2O)_{n=1}$, (b) 일산화질소(NO^+) 및 산소와의 반응으로 형성된 product ion인 O_2^+ 및 (c) O_2^+ 를 보여준다. 그림에서 각 이온의 질량에 해당하는 스펙트럼의 피크가 잘 분리되어 뚜렷하게 관측됨을 알 수 있다.

5. 결론

본 논문에서는 국내에서 개발된 사중극자 질량분석기의 원리, 설계와 제작 및 성능시험 결과를 제시하였다. 질량분석기는 우주 탐사에 필수적인 과학 기기로서, 향후 우리나라의 우주 개발에 발 맞추어 달 및 행성 탐사에 탑재될 가능성이 높은 장비이다. 본 연구에서 개발된 사중극자 질량분석기는 0-400 amu의 범위에 해당하는 이온을 질량 분해능 ± 0.2 amu 이내로 측정할 수 있으며, 실험을 통하여 16-40 amu 대역에서 얻은 질량 스펙트럼은 실제로 각 이온의 질량에 해당하는 피크를 잘 분리하여 보여주었다.

한편 본 연구에서는 이온화 장치로서 사중극자 질량분석기의 전단부에 플라즈마 발생장치를 도입하였는데, 우주에서 사용하기 위해서는 열 전자 방출 방식으로 텅스텐(W)이나 필라멘트에 열을 가해 열전자를 방출시킨 뒤 들어오는 중성 기체를 열전자와 충돌시키거나 전계전자방출 방식을 사용하여 전기장에 의해 전도체 표면에서 전자를 방출하여 주변 기체를 이온화하는 방법을 고려해야 한다. 더불어 우주 생명체 탐사를 위한 목적에 부합하여 1,000 Da 이상의 유기 분자 구조를 측정하기 위해서는 사중극자 방식보다 비질량중속 분해능(mass-independent resolving power) 특성을 지닌 디지털 구동 이온 트랩 장치를 이용한 질량분석기가 유용한 해결책이 될 수 있으며, 현재 본 연구팀에서 이를 위한 연구가 진행 중에 있다.

감사의 글

이 연구는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 과학기술일자리진흥원의 지원을 받아 수행되었습니다(2020 연구장비개발 및 고도화 지원사업). 또한 이 연구는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다(NRF-2022R1A2C1092602).

References

1. Roy LL, Altwegg K, Balsiger H, Berthelier JJ, Bieler A, et al., Inventory of the volatiles on comet 67P/Churyumov-Gerasimenko from Rosetta/ROSINA, *Astron. Astrophys.* 583, A1 (2015). <https://doi.org/10.1051/0004-6361/201526450>
2. Schroeder IRHG, Altwegg K, Balsiger H, Berthelier JJ, Keyser JD, et al., $^{16}\text{O}/^{18}\text{O}$ ratio in water in the coma of comet 67P/Churyumov-Gerasimenko measured with the Rosetta/ROSINA double-focusing mass spectrometer, *Astron. Astrophys.* 630, A29 (2019). <https://doi.org/10.1051/0004-6361/201833806>
3. Altwegg K, Balsiger H, Berthelier JJ, Bieler A, Calmonte U, et al., Organics in comet 67P: a first comparative analysis of mass spectra from ROSINA-DFMS, COSAC and Ptolemy, *Mon. Not. R. Astron. Soc.* 469, S130-S141 (2017). <https://doi.org/10.1093/mnras/stx1415>
4. Pla-Garcia J, Rafkin SCR, Karatekin Ö, Gloesener E, Comparing MSL Curiosity rover TLS-SAM methane measurements with Mars Regional Atmospheric Modeling System atmospheric transport experiments, *J. Geophys. Res. Planets.* 124, 2141-2167 (2019). <https://doi.org/10.1029/2018JE005824>
5. Bougher SW, Roeten KJ, Olsen K, Mahaffy PR, Benna M, et al., The structure and variability of Mars dayside thermosphere from MAVEN NGIMS and IUVS measurements: seasonal and solar activity trends in scale heights and temperatures, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 122, 1296-1313 (2016). <https://doi.org/10.1002/2016JA023454>
6. Benna M, Mahaffy PR, Halekas JS, Elphic RC, Delory GT, Variability of helium, neon, and argon in the lunar exosphere as observed by the LADEE NMS instrument, *Geophys. Res. Lett.* 42, 3723-3729 (2015). <https://doi.org/10.1002/2015GL064120>
7. Arevalo R Jr, Ni Z, Danell RM, Mass spectrometry and planetary exploration: a brief review and future projection, *J. Mass Spectrom.* 55, e4454 (2020). <https://doi.org/10.1002/jms.4454>
8. De Hoffmann E, Stroobant V, *Mass Spectrometry: Principles and Applications* (John Wiley & Sons, Hoboken, NJ, 2007).
9. Dawson PH, *Quadrupole Mass Spectrometry and its Applications* (Elsevier, Amsterdam, Netherland, 2013).
10. Jang KH, Bae S, Woo J, Kang SW, Lee NS, et al., Ion transmission probability through quadrupole mass filter depending on initial ion condition and rod misalignment, *AIP Adv.* 12, 015121 (2022). <https://doi.org/10.1063/5.0076456>

Author Information

이진근 jgrhee@younginace.com



한국과학기술원에서 우리별 3호의 과학업무 탑재체와 과학기술위성 1호의 원자외선분광기 개발에 참여하였고 2007년 물리학 박사 학위를 취득하였다. 국내 최초로 유도결합 플라즈마 질량분석기 개발을 진행한 경험을 바탕으로 2018년부터 영인에이스를 설립하여 사중극자 기반의 질량분석기 개발을 주도하고 있다.

김선태 skim@younginace.com



서울대학교 물리천문학부에서 물리학 박사 학위를 취득하였다. 2018년부터 서울대학교 차세대융합기술연구원 및 응용물리연구소에서 박사후연구원 과정을 수행하였다. 2021년부터 영인에이스 분석기술연구소에서 선임연구원으로 근무하고 있으며, 질량분석기 개발 업무를 수행 중에 있다.

이남석 nslee@younginace.com



서강대학교 물리학과에서 물리학 박사 학위를 취득하였다. 1990년부터 삼성전자 책임연구원 그리고 삼성SDI에서 수석연구원으로 재직하였으며, 2018년부터 영인에이스 연구소장으로 근무하고 있다. 영인에이스 분석기술연구소에서 질량분석장치 개발의 총괄책임자 역할을 담당하고 있다.

장규하 kyuha@kaeri.re.kr



박사 학위(서울대학교 물리학과) 이후 2009년부터 한국원자력연구원에서 재직하고 있다. 양자 광학 연구부 선임연구원을 거쳐 현재는 초고속 방사선 연구실에서 책임연구원으로 연구 활동을 하고 있다. 석·박사 학위 때는 광결정, 진공 전자 소자, 반도체 가공 등의 분야에서 연구 경험을 하였으며, 연구소에서는 테라헤르츠 자유전자레이저, 전자선 조사장치, 고출력 레이저 가속 표적 개발 등에 참여하였다. 최근에는 초고속 전자 회절 장치 개발 및 응용 실험에 참여하고 있다.

강성원 swkang@younginace.com



한국과학기술원 물리학과에서 물리학 박사 학위를 취득하였다. 2018년부터 영인에이스 분석기술연구소에서 책임연구원으로 근무하고 있으며, 유도결합 질량분석기 개발 업무를 수행 중에 있다.

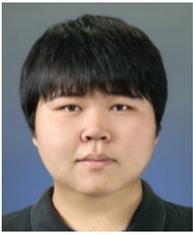
이유 euyiyu@cnu.ac.kr



미국 콜로라도 대학(University of Colorado at Boulder)에서 물리학 박사(1994)를 취득하였고, 그 후 LASP(Laboratory for Atmospheric and Space Physics)에서 Research Associate로 근무하다가 1997년부터는 충남대학교 천문우주학과(대학원 우주지질학과)에서 교수로 재임 중이다. 다양한 자연현상에 관한 호기심으로 달과 화성에 인류의 미래 기지 조성과 자원 탐사를 위한 기초연구로 용암동굴, 화산 및 절벽 등 지질학적 연구를 하고 있으며, 위성 원격탐사 자료를 활용하여 지구 해양 및 대기 변화의 근원이 되는 열의 기원 등을 연구하고 있다.

Author Information

홍익선 ishong@cnu.ac.kr



충남대학교에서 2014년 천문우주과학 석사 학위를 취득하고, 현재 동 대학교에서 우주지질학 박사과정에 재학 중이다. 한국형 달탐사 위성의 탑재체인 고해상도 카메라의 촬영계획 결정 알고리즘 개발에 참여하였으며, 현재는 원격탐사 수치 및 영상자료를 활용하여 과거 화산 활동의 흔적을 가지고 있는 달의 지형과 미래 인류 기지로 사용할 수 있는 달 동굴에 대한 연구를 하고 있다. 또한 달 표면 아래의 물리적 특성을 이해하기 위해 중력장을 이용한 달 내부의 지구물리학적 접근도 시도하고 있다.

최정림 crchoi@chungbuk.ac.kr



부산대학교 물리학과에서 박사를 취득하였고, 현재 충북대학교 천문우주학과에서 우주플라즈마 연구를 하고 있다. 차세대 중형 위성 3호의 위성용 자력계 제작 및 magnetic cleanliness program에도 참여하고 있다.

민경욱 kwmin@kaist.ac.kr



미국 프린스턴 대학에서 천체 물리학 박사 학위를 취득하였으며, 1986년부터 한국과학기술원 교수로 재직하다 2021년에 정년 퇴직하여 현재 동 대학의 명예교수로 강의와 연구를 계속하고 있다. 우리나라 최초의 과학 위성인 과학기술위성 1호의 탑재체 총괄책임자로서 원자외선 분광기(FIMS) 및 우주물리 패키지(SPP)의 개발을 주도하였다.

정종일 iapetus85@gmail.com



충남대학교 천문우주학과에서 2014년 석사 학위를 취득하고, 현재 충남대학교 우주지질학과 박사과정에 재학 중이다. 인류가 거주할 수 있는 화성 동굴 탐사에 관하여 연구하였으며, 현재는 우주선 중성자 모니터를 활용하여 태양의 특성 및 우주선 및 고에너지 입자가 지구 대기에 미치는 영향에 관하여 관심을 가지고 있다. 최근에는 우주선 중성자 모니터의 GLE 이벤트와 연관된 태양 고에너지 입자 이벤트의 원소 조성 특징에 관한 연구를 진행하고 있다. 또한 대전 우주선 중성자 모니터와 남극 장보고 과학기지의 우주선 중성자 모니터를 운영 및 관리하고 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 _____

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

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

우주기술과 응용 배포기관

1	가스로드	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	한국국방연구원
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	인터콤전자	104	한화시스템
25	두원중공업	65	인하대학교	105	한화에어로스페이스
26	드림스페이스월드	66	저스텍	106	항공대학교
27	디에스테크놀러지	67	전략물자관리원	107	해군본부
28	레블루피	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	컨택	116	LIG 넥스원
37	부산테크노파크	77	캠텍종합기술원	117	S&K 항공
38	뷰웍스	78	컨택	118	SM 인스트루먼트
39	비츠로넥스텍	79	코리아테스팅	119	Space K
40	샘트라인터내셔널	80	코마텍코리아	120	Thales Korea

우주기술과 응용

제3권 1호

등 록 일 | 2021년 5월 31일

발 행 일 | 2023년 2월 28일

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

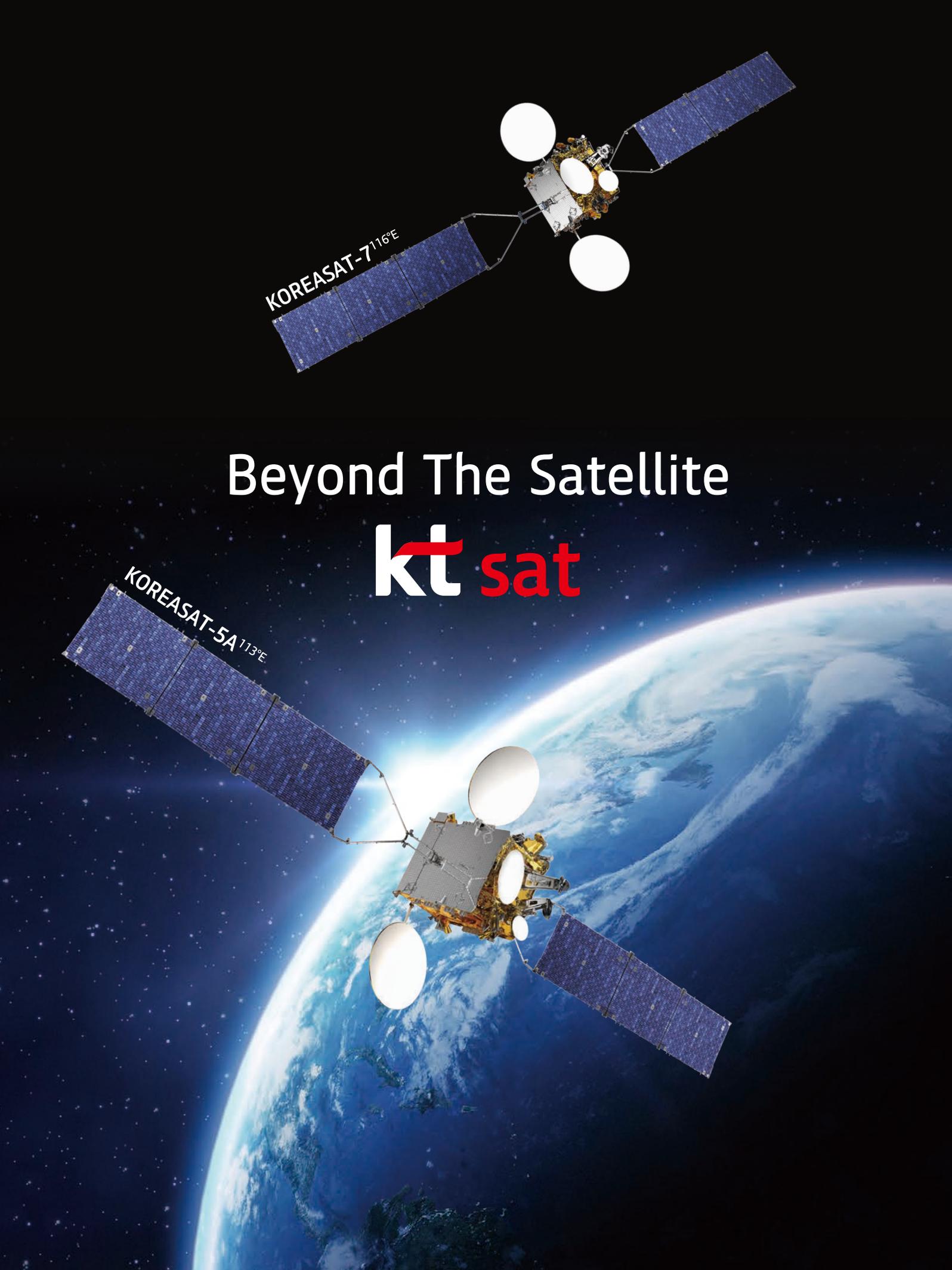
A NEW WAY TO UNDERSTAND EARTH

PERSISTENT MONITORING FROM ICEYE



EXPLORE ICEYE CAPABILITY
WWW.ICEYE.COM





KOREASAT-7^{116°E}

Beyond The Satellite

kt sat

KOREASAT-5A^{113°E}

Best Partner for Satellite Operations

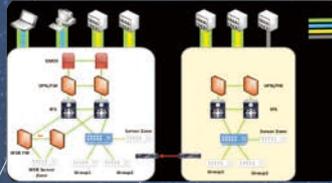
(주)아이옵스는 여러분과 비전을 공유합니다

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 파트너로써 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

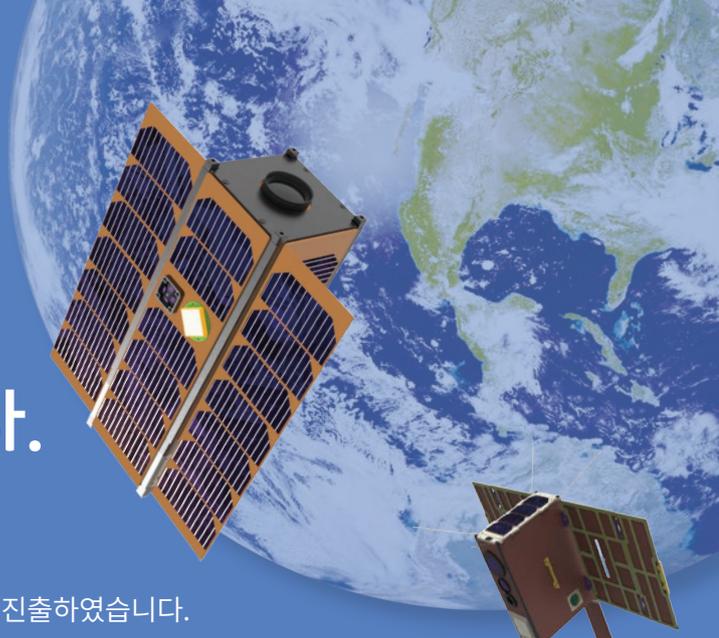
국산 우주개발 부품의 국제 경쟁력 강화
선진국 수준의 기술 확보와 경제효과 달성
지역균형발전 기여와 미래 우주과학 산학연의 중심
대한민국 우주 강국의 꿈을 이루어갑니다.



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

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



탑재체·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

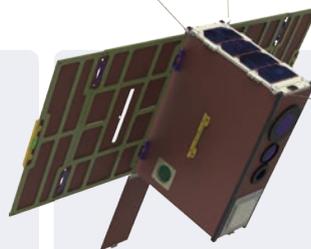
- 탑재체 : 지구 관측 카메라
Space Weather Sensor
- 궤 도 : 태양동기궤도
- 질 량 : <6kg
- 크 기 : 3U
- 통 신 : UHF, S-band
- 수 명 : 1년



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

- 1 A Brief Introduction of Current and Future Magnetospheric Missions
Yukinaga Miyashita
- 26 Scientific Achievements and Technology Trends of Mass Spectrometers for Space Exploration
Ik-Seon Hong, Yu Yi, Jingeun Rhee, Nam-Seok Lee, Sung Won Kang, Seontae Kim, Kyu-Ha Jang, Cheong Rim Choi,
Kyoung Wook Min, Jongil Jung

RESEARCH PAPERS

- 44 A Study on the System Design for Deep-Space Probe Reference Model
Euikun Kim, Hyeon-Jin Jeon
- 58 Design of Inertial Navigation System/Celestial Navigation System Navigation System for Horizontal
Position Estimation and Performance Comparison Between Loosely and Tightly Coupled Approach
Kiduck Kim
- 72 A Case Study of the Implementation of Deployment Switch for Nanosatellites
Min Ki Kim

TECHNICAL PAPER

- 86 Development of a Prototype Mass Spectrometer
Jingeun Rhee, Nam-Seok Lee, Sung Won Kang, Seontae Kim, Kyu-Ha Jang, Yu Yi, Ik-Seon Hong, Cheong Rim Choi,
Kyoung Wook Min, Jongil Jung

