

연구논문

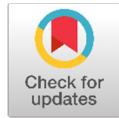
우주날씨 관측을 위한 큐브위성 도요셋 임무

이재진^{1†}, 손종대¹, 박재흥^{1,2}, 양태용¹, 송호섭^{1,3}, 황정아^{1,2}, 곽영실^{1,2}, 박원기¹

¹ 한국천문연구원

² 과학기술연합대학원대학교 천문우주학과

³ 충남대학교 우주지질학과



Received: April 12, 2022

Revised: April 24, 2022

Accepted: May 8, 2022

†Corresponding author :

Jaejin Lee

Tel : +82-42-865-3248

E-mail : jjlee@kasi.re.kr

Copyright © 2022 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

Jaejin Lee

<https://orcid.org/0000-0002-3367-3346>

Jongdae Sohn

<https://orcid.org/0000-0002-6572-622X>

Jaehung Park

<https://orcid.org/0000-0002-1272-508X>

Tae-Yong Yang

<https://orcid.org/0000-0002-5725-9828>

Ho Sub Song

<https://orcid.org/0000-0001-5371-7003>

Junga Hwang

<https://orcid.org/0000-0002-6862-5854>

Young-Sil Kwak

<https://orcid.org/0000-0003-3375-8574>

Won-Kee Park

<https://orcid.org/0000-0002-8292-2556>

SNIFE Mission for Space Weather Research

Jaejin Lee^{1†}, Jongdae Sohn¹, Jaehung Park^{1,2}, Tae-Yong Yang¹,
Ho Sub Song^{1,3}, Junga Hwang^{1,2}, Young-Sil Kwak^{1,2}, Won-Kee Park¹

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

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

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

요약

도요셋(Small Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment, SNIFE)의 과학임무는 전리권 상층부 소규모 플라즈마 구조의 공간적 시간적 변화를 관측하는 것이다. 이를 위해 4개의 6U 큐브위성(10 kg)이 고도 약 500 km 극궤도로 발사될 예정이며, 상호 위성 간 거리는 편대 비행 알고리즘에 의해 수 10 km에서 수 1,000 km 이상으로 제어된다. 운영 초기에는 4기의 위성이 같은 궤도 평면에 위치하는 종대비행을 하다가 경도상에서 나란히 배치되는 횡대비행으로 전환하여 4기의 서로 다른 지점에서 공간적인 변화를 관측하게 된다. 도요셋에는 입자 검출기, 라뮌어 탐침, 자력계로 구성된 우주날씨 관측 장비가 각 위성에 탑재된다. 모든 관측기는 10 Hz 이상의 높은 시간 분해능을 가지며 큐브위성에 최적화 설계되었다. 이 외에도 이리디움 통신 모듈은 지자기 폭풍이 발생할 때 작동 모드를 변경하기 위한 명령을 업로드할 수 있는 기회를 제공한다. 도요셋은 극 지역 플라즈마 밀도 급상승, 필드 정렬 전류, 고에너지 전자의 국소 영역 침투, 적도 및 중위도 플라즈마 거품의 발생 및 시공간적 진화에 대한 관측을 수행할 예정이며, 이를 통해 태양풍이 우주날씨에 어떠한 영향을 미치는지 탐구하게 된다. 도요셋은 2023년 상반기 러시아 소유즈-2에 의해 카자흐스탄 바이코누르에서 발사될 예정이다.

Abstract

The Small Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment (SNIFE)'s scientific goal is to observe spatial and temporal variations of the micro-scale plasma structures on the topside ionosphere. The four 6U CubeSats (~10 kg) will be launched into a polar orbit at ~500 km. The distances of each satellite will be controlled from 10 km to more than ~1,000 km by the formation flying algorithm. The SNIFE mission is equipped with identical scientific instruments, Solid-State Telescopes(SST), Magnetometers(Mag), and Langmuir Probes(LP). All the payloads have a high temporal resolution (sampling rates of about 10 Hz). Iridium communication modules provide an opportunity to upload emergency commands to change operational modes when geomagnetic storms occur. SNIFE's observations of the dimensions, occurrence

rates, amplitudes, and spatiotemporal evolution of polar cap patches, field-aligned currents (FAC), radiation belt microbursts, and equatorial and mid-latitude plasma blobs and bubbles will determine their significance to the solar wind-magnetosphere-ionosphere interaction and quantify their impact on space weather. The formation flying CubeSat constellation, the SNIPE mission, will be launched by Soyuz-2 at Baikonur Cosmodrome in 2023.

핵심어 : 큐브위성, 도요셋, 전리권, 자기권, 플라즈마

Keywords : CubeSat, SNIPE mission, ionosphere, magnetosphere, plasma

1. 서론

우주의 99%는 플라즈마로 이루어져 있다[1]. 따라서 우주에서 발생하는 플라즈마 현상을 이해하는 것은 우주의 생성 및 진화 과정을 이해하는데 매우 중요하다. 도요셋 임무는 지구 가까이 있는 전리권 및 자기권에서 관측되는 우주 플라즈마 현상의 규명을 통하여 태양과 지구의 에너지 전달과정을 이해하고, 더 나아가 보편적 우주 플라즈마 현상을 연구하는데 필요한 단서를 제공하는 것이다. 특히 본 연구는 현재 우주물리분야의 중요한 주제로 연구되고 있는 우주 플라즈마의 국소현상을 관측하는데 초점이 맞추어져 있다[2].

단일 위성으로 입자와 파동을 관찰하는 것은 본질적으로 공간-시간 모호성에서 자유로울 수 없다. 최근 이러한 모호성은 다중 위성 관측을 통하여 해결되어 왔지만, 이는 지구에서 수 Re 떨어져 있는 자기권에서 주로 관측이 수행되었으며, 대표적인 위성군으로 Cluster[3], RBSP[4], MMS[5] 등이 있다. 도요셋과 비교적 유사한 관측 위성으로는 유럽 우주국(ESA)에서 발사한 SWARM[6] 위성군이 있다. SWARM 위성은 500 kg급 중형위성으로 3개의 위성으로 구성되며, 도요셋과 유사한 고도인 약 510 km에서 운용되고 있다. 그러나, 3개의 위성 중 두 개는 비교적 가까운 거리에서 편대 비행을 하지만, 나머지 하나는 완전히 다른 경도에서 운용되기 때문에 여전히 소규모 플라즈마 구조의 공간-시간 모호성을 해결하기 위해서는 동시 관측 위성 수가 부족하다. 이에 우리는 4기의 나노 위성(~10 kg)을 고도 약 500 km의 극궤도로 발사할 예정이다(Fig. 1). 각 위성 간의 거리는 편대 비행 알고리즘에 의해 ~1,000 km에서 10 km의 범위에서 가변적으로 제어될 예정이다. 이를 통해 다양한 규모의 플라즈마 구조를 관측할 수 있다. 각 위성에는 전리층 전자의 온도와 밀도, 고에너지(100–400 keV) 전자의 유량 및 자기장 벡터를 측정할 수 있는 탑재체가 장착되었다.

한편, 도요셋에서 채택한 큐브위성(CubeSat) 플랫폼은 스탠포드대학(Stanford University)의 Bob Twiggs 교수와 칼폴리(California Polytechnic State University)의 Jordi Puig-Suari 교수가 1999년 대학원생들의 교육을 목적으로 고안한 공동 프로젝트에서 시작되었다[7]. 초창기 큐브위성은 많은 주목을 받지 못했지만, 빠른 성장을 거듭하여 2021년까지 약 1,600여 기의 큐브위성이 발사된 것으로 알려졌다[8]. 이런 빠른 성장의 요인은 첫째, 위성에서 쓰이는 전자 부품이 저전력 소형화되고 있다는 점을 들 수 있다. 반도체 산업의 발전은 전자보드의 크기를 대폭 줄이면서 성능은 오히려 향상시켰다. 고가의 대형위성에서는 이미 검증된 부품만을 사용하는 경향 때문에 최신 기술 도입이 느린 반면, 저비용으로 개발되는 큐브위성에서는 혁신적인 위성 부품이 속속 개발되어 적용되고 있다. 큐브위성의 대중화를 이끈 두 번째



Fig. 1. Imaginary picture of the SNIPE mission. SNIPE, Small Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.

요인은 발사관(deployer)의 개발이다. 발사관은 큐브위성을 담는 용기로 위성과 발사체를 분리하는 역할을 한다. 만일 큐브위성에 전기적, 기계적 문제가 발생하더라도 발사체로 전파되지 않기 때문에 발사 기회를 획기적으로 증가시키는 요인이 되었으며, 따라서 저렴한 비용으로 발사가 가능해졌다. 2017년 인도의 PSLV 발사체는 103개의 위성을 궤도에 올리는데 성공했다[9]. 큐브위성의 미래를 밝게 해주는 세 번째 요인은 표준화와 개방성에 있다. 큐브위성은 1U로 규격화된 부품을 사용하기 때문에 호환성이 뛰어날 뿐만 아니라, 많은 소프트웨어가 공개되어 있어 시장 진입 장벽이 낮아졌다고 할 수 있다.

미국의 경우, 큐브위성 발사 지원을 위해 미 항공우주국(NASA)에서는 'CSLI(CubeSat Launch Initiative)'를 설립하고 ELaNa(Educational Launch of Nanosatellites) 프로그램을 통해 미국 내 연구소 및 대학 또는 비상업용 위성의 발사를 지원하고 있다[10]. 큐브위성 발사와는 별도로 미국에서 큐브위성 개발에 필요한 정부 지원은 NSF(National Science Foundations)를 통해서 먼저 시작되었는데, 'CubeSat-based Science Missions for Geospace and Atmospheric Research' 프로그램을 통해 위성 1기당 약 80만 달러를 지원하고 있다. NSF와 달리 NASA는 큐브위성 개발만을 위한 별도의 프로그램을 운영하고 있지 않다. 그러나 큐브위성 개발에 필요한 펀드를 제공할 수 있는 다양한 연구 프로그램이 있으므로, 이러한 펀드를 이용하여 연구자들은 큐브위성을 개발할 수 있다. 대표적으로 NASA SMD(Science Mission Directorate)에서 수행하는 ROSES(Research Opportunities in Earth and Space Science)라는 프로그램이 있는데, 이를 통해 위성 1기당 약 500만 달러의 연구비를 지원받을 수 있다. 이들 프로그램을 통해 발사된 대표적인 우주환경 관측 큐브위성으로 FIREBIRD[11], MinXSS[12], SORTIE[13], ELFIN[14], SPORT[15], Dellinger[16] 등이 있다. 도요셋은 한국천문연구원의 주요 사업으로 시작되었다.

한편 국내 큐브위성 개발은 2000년대 중반부터 대학을 중심으로 진행되었다. 대부분 임무를 성공적으로 수행하지는 못했지만, 개발과정에서 많은 우주인력이 양성되었으며, 이들이 사회에 진출하여 국내 우주개발을 견인하는 역할을 수행하고 있다.

2. 과학 임무

도요셋의 과학 임무는 1,000 km 고도 이하의 전리권에서 플라즈마 미세 구조를 규명하는 것이며, 저비용 초소형인 점을 감안하여 특정 연구 주제를 선정하여 연구 성과를 극대화하고자 하였다. 도요셋이 추구하는 연구 주제는 고에너지 전자의 국소 영역 침투, 중위도 플라즈마 밀도 골, 전리층 플라즈마 밀도 이상과 거품 현상, 극 지역 플라즈마 밀도 급상승, 오로라 지역의 자기장 평행 전류, 전자기 이온 공명(EMIC) 파동 등이 있다.

2.1 전자 마이크로버스트(Electron Microbursts)

전자 마이크로버스트는 1초 이내의 짧은 시간 동안 고에너지 전자가 지구자기장을 따라 침투하는 현상이다. 이러한 현상은 주로 지자기 폭풍 후 회복기 새벽시간대에 관측되고 있다. Fig. 2는 과학기술위성 1호(STSAT-1)에서 관측한 전자 마이크로버스트를 보여 주고 있다. 전자 마이크로버스트는 코러스파(chorus wave)와의 상호작용에 의한 피치각(pitch angle) 변화에 의해 발생하는 것으로 알려져 있지만, 아직 명확한 증거는 없다. 본 연구에서는 전자 마이크로버스트의 생성 원인인 입자파동 상호작용에 대한 직접적인 증거를 제시하는 것이 목표다. 이를 위해 4기의 편대비행 인공위성 관측 기법을 사용하여 전자 마이크로버스트의 공간적인 크기를 관측할 것이다. 코러스파의 공간적인 스케일과 전자 마이크로버스트의 공간적 크기를 비교하여 입자파동 상호작용에 대한 증거를 제시할 수 있다. 전자 마이크로버스트의 생성원인을 규명하는 다른 방법은 전자 마이크로버스트의 에너지 디스퍼전(energy dispersion)을 관측하는 것이다[17]. 전자 마이크로버스트 에너지에 따른 속도의 차이에 의해 에너지 디스퍼전이 관측될 것으로 예상되는 데 그 시간이 매우 짧기(약 10 msec) 때문에, 아직 관측에 성공하지 못했다. 본 연구에서는 매우 빠른 분해능을 갖는 입자 검출기를 개발하여 큐브위성에 탑

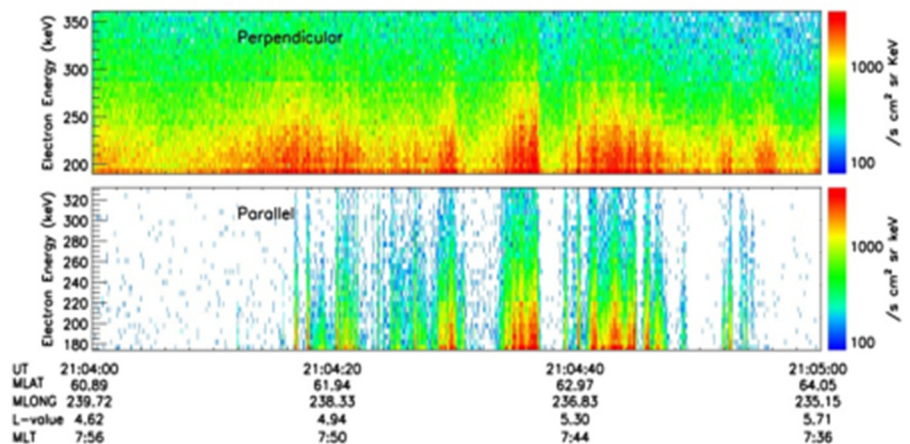


Fig. 2. Electron microburst precipitation observed by STSAT-1[18].

재함으로써 전자 마이크로버스트의 energy dispersion을 측정하고, 이를 통해 전자와 코러스 파의 상호작용 원리를 규명할 것이다.

2.2 플라즈마 골(Plasma Trough)

플라즈마 골(Plasma Trough)은 중위도 전리권과 고위도 오로라 지역 간의 경계지역에서 지속적으로 발생하는 전리권 F층의 대규모 전자밀도 감소 현상으로 일반적으로 저녁영역에서부터 새벽영역 시간대에 걸쳐 분포한다. 플라즈마 골의 발생은 밤영역 서브오로라(Subaurora) 지역에서의 플라즈마 흐름의 정체로 설명이 되며, Trough는 높은 지자기 활동 기간에는 시공간적으로 더 활발히 변하는 경향을 보인다[19]. 다중위성 관측으로, 플라즈마 골 형태, 특히 위경도상의 구조를 심도 있게 조사할 수 있으며, 자기폭풍 기간 동안 플라즈마 골의 시공간적인 변화양상을 알아낼 수 있다.

2.3 극관 플라즈마 패치(Polar Cap Plasma Patch)

극관 플라즈마 패치는 고위도 F층 전리권에서 발생하는 플라즈마 밀도 증가 현상으로서 초단파(VHF), 극초단파(ULF) 그리고 GNSS-L밴드 전파 통신을 방해할 수 있다. 이러한 극관 패치는 태양 EUV 또는 자기권으로부터 저에너지 입자의 유입에 의해 발생하며, 기저 플라즈마 밀도보다 2-10배 증가된 형태로 나타난다. 태양 EUV에 의해 발생한 패치는 낮 지역에서 발생하여 극관을 가로지르며 유선형 대류를 따라 이동한다. 이때 이동 속도는 $\sim 100\text{-}2,000$ m/sec 인 것으로 알려져 있으며[20], 이런 빠른 속도 때문에 단일 위성으로는 전체적인 형태를 파악하기가 어렵다. 발생 규모는 수평적으로 100-1,000 km까지 확장될 수 있다. 도요셋과 같은 다중 위성 관측을 이용하면, 전자 밀도 측정을 통해 현상을 인지하고, 시간 및 공간적 규모를 관측할 수 있다.

2.4 적도 플라즈마 거품(Equatorial Plasma Bubble)

적도 플라즈마 거품은 저위도 전리층에서 플라즈마 밀도를 교란시키고, 지상-위성 간 또는 위성 상호간 통신 연결을 방해할 수 있다. 1920년대 처음 보고된 이후 오랜 시간 연구되어 왔음에도 불구하고, 이 현상의 특성 거리(밀도 불균일 현상이 형태상의 유사성을 잃게 되는 거리)가 얼마인가에 대해서는 아직까지 정확하게 알려진 바가 없다. 적도 플라즈마 거품은 경도 상으로는 수십 km의 좁은 구조를 가지지만, 위도 상으로는 수 천 km 규모의 긴 형태로 나타난다[21]. 그렇기 때문에 경도에 대한 특성 거리 측정이 매우 어렵다. 도요셋 위성은 10 km에서 수 백 km까지 편대 비행이 가능하기 때문에 적도 플라즈마 거품의 구조를 효과적으로 관측할 수 있을 것으로 기대된다.

2.5 EMIC(Electro-Magnetic Ion Cyclotron) 파동

최근 PC1 주파수 대역의 파동(0.2-5 Hz)이 저궤도 위성에 의한 전리층 고도에서도 관측되었다[22]. PC1 파동은 지구자기권의 적도 근방에서 발생하는 EMIC 파동이 전리층 지역으로

전달되어 온 것으로 알려져 있다. EMIC의 발생은 주로 양성자의 온도 불안정성에 기인하는 것으로 보고되고 있다.

지구 자기권에서 EMIC 파동은 매우 중요한 역할을 하는 것으로 알려져 있다. 파동-입자 상호작용을 통해서 플라즈마 입자들의 피치각을 변화시켜 지구대기로 산란시킴으로써 지구 방사선대의 고에너지 전자들, 주로 1 MeV 이상 대역의 전자들을 지구 대기로 유실시키는데 기여하고 있다. 따라서 EMIC 파동을 나노 위성에서 현장 관측한 자료는 지구방사선대의 입자 유실 메커니즘 규명 연구에 중요한 역할을 할 것으로 기대된다.

3. 도요셋 임무(SNIPE Mission) 시스템

도요셋 임무 목표는 우주날씨를 연구하기 위한 6U 큐브위성 4기를 개발하여 발사하고, 최소 1년의 위성 운용을 지원하는 지상국을 구축하며 초기 관측자료를 분석하는 것이다. Fig. 3은 도요셋의 시스템 구성도를 나타내는데, 일반적인 위성과 같이 우주부문(space segment), 지상부문(ground segment), 발사 서비스 부문(launch service segment)로 구성된다. 우주부문은 위성체 버스 시스템(spacecraft bus system)과 탑재체 시스템(payload system)으로 나뉘어지며, 버스 시스템은 자세제어계(AOCS), 전력계(EPS), 열구조계(STS), 명령 및 데이터 처리계(CDHS), 비행소프트웨어(FSW), 통신계(COMS), 추진계(SPS)로 구성된다. 탑재체 시스템은 입자검출기(solid state telescope, SST), 랑뮈어 탐침(Langmuir probe, LP), 자력계(magnetometer, Mag), IRIDIUM 통신 탑재체, 감마선 모니터(gamma-ray monitor, GRM)로 구성되었다. 지상국 시스템(ground station system)은 안테나 하드웨어(antenna hardware)와 임무운영센터(mission operation center, MOC) 소프트웨어로 구성되고, MOC 소프트웨어는 8개의 하위 모듈로 구성된다.

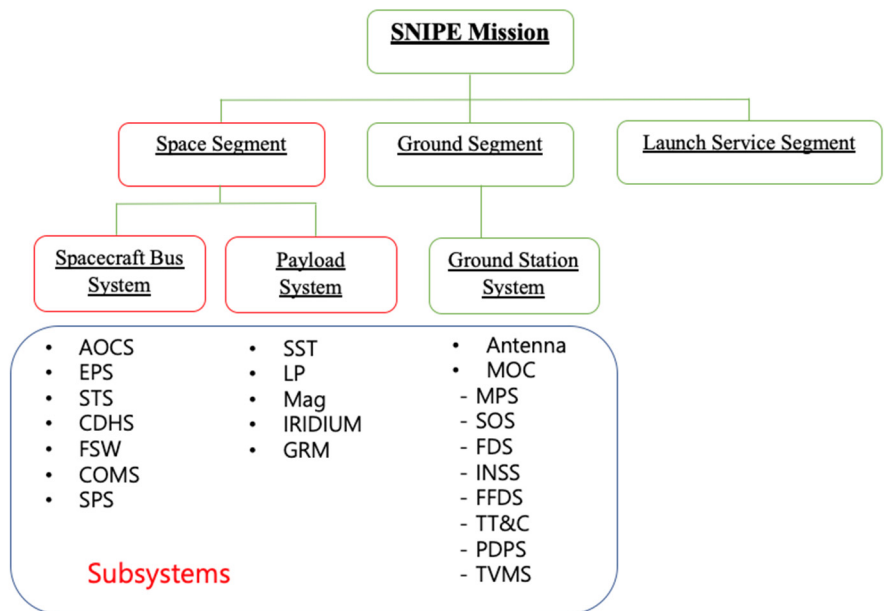


Fig. 3. System configuration of the SNIPE mission.

3.1 버스 시스템(Spacecraft Bus System)

Table 1은 도요셋 버스 시스템의 사양을 나타낸다. 위성은 낮 구간에는 전력을 생산하기 위해 태양을 지향하고, 극지역에서 입자 검출기로 고에너지 전자를 관측할 때는 입자 검출기를 지구 자기장 방향과 나란히 일치시키는 자세 제어를 수행한다. 이를 위해 3축 자세제어 알고리즘이 탑재되며, 자세 제어 정밀도는 1도 이내로 설계되었다. 대부분의 자세제어 오차는 센서와 위성간 정렬이 불완전한 데서 기인한다.

전개형 태양 전지판을 통해서 44 W의 전력을 생산할 수 있으며, 40 Wh의 리튬 폴리머 배터리를 탑재하였다. 지상과의 통신 링크(link)는 세 개가 마련되었는데, 먼저 명령 전송 및 텔레메트리 수신을 위한 UHF 통신이 있고, 데이터 수신과 UHF 통신이 안될 때 대체할 수 있는 S-band 송수신 모듈이 장착된다. 지상국과의 접속 기간이 아니어도 위성의 간단한 상태를 확인할 수 있는 IRIDIUM 통신 모듈도 유용한 통신 수단이다. 편대비행을 위한 추력기는 냉가스 추력기(cold gas thruster)를 사용하며 20 mN의 추력을 발생할 수 있다. 비행소프트웨어는 NASA에서 개발한 CFS(core flight software) 아키텍처를 이용하여 개발하였다.

Table 1. SNIPE bus system specification

Subsystem	Specification
Attitude determination and control subsystem (ADCS)	Three-axis attitude control by reaction wheels → Field aligned attitude control during microburst observation Accurate GPS system for position and velocity determination Attitude information from Sun sensor, star tracker, magnetometer, and Gyro Attitude accuracy: $< \pm 1$ deg
Command and data handling subsystem (CDHS)	Communication between OBC and payloads with CAN BUS protocol Onboard flash memory: 4 Gbyte
Electric power subsystem (EPS)	Deployable solar panel (44 W) High capacity Li-polymer batteries (40 Wh)
Communication subsystem (COMS)	UHF up/downlink: 437.5 MHz (9.6 kbps) S-band up/downlink: 2,240.84 MHz (1 Mbps) IRIDIUM communication (128 kbps)
Satellite propulsion subsystem (SPS)	High performance micro-thruster (Cold Gas Thruster) Del-V: ~50 m/s, Thrust: 20 mN
Structure and thermal subsystem (STS)	Dimension: 10 cm × 20 cm × 30 cm Mass: 10 kg
Flight software (FSW)	Cfs Linux OS

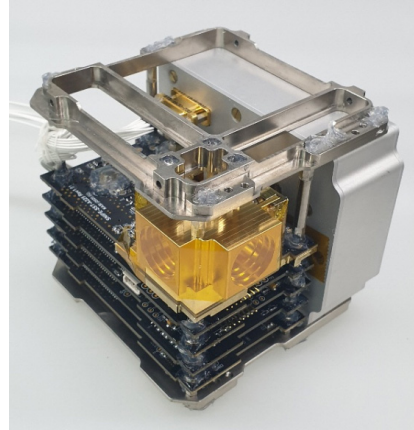


Fig. 4. SNiPE science payload. The SST, LP, and Mag are integrated into 1 unit.

3.2 탑재체 시스템(Payload System)

도요셋의 과학임무는 근지구 우주날씨를 관측하는 것이다. 이를 위해 세 종류의 주요 탑재체와 두 종의 시험 탑재체가 개발되어 4기의 위성에 동일하게 탑재되었다. 주요 탑재체는 SST, LP, Mag이며, 시험 탑재체는 GRM과 IRIDIUM communication module이 있다. SST는 지구 자기장을 따라 침투하는 고에너지 전자를 관측하기 위한 도구이다. LP는 위성 운영 고도의 전리권 전자 밀도와 전자 온도를 관측하기 위한 관측기이다. Mag은 우주 플라즈마에 의해 생성되는 전류를 관측하기 위한 장비다. 시험 탑재체로 개발된 GRM은 감마선 폭발(gamma-ray burst)을 관측하기 위해 개발되었다. 이리디움 통신 모듈(IRIDIUM communication module)은 이리디움 통신위성을 이용하여 위성과 지상국 간 상시 통신 링크(link)를 제공할 것이다. 이를 통해 위성의 상태를 상시 모니터링하고, 자기 폭풍이 발생 시 탑재체 운용 명령을 전달하는 역할을 수행할 것이다.

Fig. 4는 도요셋 비행모델 탑재체 형상으로 주요 과학탑재체는 1 unit 안에 SST, LP, MAG을 배치하고, 과학탑재체를 운용하는데 필요한 컨트롤러를 $56.95 \times 95.90 \times 1.6$ [mm³]의 크기로 적층하여 장착하였다.

3.2.1 입자검출기(SST)

입자 검출기는 지구 자기장을 따라 침투하는 100-400 keV의 고에너지 전자를 관측하기 위해 개발되었다. Fig. 4에서 금 도금한 부분이 검출기의 텔레스코프 부분이며, 두 개의 검출기를 교차되도록 배치하여 부피를 최소화하였다. 궤도 상에서 한 쪽은 지구 자기장과 평행한 방향을 가리키고, 다른 하나는 수직인 방향을 가리키도록 자세제어를 수행할 예정이며, 이를 통해 지구 자기장을 따라 침투하는 전자와 지구 자기장에 포획된 전자 플럭스를 동시에 관측할 수 있다. 검출기(detector)는 Canberra사에서 방사선 측정용으로 개발한 Silicon PIPS를 사용하였으며, 검출 면적은 50 mm², 두께는 500 μm이다.

SST는 과학기술위성 1호(STSAT-1)에 탑재된 입자검출기의 경험을 바탕으로 개발되었다. 초당 최대 20,000개의 입자가 입사할 것으로 예상하고, 10 μsec의 빠른 Dead time을 갖도록 설계하였다. Geometric Factor는 0.02 cm² sr⁻¹로 설계하여 관측할 수 있는 최대 전자 플럭

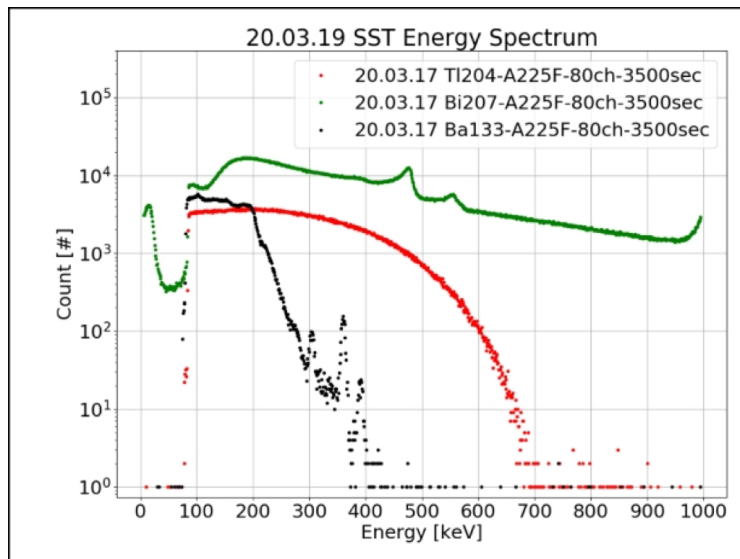


Fig. 5. SST energy spectra are obtained from isotopes, Ti204, Bi207, and Ba133. SST, solid state telescope.

스는 $1.0 \times 10^6 \text{ cm}^{-2} \text{ s}^{-1} \text{ sr}^{-1}$ 이다. 관측 주기는 10 msec와 100 msec를 선택할 수 있도록 하였으며, 16개의 에너지 채널로 고에너지 전자의 에너지 스펙트럼을 관측한다. Fig. 5는 여러 방사성 동위 원소의 에너지 스펙트럼을 측정할 결과를 나타내고 있다. 이러한 검교정 실험을 통하여 100–400 keV의 전자 에너지를 측정할 수 있음을 확인하였다.

3.2.2 랑뮈어 탐침(LP)

랑뮈어 탐침은 전리권 플라즈마의 온도와 밀도를 측정하는 고전적이며 가장 확실한 방법이다. 플라즈마에 노출된 금속 막대에 전압을 인가하고, 이때 흐르는 미세 전류를 측정하여 플라즈마 상태 정보를 얻는다. 도요셋에 탑재되는 랑뮈어 탐침은 10 cm의 도금한 텅스텐을 사용하였으며, $2 \times 10^3 - 2 \times 10^6 \text{ cm}^{-3}$ 의 플라즈마 밀도와 수 백 K의 전자 온도를 측정할 수 있다. 랑뮈어 탐침을 이용하여 플라즈마를 관측하기 위해서는 고려해야만 하는 사항이 몇 가지 있다. 위성은 전리권에서 이온의 열 속도보다 빨리 움직이기 때문에 진행 방향 반대쪽으로 shock을 만들게 되는데, 탐침은 이러한 shock 지역 바깥쪽에 위치해야 한다. 이를 위해 도요셋에서는 Fig. 6에서 보인 것과 같이 탐침을 태양전지판 뒤쪽에 장착하고, 태양 전지판이 전개됨과 동시에 탐침이 바깥쪽으로 나와서 플라즈마를 측정할 수 있도록 설계하였다. 탐침과 태양 전지판은 스프링으로 연결되어 있다. 또한 탐침으로 흐르는 전류에 의해 위성의 전위가 바뀌면서 측정 오차를 발생시킬 수 있기 때문에 이를 고려하여 설계해야 한다. 이러한 측정 오차를 줄이기 위해서는 위성의 도체 표면적이 탐침 표면적의 100 배 이상이 되어야 한다. 많은 큐브위성에서는 열적 이슈를 고려하여 위성 표면을 부도체 물질로 코팅하기 때문에 이러한 비율을 얻는 것이 쉽지 않으나, 도요셋은 특수한 물질(ITO coated silver FEP tape)을 사용하여 열적인 문제를 해결함과 동시에 위성의 도체 표면적을 증가시켰다.

도요셋 랑뮈어 탐침에는 Smart Sweeping Voltage 기법이 적용되었다. 이것은 탐침에 인가되는 전압을 적당히 바꾸어 가며 데이터량을 줄이면서도 관측 효율을 높이는 기법이다. 먼저,

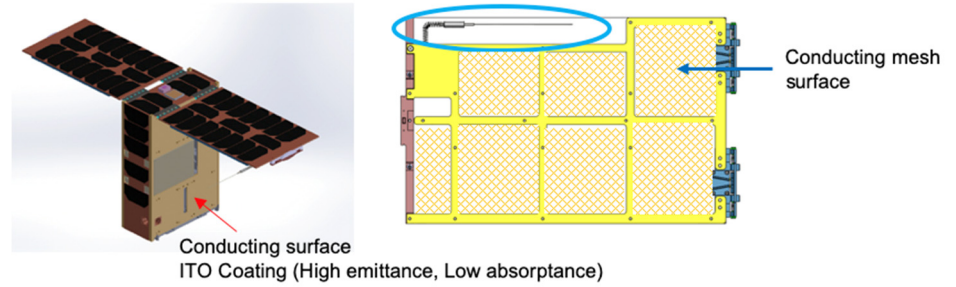


Fig. 6. The Langmuir probe is attached the the backside of the solar panel.

0.05초 동안은 전압을 -2 V 에서 $+3\text{ V}$ 로 sweep하여 준다. 이때 250번 전류 전압을 측정하고 궤도상에서 전자 온도를 계산하여 지상으로 보낸다. 이렇게 하면 데이터량을 250분의 1로 줄일 수 있다. 그 다음 0.95초 동안은 일정한 전압을 유지하는데, 이때 흐르는 전류는 플라즈마 밀도에 비례하기 때문에 상대 전자 밀도를 계산할 수 있다. 플라즈마 밀도 절대값을 알기 위해서는 전체 전류-전압 곡선이 필요한데, 매 10초마다 250 포인트에서 측정한 전류 전압을 지상으로 전송한다. 수신한 250개의 전류-전압 관측값으로 지상에서는 모델식을 이용하여 플라즈마 밀도 절대값을 계산할 수 있으며, 위성에서 계산한 전자 온도 데이터가 맞는지 검증할 수도 있다.

3.2.3 자력계(Mag)

우주날씨를 연구하기 위해서는 정밀한 지구 자기장 측정이 요구되며, 이를 위해 도요셋 위성에는 3축 플렉스 게이트 자력계가 탑재되었다. 지구 자기장을 측정하기 위해서는 $\pm 70,000\text{ nT}$ 의 넓은 범위에서 1 nT 이하(10 Hz 에서 노이즈 표준편차) 노이즈를 가져야 한다. Fig. 7은 도요셋 자력계로 관측한 지구 자기장으로 노이즈를 나타내고 있다. 요구조건인 노이즈의 표준 편차가 1 nT 이내에 들어 오는 것을 확인할 수 있다. 그러나 이것은 자력계 단독으로 측정하였을 때의 결과이고, 자력계가 위성에 장착되면 위성체에서 발생하는 자기장 노이즈에 의해 훨씬 많은 노이즈가 발생할 것으로 예상된다. 이러한 위성체의 자기장 간섭을 막기 위해 다른 위성에서는 붐(boom)을 사용하여 위성체와 자력계의 거리를 유지하기도 하지만, 이럴 경우 많은 공간이 필요하며, 무엇보다 위성 내부 노이즈와 외부 자기장 변화를 구분할 수 없는 단점이 있다. 도요셋 자력계에서는 두개의 센서를 배치하여 이러한 문제를 해결하려고 하였다. 도요셋은 큐브위성으로 작기 때문에 위성의 특정 위치에서 발생하는 노이즈를 두 개의 센서로 각각 다르게 측정할 것이다. 이러한 원리를 이용하면 위성체 내부에서 발생한 노이즈 원과 외부 자기장 변화를 구분할 수 있고, 노이즈 캔슬링(canceling) 기법을 사용하여 노이즈를 줄일 수 있다.

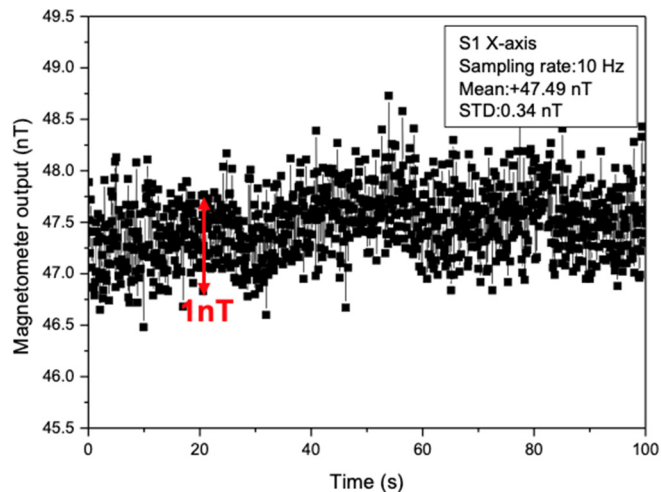


Fig. 7. Noise measurement of SNIPE Mag. The standard deviation of the noise level should be less than 1 nT. SNIPE, Small Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.

3.2.4 감마선 모니터(GRM)

중력파와 같이 수반되는 전자기파 현상 중 감마선 폭발(gamma ray burst)은 중력파 발생 직후 초기 폭발하듯 수 초간 밝아졌다가 바로 어두워진다. 감마선 관측은 지상에서 할 수 없고 오로지 우주 공간에서만 가능한데, 현재 운용 중인 대형 감마선 우주망원경들은 자세 제어 및 관측 준비에 시간이 걸리므로 중력파 검출 직후 잠깐 폭발하는 감마선 관측을 하기가 곤란하다. 따라서 중력파와 같이 발생하는 감마선을 검출하려면 초소형 위성 편대를 이용한 감마선 상시 모니터링 시스템을 이용하는 것이 효과적이다. 도요셋은 4기의 6U 큐브위성 본체에 각각 이리디움/GPS 통합 통신 모듈을 갖고 있으므로 감마선 폭발 시 정확한 관측 시각과 관측 후 신속히 관측 정보를 지상으로 전송하기 위한 기반 환경을 갖추고 있다. 따라서 차후 본격적인 감마선 폭발 우주 관측 미션을 위한 기술 검증 목적으로 GRM 탑재체를 제작해서 도요셋에 탑재하였다.

GRM은 10 keV에서 400 keV의 감마선을 측정할 수 있고, 검출기로 CsI를 탑재하였다. 특이한 점은 GRM을 운용하기 위한 모든 명령과 관측 데이터는 이리디움 통신망을 통해서만 전달된다는 점이다. 미래에 별도의 지상국과의 교신 없이 과학임무를 수행하는 것이 가능한지도 우리가 GRM을 통해 연고자 하는 기술적 목표이다.

3.2.5 이리디움 통신 탑재체

이리디움 통신위성은 780 km의 고도에서 통신 서비스를 제공하는 위성군이다. 지상 통신 서비스를 목적으로 하기 때문에 위성에서는 거의 사용되지 않는 통신망이다. 그 이유는 지상에서는 전지역을 커버하는 반면, 500 km 고도에서는 이리디움 위성과의 거리가 가까워지고, 이에 따라 전파의 빔폭이 작아지기 때문에 통신 가능한 영역이 줄어들기 때문에 효율성에 의문이 생기기 때문이다. 그럼에도 일부 큐브위성에는 이리디움 통신을 성공적으로 수행했다는 보고가 있다[23]. 도요셋에서는 이리디움 통신위성이 제공하는 여러 통신 서비스 중 SBD(short burst data) 통신 모듈을 탑재하였다. SBD는 쉽게 말해 단문 서비스로 터미널 간 간단한 문자 전송이 가능하다. Fig. 8에서 나타난 것과 같이 도요셋은 주로 S-band를 이용하여 지상국과

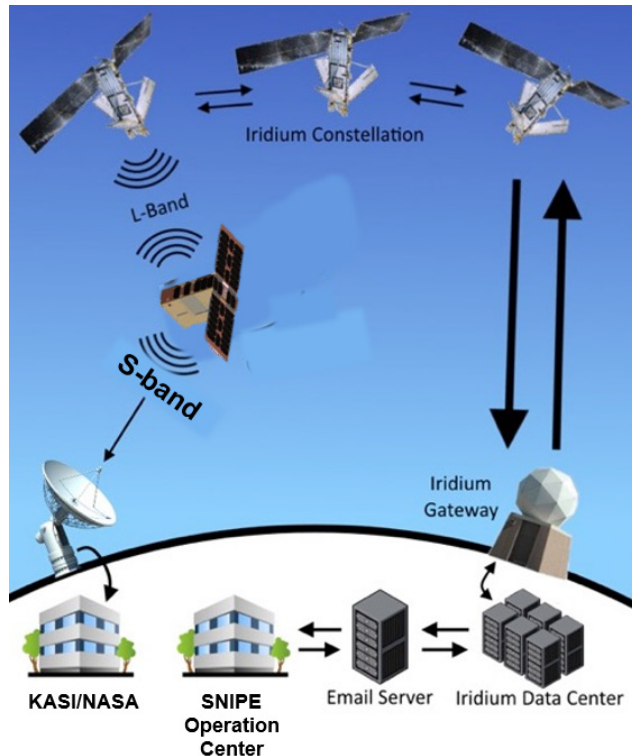


Fig. 8. Concept of the IRIDIUM communication with SNIFE mission. SNIFE, Small Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.

교신하지만, L-band를 이용하여 이리디움 위성과 상시 교신할 수 있다. 데이터는 이리디움 통신망을 통해 e-mail 서버로 도요셋 지상국에 전달된다. 예상되는 교신 가능 시간은 하루 70분인데, 도요셋 한 기가 지상국과 교신할 수 있는 시간이 5분 정도라는 점을 고려하면 결코 적은 시간이라고 할 수 없다. 이리디움 통신을 이용하여 미래에 위성을 더 효율적으로 운용할 수 있는 방안을 찾는 것이 이 탑재체의 목표이다.

4. 편대 비행(Formation Flying)

도요셋 임무의 가장 큰 특징은 나노급 위성으로는 세계 최초로 편대 비행을 수행한다는 점이다. 위성이 처음 발사체에서 분리되었을 때, 4기의 각 위성은 별도의 궤도 제어 없이 초기 속도 차이에 의해 위성 간 간격이 벌어질 것이다. 초기 운용 기간을 1개월로 가정할 경우, 대략 수 백 km에서 수 천 km까지 위성간 간격이 벌어질 것으로 예상하고 있다. 이는 실제 발사된 위성군의 위치 변화를 기반으로 가정한 것이다. 초기 운용 기간이 끝나면 다음 3개월 동안은 추력기를 이용하여 위성 4기를 10 km 이내의 거리로 모으는 작업을 수행한다. 이때 각 위성은 같은 궤도평면 상에 위치하기 때문에 우리는 이를 종대 편대비행(along track formation flying)이라고 부른다. 이 기간 동안 각 위성은 약 1초에서 200초의 시간 간격을 가지고 동일한 플라즈마 구조를 통과하게 되며, 다양한 스케일의 시간적 변화를 관찰할 수 있다. Fig. 9은 종대 편대비행 시 위성-D를 기준으로 위성-B의 거리 변화를 나타내고 있다. 발사 뒤 약 30일이 경과한 후 위성의 궤도 제어가 시작되며, 이때 추력기에 의해 위성 간 거리가 조금씩 가

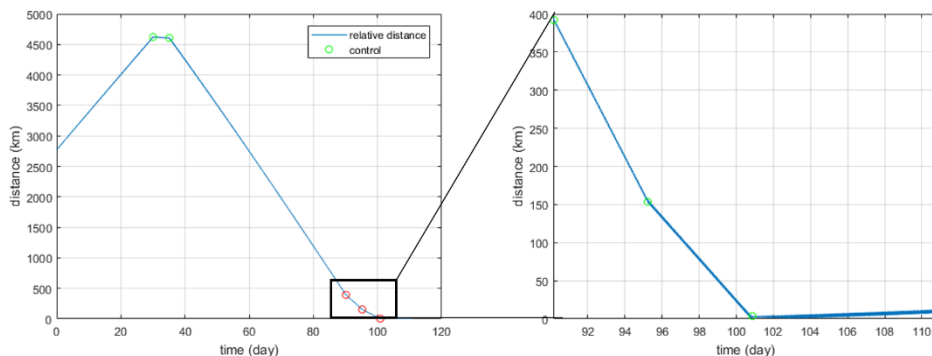


Fig. 9. The distance of the Sat-B with respect to the Sat-D in the along-track formation flying.

까워진다. 약 85일 후 위성간 거리가 400 km 정도 가까워졌을 때 역추력을 이용하여 위성간 속도를 줄여준다. 이를 통해 위성 간 거리는 10 km 이내로 줄어든다.

종대 편대 비행이 완료된 후 4기 도요셋 위성은 횡대 편대 비행을 시작한다. 횡대 편대 비행은 경도 상에서 서로 거리가 멀어지는 것을 의미한다. 이를 통해 단일 플라즈마 구조를 여러 지역에서 동시에 관측할 수 있다. 횡대 편대 비행 기간 동안에는 위성의 거리가 종대로도 계속 변하기 때문에 궤도 제어에 더 많은 어려움이 예상된다. Fig. 10에서 보인 것과 같이 3개월 동안 횡대 편대 비행을 수행하면, 위성 간 거리는 적도 영역에서 250 km, 위도 70도 지역에서는 약 130 km까지 벌어질 것으로 예상된다. 횡대 편대 비행 임무가 종료되면 위성의 연료가 모두 소진될 것으로 예상된다. 그러면 더 이상 편대 비행을 할 수는 없지만, 위성들은 각자 자유롭게 위치를 바꾸며 비행할 것이고, 이 경우 여전히 플라즈마의 미세 구조를 파악할 수 있는 유용한 정보를 제공할 것이다.

5. 결론

근지구 우주환경은 고도 약 80 km에서 시작하는 전리권(ionosphere)과 지구 자기장의 영향이 미치는 자기권(magnetosphere)으로 이루어진 공간을 의미한다. 여기에는 인류가 발사한 위성 대부분이 상주하고 있으며, 전파 통신 교란, GPS 오차 증가, 전력망 손상 등 인간 생

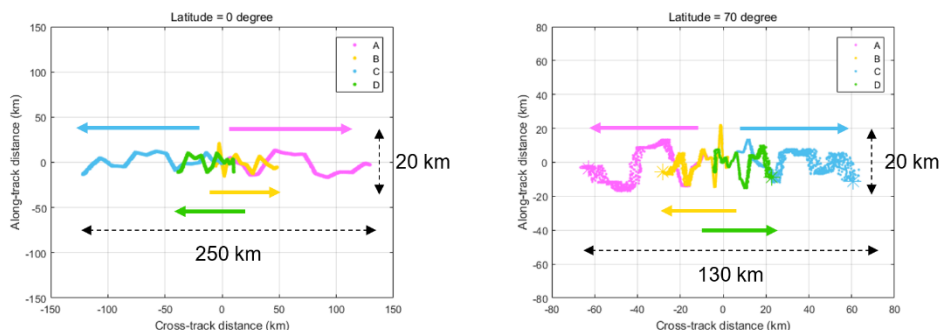


Fig. 10. Relative position with respect to the uncontrolled Sat-A at the equator (left) and latitude 70° (right).

활에 직접적인 영향을 주는 우주날씨 변화가 일어나는 곳이다. 따라서 향후 우주탐사를 위해서는 반드시 선행연구가 진행되어야 할 우주 공간이다. 도요셋은 근지구 우주 공간에서 발생하는 플라즈마 미세구조에 관한 연구를 심화할 수 있는 관측자료를 확보하고, 우주폭풍으로부터 국가우주자산을 보호하는 데 이바지하고자 한다. 현재 민간 기업(SPACE-X 등)에서 정부를 대신한 우주 발사체를 운영하고 있을 뿐만 아니라, 세계 여러 기업(Blue Origin, Space-X, Orbital Science, Starchaser 등)에서 우주관광 상품을 준비하고 있다. 이런 민간 분야의 우주개발 확대에 따라 우주날씨 정보에 대한 수요도 함께 증가할 것으로 예상된다.

큐브위성은 인간이 우주에 접근할 수 있는 비용을 획기적으로 낮출 수 있는 기술로 인식되고 있다. 도요셋 위성을 통해 획득하게 될 큐브 위성 기술은 군사, 지구관측, 위성통신 등 다양한 분야에서 활용 가능한 기술로 향후 우주산업 시장에서 중요한 부분을 차지할 것으로 예상된다. 특히 큐브 위성 편대비행기술은 세계에서 처음 시도되는 것으로 성공할 경우, 큐브위성의 활용도를 높이는데 기여할 것이다.

감사의 글

본 연구는 한국천문연구원 의 주요 사업인 “근지구 우주환경 관측 위성 탑재체 개발”과 “차세대 우주환경 관측 네트워크 구축 및 운영”의 지원을 받아 수행되었다.

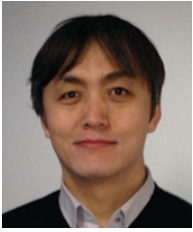
References

1. Chen FF, Introduction to Plasma Physics and Controlled Fusion (Plenum Press, New York, NY, 1984).
2. Seon KI, Han W, Lee YW, Lee HM, Kim MB, et al., Space missions for astronomy and astrophysics in Korea: past, present, and future, *J. Korean Phys. Soc.* 78, 942-971 (2021). <https://doi.org/10.1007/s40042-021-00166-3>
3. Escoubet CP, Fehring M, Goldstein M, Introduction: the cluster mission, *Ann. Geophys.* 19, 1197-1200 (2001). <https://doi.org/10.5194/angeo-19-1197-2001>
4. Mauk BH, Fox NJ, Kanekal SG, Kessel RL, Sibeck DG, et al., Science objectives and rationale for the radiation belt storm probes mission, in *The Van Allen Probes Mission*, eds. Fox N, Burch JL (Springer, Boston, MA, 2012).
5. 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>
6. Friis-Christensen E, Lühr H, Knudsen D, Haagmans R, Swarm - an earth observation mission investigating geospace, *Adv. Space Res.* 41, 210-216 (2008). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2006.10.008>
7. Puig-Suari J, Turner C, Ahlgren W, Development of the standard CubeSat deployer and a CubeSat class PicoSatellite, 2001 IEEE Aerospace Conference Proceedings, Big Sky, MT, 10-17 Mar 2001.
8. Nanosats database, viewed 2022 June 1, available from: <https://www.nanosats.eu>

9. Kulu E, Small launchers - 2021 industry survey and market analysis, in 72nd International Astronautical Congress (IAC 2021), Dubai, 25-29 Oct 2021.
10. Crusan J, Galica C, NASA's CubeSat launch initiative: enabling broad access to space, *Acta Astronaut.* 157, 51-60 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.08.048>
11. Johnson AT, Shumko M, Griffith B, Klumpar DM, Sample J, et al., The FIREBIRD-II CubeSat mission: focused investigations of relativistic electron burst intensity, range, and dynamics, *Rev. Sci. Instrum.* 91, 034503 (2020). <https://doi.org/10.1063/1.5137905>
12. Moore CS, Caspi A, Woods TN, Chamberlin PC, Dennis BR, et al., The instruments and capabilities of the miniature X-ray solar spectrometer (MinXSS) CubeSats, *Sol. Phys.* 293, 21 (2018). <https://doi.org/10.1007/s11207-018-1243-3>
13. Crowley G, Fish C, Pilinski M, Stromberg E, Huang C, et al., Scintillation observations and response of the ionosphere to electrodynamics (SORTIE), in 30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, 6-11 Aug 2016.
14. Angelopoulos V, Tsai E, Bingley L, Shaffer C, Turner DL, et al., The ELFIN mission, *Space Sci. Rev.* 216, 103 (2020). <https://doi.org/10.1007/s11214-020-00721-7>
15. Spann J, Swenson C, Durao O, The scintillation prediction observations research task (SPORT): an international science mission using a CubeSat, in 31st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, 5-11 Aug 2017.
16. Kepko L, Santos L, Clagett C, Azimi B, Chai D, et al., Dellinger: reliability lessons learned from on-orbit, in 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, Aug 2018.
17. Lee JJ, Kim KC, Lee JG, Short-duration electron precipitation studied by test particle simulation, *J. Astron. Space Sci.* 32, 317-325 (2015). <https://doi.org/10.5140/JASS.2015.32.4.317>
18. Lee JJ, Parks GK, Lee E, Tsurutani BT, Hwang J, et al., Anisotropic pitch angle distribution of ~100 keV microburst electrons in the loss cone: measurements from STSAT-1, *Ann. Geophys.* 30, 1567-1573 (2012). <https://doi.org/10.5194/angeo-30-1567-2012>
19. Park S, Kim KH, Kil H, Jee G, Lee DH, et al., The source of the steep plasma density gradient in middle latitudes during the 11-12 April 2001 storm, *J. Geophys. Res.* 117 (2012). <https://doi.org/10.1029/2011JA017349>
20. Hosokawa K, Kashimoto T, Suzuki S, Shiokawa K, Otsuka Y, et al., Motion of polar cap patches: a statistical study with all-sky airglow imager at Resolute Bay, Canada, *J. Geophys. Res.* 114 (2009). <https://doi.org/10.1029/2008JA014020>
21. Xiong C, Stolle C, Lühr H, Park J, Fejer BG, et al., Scale analysis of equatorial plasma irregularities derived from swarm constellation, *Earth Planets Space.* 68, 121 (2016). <https://doi.org/10.1186/s40623-016-0502-5>
22. Park J, Lühr H, Rauberg J, Global characteristics of Pc1 magnetic pulsations during solar cycle 23 deduced from CHAMP data, *Ann. Geophys.* 31, 1507-1520 (2013). <https://doi.org/10.5194/angeo-31-1507-2013>
23. Riot VJ, Simms LM, Carter D, Lessons learned using iridium to communicate with a CubeSat in low Earth orbit, *J. Small Satell.* 10, 995-1006 (2021).

Author Information

이재진 jjlee@kasi.re.kr



KAIST에서 2002년 물리학 박사학위를 받았다. 2004년부터 2006년까지 UC Berkeley Space Sciences Lab.에서 박사후 연수원으로, 2006년부터 2007년까지 KAIST 인공위성연구소에서 근무하였으며, 2007년부터 지금까지 한국천문연구원에서 근무하고 있다. 과학기술중형 로켓 II, 우리별 3호, 다목적실용위성 1호, 과학기술위성 1호, 3호 등 국내 과학 탑재체 개발에 참여하였으며, 우주환경에 대한 연구를 진행하고 있다. 현재 도요셋 프로젝트 연구책임자로 활동하고 있다.

손종대 jdsohn@kasi.re.kr



충남대학교에서 2014년 우주과학 박사학위를 받았다. 2014년부터 2016년까지 한국과학기술원(KAIST) 자연과학연구소에서 박사후 연수원으로, 2016년부터 지금까지 한국천문연구원에서 근무하고 있다. 차세대소형위성 1호의 과학탑재체 프로젝트 매니저 및 개발에 참여했고, 차세대소형위성 2호, 한미 민간 달착륙선 탑재체 개발 등 과학 탑재체 개발에 참여하고 있으며, 우주환경에 대한 연구를 진행하고 있다. 현재 도요셋 프로젝트 과학 탑재체를 담당하고 있다.

박재흥 pj@kasi.re.kr



2005년 KAIST에서 이학 박사 학위 취득 후 2006년부터 2007년까지 대만 중앙대학교 태공과학연구소에서, 2007년부터 2014년까지 독일 지구연구소에서 박사후 연수원으로 근무하였으며, 2014년부터 지금까지 한국천문연구원에서 근무하고 있다. 과학기술위성 1호, 2호 등 국내 과학 탑재체 개발에 참여하였으며, 국산 위성 관측자료의 분석 또한 수행해 왔다. 현재 도요셋 프로젝트 지상국 구축 및 운용에 참여하고 있다.

양태용 yty16@kasi.re.kr



2016년 한국과학기술연합대학원에서 천문우주과학 박사학위를 받았으며 현재 한국천문연구원에서 선임연구원으로 재직 중이다. 천문연에서 개발중인 근지구 우주환경 관측 위성(SNIPE, 도요셋) 개발 프로젝트에 참여하여 지상국 운영을 담당하고 있으며, 위성 및 지상 관측자료를 활용하여 전리권/고층대기를 연구하고 있다.

송호섭 hssong@kasi.re.kr



충남대학교 대학원 우주지질학과에서 2019년 우주지질학 석사 학위를 취득하고, 동 대학원에서 우주지질학 박사과정을 재학 중이다. 현재는 한국천문연구원에서 학생연수원으로서 도요셋 프로젝트의 과학 탑재체 및 이리듬 통신 모듈 연구에 참여하고 있다.

황정아 jahwang@kasi.re.kr



KAIST 물리학과에서 2006년 박사학위를 받고, 2007년부터 현재까지 한국천문연구원에서 근무하고 있다. 과학기술위성 1호 우주물리 탑재체 개발에 참여했고, 도요셋 프로젝트의 시스템 엔지니어를 맡고 있다. 지구방사선대 연구와 우주방사선 예측모델 개발 및 우주방사선 실측실험 프로젝트를 진행하고 있다.

Author Information

곽영실 yskwak@kasi.re.kr



경북대학교 지구과학교육과를 졸업하고 동대학원 천문대기과학과에서 박사학위를 받았다. 미국립대기과학연구소(National Center for Atmospheric Research, NCAR)의 High Altitude Observatory(HAO)에서 박사후연구원과 방문 연구원으로 근무하였으며, 현재는 한국천문연

구원에서 전리권/고층대기를 포함한 우주환경 변화 및 예측 연구를 진행해 오고 있다. 우주과학연구센터장, 천문우주과학데이터센터장을 거쳐, 현재 태양우주환경그룹장으로서 차세대우주환경 연구팀을 이끌고 있다. 더불어 SNIPE(도요셋) 프로젝트와 ROKITS(우주용 광시야 대기광 관측 카메라 개발) 프로젝트에 project scientist로 참여하고 있다.

박원기 wkpark@kasi.re.kr



서울대학교에서 2007년 천문학 박사학위를 받았다. 2008년 말까지 세종대학교에서, 그리고 2009년부터 2012년초까지 서울대학교에서 박사후 연구원으로 재직하였으며, 2012년부터 현재까지 한국천문연구원에서 근무하고 있다.

과학기술위성 3호 탑재체인 MIRIS 및 차세대 소형위성 1호, 2호의 탑재체 개발에 참여하였다. 가시광 및 적외선을 이용한 우주 천문 관측 기기 개발에 참여하고 있다.